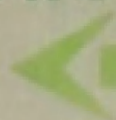


ДЖЕЙМС ТЕЙЛОР

**НАГРУЗКИ,
ДЕЙСТВУЮЩИЕ
НА САМОЛЕТ**



Manual on
AIRCRAFT LOADS

by
JAMES TAYLOR

Published for and on behalf of
**ADVISORY GROUP FOR
AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT
NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION**

by
PERGAMON PRESS
OXFORD • LONDON • EDINBURGH • NEW YORK
PARIS • FRANKFURT

ДЖЕЙМС ТЕЙЛОР

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Перевод с английского
кандидатов техн. наук *О. А. Кузнецова* и *В. Л. Райхера*,
инж. *В. В. Бажукова*



ИЗДАТЕЛЬСТВО «МАШИНОСТРОЕНИЕ»
Москва 1971

Нагрузки, действующие на самолет. Джеймс Тейлор. М., «Машиностроение», 1971, стр. 372.

В книге обобщены результаты работ зарубежных ученых, преимущественно английских и американских, в области теоретических и экспериментальных исследований нагрузок, испытываемых самолетами различного типа и назначения в полете и при движении по земле. Рассмотрены нагрузки в полете в условиях атмосферной турбулентности, при выполнении самолетом симметричного и несимметричного маневра, при возникновении колебаний типа «бафтинг» и акустических давлений, при движении по земле (взлет, посадка, руление по аэродрому).

Содержащиеся в книге обширный экспериментальный материал, его обобщение и анализ привлекут внимание широких кругов научных работников, инженеров авиационной промышленности, Гражданской авиации и Военно-воздушных сил. Книга будет полезна также преподавателям и студентам авиационных вузов.

Табл. 52. Иллюстр 106. Библ. 168 назв.

ПРЕДИСЛОВИЕ К РУССКОМУ ИЗДАНИЮ

Современный этап развития самолетостроения характеризуется существенным расширением исследований прочности авиационных конструкций. Значительная их часть посвящена изучению условий эксплуатации самолета и действующих на него нагрузок.

Наряду с традиционным методом определения нагрузок, опирающимся в основном на долговременный опыт проектирования и инженерную интуицию, все большее применение находят статистические методы, использующие большой экспериментальный материал, накопленный к настоящему времени при эксплуатации самолетов. Если на основе традиционного метода устанавливается лишь величина нагрузки, которую должна выдерживать конструкция, то статистические методы позволяют количественно оценить и вероятность возникновения такой нагрузки в эксплуатации.

В предлагаемой вниманию читателей книге видного английского специалиста Джеймса Тейлора последовательно развивается вероятностный подход к определению нагрузок, действующих на конструкцию самолета. Книга написана на основе обработки и анализа более 1000 английских и американских работ, а также значительного количества неопубликованных отчетов по исследованию нагрузок, испытываемых самолетом в полете и при движении по земле.

Перед автором стояла сложная задача: проанализировать и обобщить достаточно разноречивые результаты, полученные разными методами и различными исследователями. Решая эту задачу, Джеймс Тейлор в максимальной степени использует соображения, основанные на анализе физики рассматриваемых явлений. При этом, как правило, он обращает внимание не только на общие закономерности, но и на отклонения от них.

При рассмотрении различных видов нагрузок автор пользуется одним и тем же, на наш взгляд, удачным методом: анализ внешних условий, теоретические методы определения нагрузок и, наконец, сопоставление теоретических и экспериментальных результатов. Все это позволило достаточно глубоко охватить весь комплекс вопросов, связанных с определением нагрузок. Отме-

тим, однако, что полнота освещения различных вопросов в книге неодинакова. Если атмосферная турбулентность и маневренные нагрузки рассмотрены весьма подробно, то объем материалов по бафтингу и акустическим нагрузкам сравнительно невелик.

Значительный интерес представляет последняя глава книги, где автор рассматривает принципы проектирования авиационных конструкций. Она является логическим завершением вероятностного подхода к нагрузкам, характерного для всех предыдущих разделов книги. Особого внимания заслуживают проведенные автором оценки влияния распределения в области экстремальных значений, т. е. очень низких значений прочности и очень высоких значений нагрузок.

Являясь сторонником вероятностного подхода, автор одновременно считает с теми трудностями, которые возникают при внедрении статистических методов в практику проектирования. Например, он неоднократно подчеркивает, что и при вероятностном подходе роль интуитивных инженерных соображений очень велика. Осторожность автора вполне понятна и обоснована. Известно, что официальные зарубежные требования к расчету нагрузок до сих пор почти полностью базируются на традиционном подходе и лишь в редких случаях допускают применение вероятностных методов для дополнительного контроля.

Следует обратить внимание читателей на помещенный в книге обширный экспериментальный материал, имеющий самостоятельную ценность. Интересен и список литературы, хотя работы советских ученых, в частности, по вопросам изучения атмосферной турбулентности, в нем отражены недостаточно полно.

При переводе книги предисловие автора, как и предисловие Р. В. Роуда были опущены, поскольку они не касались каких-либо технических и научных сторон проблемы определения нагрузок на самолеты. Исправлены также некоторые мелкие погрешности и замеченные опечатки оригинала. Приведенные в книге числовые значения различных величин в системе единиц оригинала пересчитаны в единицы метрической системы, причем пересчет осуществлялся, как правило, с точностью до трех значащих цифр. При переводе были сохранены принятые в оригинале обозначения, что может оказаться удобным при обращении читателя как к самому оригиналу, так и к цитируемой автором литературе.

Перевод гл. I и XIII выполнен В. Л. Райхером, гл. II, VIII—XII — О. А. Кузнецовым и гл. III—VII—В. В. Бажуковым.

Переводчики

Глава I

ВВЕДЕНИЕ

§ 1.1. ОБЩАЯ ЧАСТЬ

Всякое тело сохраняет состояние покоя или равномерного прямолинейного движения, пока оно не будет выведено из этого состояния внешними силами. Для самолета источником внешних сил является окружающая его среда. Поэтому существенную часть любого исследования нагрузок, действующих на самолет, должно составлять изучение окружающей среды, которая представляет из себя специально подготовленные взлетно-посадочные полосы и рулежные дорожки при рассмотрении нагрузок самолета при движении по земле, и атмосферы — при рассмотрении нагрузок в полете.

Важным моментом в понятии «тела», использованном выше в формулировке первого закона движения Ньютона, является то, что имеется в виду тело целиком, включая в рассматриваемом случае и его силовую установку, и все горючее в начале полета. Такой подход неудобен при изучении нагрузок, так как интерес представляют лишь нагрузки, возникающие на самолете при количестве горючего, оставшемся к рассматриваемому моменту времени. В настоящей работе диапазон скоростей полета ограничен величиной, соответствующей $M=2,5$, при этом нагрузки, вызванные изменением веса горючего, малы по сравнению с другими нагрузками и ими можно пренебречь. В рамках настоящей книги в качестве нагрузки от двигателей принимается тяга известной величины и направления, причем локальными нагрузками, связанными с работой двигателя, пренебрегается за исключением случаев, когда работа двигателя приводит к возникновению нагрузок другого типа, например, вызванных шумом реактивной струи.

Книга, по существу, состоит из четырех частей:

- а) внешние условия;
- б) маневры;
- в) турбулентность;
- г) принципы проектирования.

Во второй и третьей главах, образующих первую из этих частей, описываются условия окружающей среды — атмосфера и поверхность аэродрома. В пяти главах, составляющих вторую часть, рассматриваются маневры самолета, при этом одна из глав содержит теоретический анализ, а четыре другие — экспериментальные данные. Часть, касающаяся турбулентности, состоит из четырех глав и построена аналогично, т. е. одна глава посвящена теоретическому анализу и остальные три — экспериментальным данным. Последняя часть книги представляет собой большую главу о принципах проектирования и содержит теоретический анализ способов, которые следует использовать для получения связи между уровнем безопасности по условиям прочности, с одной стороны, и статическими и усталостными нагрузками, рассмотренными в остальных частях книги, с другой.

§ 1.2. ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ

Изучение внешних условий должно быть ограничено теми факторами, которые могут оказывать существенное влияние на нагрузки. Это неизбежно создает порочный круг, так как для того, чтобы знать, какие внешние факторы являются существенными, нужно иметь представление о нагрузках, а для того чтобы знать причины возникновения нагрузок, нужно знать соответствующие факторы внешних условий. Вот почему обычно для определения каких-либо внешних условий предварительно проводятся измерения нагрузок, возникающих на самолете, а затем, после принятия некоторой идеализированной схемы внешних условий, решается вопрос о важности того или иного фактора. И наконец, делается попытка измерения этих факторов, проводится расчет соответствующих нагрузок, возникающих на самолете, которые и сравниваются с измеренными нагрузками.

Такая процедура наилучшим образом может быть проиллюстрирована на частном примере возникновения нормальной перегрузки при встрече самолета с одиночным порывом воздуха. Полная нагрузка, действующая на самолет, есть произведение его веса на нормальную перегрузку, т. е. нужно знать лишь вес и перегрузку. Для получения величины порыва принимается некоторая зависимость перегрузки от порывов. Если это делается для одного типа самолета, конкретный вид такой зависимости не оказывает никакого влияния на величину нагрузки, лишь бы эта зависимость была линейной. Действительно, значение нормальной перегрузки определяется прямыми измерениями; величина порыва получается в результате применения принятого для него соотношения к измеренному значению перегрузки. Затем, после некоторых промежуточных операций, например, подсчета повторяемости порывов, это же соотношение используется обратным порядком для получения величин перегрузок. При этом совершенно не имеет значения тот факт, что действительная скорость движения воздуха относительно самолета не совпадает с

величиной скорости, использованной при расчетах, Если же результаты измерений на одном типе самолета используются для другого самолета, то в случае, когда для этих двух самолетов характер связи между перегрузкой и порывом воздуха различен, может быть допущена некоторая ошибка. Однако и здесь любому параметру, одинаковому для обоих самолетов, может быть приписано любое значение, не требующее никакой связи с действительностью.

Эти же соображения могут быть применены к любым измерениям. Если окажется, что характеристики измерительного инструмента сходны с характеристиками тех типов самолетов, для которых будет использована получаемая информация, то в зависимости, которые используются для перехода от результатов измерений к основным характеристикам внешней среды, можно вводить значительные допущения. В измерениях же, целью которых является получение действительных характеристик внешней среды, при определении таких зависимостей необходима очень большая точность.

Первая из глав, посвященных внешним условиям, описывает атмосферу. Существует богатая информация о нагрузках, вызванных атмосферной турбулентностью; имеется также достаточное количество результатов прямых измерений самой турбулентности, что является существенным для применения с определенным уровнем достоверности «старой» информации о турбулентности к самолетам совершенно новых схем. Ряд других характеристик атмосферы, таких как температура, плотность и давление, представлен в макроскопическом плане, так как об их локальных изменениях, которые, в частности, могут оказывать влияние на аэродинамический нагрев самолета, нет достаточно достоверных данных ни на основе метеорологических, ни на основе самолетных измерений.

Следующая глава описывает аэродромы. Условия нагружения самолета при его движении по земле даны как в виде измерений нагрузок на самолет, так и в виде непосредственных измерений профиля аэродрома. Особенностью изучения внешних условий этого типа является то, что сделана попытка получить объективную оценку внешних условий, в данном случае — неровностей аэродрома, не прибегая к изучению вызванных ими нагрузок. Исследования были достаточно широкими и поэтому неровности большого числа аэродромов хорошо известны. Тем не менее определение нагрузок на самолет серьезно ограничивается тем, что возможно существование других важных характеристик аэродрома, оказавшихся неизмеренными; к тому же, в определении передаточных функций имеются некоторые погрешности, а точность описания неровностей аэродрома или их комбинаций с передаточными функциями в идеализированной линейной постановке практически невелика. Эти вопросы обсуждаются в главе, посвященной нагрузкам при движении самолета по земле.

§ 1.3. МАНЕВРЕННЫЕ НАГРУЗКИ

После глав, в которых рассматривались внешние условия, следуют пять глав, посвященных нагрузкам при маневрах. В первой из них приведены основные уравнения движения самолета как твердого тела при его полете в однородной невозмущенной атмосфере и методы расчета нагрузок на самолет, причем особое внимание уделено нагрузкам на крыло и горизонтальное оперение. После теоретического анализа помещены главы, описывающие измерения при маневрах. Вначале идет глава о симметричных маневрах*. Проанализирован большой объем эксплуатационных данных о нормальных перегрузках в центре тяжести с целью прогнозирования повторяемости различных перегрузок для разных классов самолетов. Приведены также данные о повторяемости скоростей полета и скоростей, при которых возникают максимальные значения нормальных перегрузок. Имеющиеся данные о нагрузках на горизонтальное оперение чрезвычайно скудны и в книге они не приводятся.

Объем данных по несимметричным маневрам очень ограничен, однако эти режимы столь важны для самолетов, для которых инерционная взаимосвязь движений в различных плоскостях является существенной, что им посвящена специальная глава.

Характер нагрузок при движении самолета по аэродрому отличается от характера нагрузок в полете, так как в связи с малыми скоростями движения по земле аэродинамические характеристики самолета менее важны по сравнению с другими его характеристиками. Условия посадки представлены в виде данных, характеризующих положение самолета, его линейные и угловые скорости в момент приземления. Эти параметры являются более общими по сравнению с нормальной перегрузкой, зависящей от конструкции шасси и от упругости отдельных элементов конструкции, и их можно распространять и на другие самолеты. Нагрузки при рулежке и взлете даны в виде величин нормальных перегрузок и, следовательно, применимы лишь к самолетам, имеющим сходные характеристики с самолетами, на которых проводились измерения. Теоретически нагрузки при рулежке могут быть получены расчетом на основе данных о профиле аэродрома, однако этот метод практически не используется из-за отсутствия достаточно детальных данных как о самих внешних условиях, так и о передаточных функциях самолета, которые позволили бы достаточно точно перейти от внешних условий к нагрузкам. Приведено сравнение расчетных и экспериментальных величин нормальных перегрузок в центре тяжести для одного самолета и перегрузок в различных точках конструкции для другого самолета при рулении по аэродрому с достаточно ровной поверхностью, при этом получено хорошее совпадение, однако оно

* Под симметричными маневрами, как указано в гл. V, понимаются такие маневры, при которых отсутствует рыскание. (Прим. перев.)

не было бы таким, если бы неровности были менее однородными или если бы имелись уступы и заметные изменения уклонов.

Последняя глава, связанная с маневрами, касается влияния числа M и температуры на нагружение самолета. Непосредственных данных о температуре конструкции самолета в полете очень мало, однако достаточно большой объем материала о повторяемости различных скоростей полета и о продолжительности полета на этих скоростях позволяет провести косвенные оценки нагрева конструкции. Эти оценки не учитывают температурных отклонений, связанных с изменениями температуры воздуха на расстояниях порядка нескольких сотен метров. Имеющиеся данные о таких локальных температурных перепадах позволяют предположить, что изменения температуры конструкции будут пренебрежимо малыми, однако данных так мало, что нельзя быть уверенным в их типичности.

§ 1.4. ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

Одна из глав книги посвящена теоретическому рассмотрению турбулентности. Описание турбулентности проводится путем анализа ее масштаба и относительного распределения энергии турбулентности по различным длинам волн. Характеристики турбулентности оказываются, по существу, одинаковыми для всех масштабов турбулентности при условии, что доля энергии при длинах волн, меньших ≈ 1 см, настолько мала, что в этом диапазоне рассеиванием энергии, вызванным вязким трением, можно пренебречь.

Имеются три основных вида турбулентности: атмосферная турбулентность, бафтинг и шум. Атмосферная турбулентность имеет масштаб порядка 300 м, бафтинг — порядка $3 \div 30$ м, шум — порядка 3 м. Во всех случаях доля энергии на длинах волн, меньших 1 см, мала. Таким образом, основные характеристики турбулентности для всего диапазона масштабов, представляющего интерес при определении нагрузок на самолет, могут быть описаны одной и той же моделью.

В книге имеются отдельные главы, содержащие результаты измерений турбулентности каждого вида: атмосферной турбулентности, бафтинга и шума. Насколько это возможно, в качестве основы используются эмпирические формулы, приведенные в главе, содержащей теоретический анализ. Обращается внимание на отклонения от этих формул и анализируется влияние отклонений на величины нагрузок, действующих на самолет. Объем материалов о нагрузках, вызванных атмосферной турбулентностью, чрезвычайно велик, в то время как данных о двух других видах турбулентности немного. Особенно это относится к бафтингу, описание которого в книге может рассматриваться лишь как предварительное. Один из видов турбулентности, значение которого растет, это бафтинг, вызванный попаданием в спутную струю

другого самолета. Это может произойти на малых высотах вблизи аэродромов с интенсивным движением самолетов или на больших высотах при дозаправке топливом.

§ 1.5. ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Заключительная глава книги касается принципов проектирования и оценки безопасности самолета. Сделана попытка дать общую классификацию нагрузок, испытываемых самолетом. Для возможности максимального использования данных о нагрузках существенным является понимание связей между нагрузками, прочностью и уровнем безопасности конструкции.

Обсуждение проблемы безопасности сконцентрировано на вопросах распределения значений нагрузок и прочности элементов конструкции, сами же величины уровней безопасности, которые следует принять при проектировании, не рассматриваются. Требования к проектированию также не сформулированы, так как они выходят за круг вопросов, рассматриваемых в книге.

Глава II

АТМОСФЕРА

§ 2.1. ВВЕДЕНИЕ

Среда, в которой эксплуатируется самолет, является источником всех действующих на него нагрузок. Полная система нагрузок включает также нагрузки, создаваемые самим самолетом. На большинство из них, как например, на акустические нагрузки от двигателей, среда оказывает заметное влияние. Это еще раз подчеркивает важное значение среды. Необходимо пояснить, что в понятие среды входит атмосфера до некоторой высоты и подготовленная площадка, с которой взлетает и на которую садится самолет. Вместе с тем, нет необходимости требовать знания всех свойств среды, так как даже с помощью современных вычислительных машин невозможно определить нагрузки на самолет с учетом всех свойств среды. Установление взаимосвязей между свойствами среды и нагрузками является одной из тех задач, которые не могут быть переложены человеком на вычислительные машины. Главным в данном вопросе является точное знание того, какие свойства среды должны быть известны, а также в какой форме следует представлять требующиеся данные. Поэтому необходимо получить ясное понимание природы нагрузок, разработать идеализированную модель среды, а затем уже в соответствии с этой моделью определять характеристики среды. Это необходимо постоянно иметь в виду при рассмотрении любых видов нагрузок.

Описание среды производится в двух главах: атмосфера рассматривается в этой главе, а поверхности аэродромов — в третьей. Так как данная книга посвящена в основном самолетам со скоростями полета, при которых число M не превышает 2,5, то естественно предположить, что высоты полета при этом не будут превышать 30 км.

Характеристиками атмосферы, представляющими основной интерес при изучении нагрузок на самолет, являются давление и температура, на основании которых можно вычислить плотность и вязкость воздуха и скорость звука в нем. В общем случае

для эксплуатации самолета необходимо знать значения этих характеристик атмосферы, осредненные по сезонам и географическим районам земного шара. В ряде специальных случаев может потребоваться более детальное знание параметров атмосферы. Так, на характеристики взлета и посадки самолета на аэродромах, расположенных на большой высоте над уровнем моря, могут влиять местные значения температуры и плотности воздуха. При больших скоростях полета важное значение имеет кинетический нагрев конструкции, при котором местные изменения температуры оказываются более существенными.

Важно иметь информацию как о крупномасштабном, так и мелкомасштабном движении атмосферы. К такой информации о крупномасштабном движении можно отнести общую скорость движения воздуха на различных высотах полета, которая оказывает большое влияние на дальность полета, а следовательно, и на расход топлива, особенно при малых скоростях полета. Плавное изменение этой скорости по любому направлению практически не оказывает влияния на нагружение конструкции. Но когда изменение скорости движения воздуха происходит достаточно резко, то оно вызывает нагрузки на самолеты, называемые нагрузками от порывов.

На всех скоростях полета наиболее важными являются порывы, перпендикулярные к вектору скорости полета. Нагрузки, возникающие при этом, зависят как от скорости движения воздуха, так и от возмущенного движения самолета, вызванного действием порыва. В данной главе описывается движение воздуха в атмосфере, а в гл. X исследуются нагрузки, возникающие от этого движения. Встречные порывы приводят к гораздо меньшим нагрузкам, которыми почти всегда можно пренебречь. Если же рассматривать кинетический нагрев, то учет встречных порывов может привести к значительному изменению температуры пограничного слоя самолета. Вопросы нагрева самолета обсуждаются в гл. VIII.

§ 2.2. КВАЗИСТАТИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ

Важными параметрами атмосферы, влияющими на полет самолета, являются давление и температура. Зная их, а также физические свойства воздуха, можно определить его плотность и вязкость, а также скорость звука в нем. Обычно принято выражать высоту в единицах давления. В подобных случаях определение эквивалентной высоты производится в соответствии с задаваемой ИКАО зависимостью давления от высоты *).

* В СССР соотношение между высотой и давлением определяется по «Таблице стандартной атмосферы» ГОСТ 4401—64, которая для рассматриваемого диапазона высот практически совпадает со стандартной атмосферой, задаваемой ИКАО. (Прим. перев.).

В Британском метеорологическом обществе собраны данные измерений температуры, проведенных в большом числе пунктов северного полушария. Анализ этих материалов приводится в работе [76]. Температура в сильной степени зависит как от широты, так и от высоты места, но ввиду того, что зависимость от широты более регулярна, лучше приводить данные по широтным поясам. Измеренные температуры рассматривались в качестве типичных для дней, в которых проводились измерения, а разброс

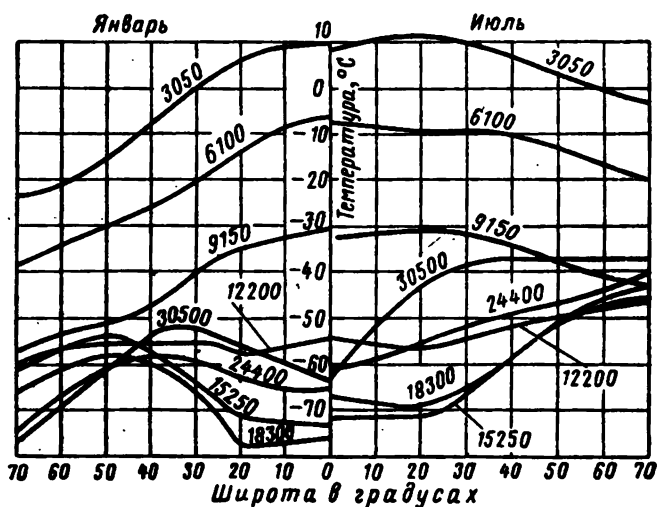


Рис. 2.1. Температура атмосферы на различных высотах в северном полушарии по данным работы [76]

определялся по результатам измерений температуры для ряда дней, относящихся примерно к одному и тому же сезону; разброс по долготе при этом учитывался автоматически. В общем случае полученные данные можно разделить на данные, соответствующие зимним (январь) и летним (июль) условиям. На рис. 2.1 и в табл. 2.1 (для различных широт — от экватора до 70° северной широты) приведены взятые из работы [76] средние значения температур и отклонения от них для января и июля месяцев. Указанные значения даны для различных высот вплоть до высоты 30,5 км и для удобства приведены давления, соответствующие эквивалентной высоте. Мак-Нотан [76], а также Уилкинсон [163] предлагают считать распределение температур нормальным. Кроме того, Мак-Нотан предполагает, что измерения в каждом широтном поясе произведены случайным образом. Исходя из этих предположений, можно установить относительную повторяемость той или иной температуры на любой высоте и широте. Учитывая точность имеющихся данных, можно условно разде-

Температура атмосферы в °С в северном полушарии по данным работы [78]

Давление на высоте кг/м ²	Эквивалентная высота м	Широта, град				
		70	50	30	20	0

Среднесуточная температура в январе и стандартное суточное ее отклонение

112	30500	-77	13	-61	11	-53	6	-56	5,5	-63	5,5
283	24400	-75	12	-61	10	-59	5,5	-63	5,5	-65	5,5
736	18300	-66	8	-58	6,5	-66	5	-77	5	-76	5
1196	15250	-61	6	-54	6	-64	1,5	-71	3,5	-73	3
1916	12200	-60	6	-55	6	-55	5	-57	3,5	-54	2,5
3094	9150	-57	4,5	-51	4,5	-40	4,5	-35	4	-31	1,5
4749	6100	-39	5,5	-30	6,5	-19	4	-13	3	-6	1,5
7106	3050	-24	7	-15	8	+1	4	+7	2,5	+10	1,5

Среднесуточная температура в июле и стандартное суточное ее отклонение

112	30500	-37	3,5	-37	3,5	-38	5,5	-43	5,5	-63	5,5
283	24400	-41	3,5	-47	3,5	-51	5,5	-55	5,5	-61	5,5
736	18300	-43	3,5	-51	3,5	-65	5	-69	5	-67	5,5
1196	15250	-45	3	-51	3,5	-66	4,5	-71	3,5	-71	3
1916	12200	-47	4,5	-50	5,5	-54	4,5	-56	3,5	-54	2
3094	9150	-43	5	-38	5	-31	4,5	-31	3	-32	2
4749	6100	-29	4,5	-13	4,5	-9	3,5	-9	2,5	-7	1,5
7106	3050	-4	4	+3	4	+10	3,5	+11	2,5	+9	1,5

лить год на две половины — в первых шести месяцах условия соответствуют январю, а в других шести — июлю.

Это приведет к несколько завышенным оценкам экстремальных температур.

Плотность, скорость звука и вязкость могут быть определены из следующих соотношений *:

$$\text{плотность равна } \rho/R_0T, \quad (2.1)$$

$$\text{скорость звука равна } C_0(T/T_0)^{1/2}, \quad (2.2)$$

$$\text{динамическая вязкость равна } \mu_0(T/T_0)^{3/2}(T_0+S_0)/(T+S_0). \quad (2.3)$$

Здесь ρ — давление,

T — абсолютная температура, равная $273,15 +$ температура в $^{\circ}\text{C}$,

$$T_0 = 288,15^{\circ}\text{K},$$

$$R_0 = 287,039 \text{ м}^2/\text{сек}^2 \text{ } ^{\circ}\text{K},$$

$$C_0 = 340,28 \text{ м/сек},$$

$$\mu_0 = 1,75 \cdot 10^{-6} \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{м}^2,$$

$$S_0 = 110,4.$$

Следует отметить, что в табл. 2.1 и на рис. 2.1 приводятся данные для высот, больших 3 км. Дело в том, что ниже 3 км большую роль играют и местные условия и время суток, так что обобщенные данные температур для этих высот оказываются мало достоверными. Вместе с тем, в табл. 2.2 указаны максимальные и минимальные температуры на уровне земли, взятые из работы [76]. Эти значения не следует сопоставлять с данными табл. 2.1, где приведены средние величины для каждого широтного по-

Таблица 2.2

Экстремальные значения температуры на уровне земли для некоторых специфических по температурным условиям районов по данным работы [76]

Район	Наивысшее средне- месячное значение суточного максиму- ма температу- ры, $^{\circ}\text{C}$	Район	Наинизшее средне- месячное значение суточного миниму- ма температуры $^{\circ}\text{C}$
Абадан	48	Барроу	—40
Багдад	47	Честерфильд	—44
Басра	48	Черчилль	—40
Бискра	45,6	Коппермайн	—43
Дехибат	49	Даусон	—47

* Численные значения указанных величин приводятся здесь в соответствии с «Таблицей стандартной атмосферы» ГОСТ 4401—64 (Прим. перев.)

Район	Наивысшее сред- немесячное значе- ние суточного максимума темпе- ратуры, °С	Район	Наинизшее сред- немесячное значе- ние суточного минимума темпе- ратуры, °С
Гадабиз	50	Форт Доброй Надежды	—48
Инсалах	47,2	Форт Юкон	—50
Каяс	46,7	Хэй Ривер	—43,3
Лугх	47,2	Танана	—44
Суакин	46,7		
Тогур	47,2		

яса, в то время как в табл. 2.2 даны температуры для некоторых специфических мест, выбранных из-за суровых температурных условий в них.

§ 2.3. КРУПНОМАСШТАБНЫЕ ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА АТМОСФЕРЫ

Распределение температур, приведенное для летних и зимних условий, можно рассматривать как квазистатическое и связанное с крупномасштабной системой ветров, пронизывающих всю земную атмосферу. В этой системе теплый воздух поднимается вверх и движется к полюсам, а холодный — опускается вниз и перемещается к экватору. Система в целом устойчива и состоит из областей, где наблюдаются ветры — пассаты, и экваториальной зоны затишья. В течение веков известно, что эти ветры постоянны на протяжении в несколько сот километров и на высотах вплоть до 30 м. Изменения ветра с высотой являются более резкими и могут иметь существенное значение, однако маловероятно, что самолеты, летающие на максимальных скоростях до $M=2,5$, будут иметь такие скорости снижения или набора высоты, при которых изменение скорости ветра приведет к большим нагрузкам.

Господствующие ветры могут быть использованы при полетах самолетов так же, как и при плавании парусных судов, но со следующими особенностями. Можно с некоторыми ограничениями выбрать высоту, на которой ветер был бы оптимальным на данном участке маршрута, но для самолета время нахождения в пути много меньше, чем у корабля, и главным фактором здесь является средняя скорость ветра. Поэтому даже с учетом попра-

вок, вносимых прогнозом погоды, изменения ветра приобретают для самолета гораздо большее значение, чем для корабля.

На всех широтах распределение температур в нижних слоях атмосферы (тропосферы) примерно такое же, как указано на рис. 2.1. Уменьшение же температуры с высотой происходит вплоть до некоторого слоя (тропопаузы), высота которого зависит от широты местности. Степень уменьшения температуры с высотой (вертикальный градиент температуры) изменяется от $0,5$ до $0,8^{\circ}\text{C}$ на каждые 100 м высоты. Если воздух сухой, то слоистая структура атмосферы будет устойчивой в пространстве, при этом нейтральная термическая устойчивость этих слоев наступает только при градиенте 1°C на каждые 100 м высоты. Если же к воздуху примешиваются водяные пары, то слоистость или стратификация атмосферы оказывается менее устойчивой и градиент температуры, при котором наступает нейтральная термическая стратификация атмосферы, может составлять $0,5^{\circ}\text{C}$ на каждые 100 м высоты. Другой причиной уменьшения устойчивости стратификации воздуха является нагрев его вблизи земли из-за солнечного излучения, падающего на поверхность земли и приводящего, таким образом, к местному изменению градиента температуры. Основные географические особенности поверхности земли влияют на систему ветров и вызывают местную неустойчивость стратификации атмосферы. К крупномасштабным возмущениям атмосферы относятся циклоны и антициклоны, гребни и ложбины в барическом поле, которые при движении над поверхностью земли несколько изменяют свои формы. В работе [127] приводится «типичный моментальный снимок горизонтального компонента крупномасштабной турбулентности в среднем слое тропосферы; характерным на этом снимке является система трех длинных волн между западной частью Северной Америки и центральной частью Советского Союза». Эти метеорологические данные используются для прогноза скорости ветра. Другим примером крупномасштабных возмущений, имеющих значительное влияние на систему ветров, является струйное течение. Его размеры составляют около половины размеров циклона или антициклона.

Лишь при демонстрационных полетах на выставках можно ожидать благоприятного ветра, поэтому для каждого полета важным является вопрос о том, можно ли на заданном отрезке пути при том или ином ветре перевезти заданную платную нагрузку. Эта задача имеет много переменных и притом в таких неопределенных масштабах, что прогноз эффективных скоростей ветра будет очень неточен. Люди, обслуживающие авиалинии, оказывают влияние на все фазы движения самолета, но, пожалуй, не в такой степени, как в случае полета с учетом скорости ветра. Здесь метеорологи и экипаж самолета являются первым и последним звеном в цепи факторов, влияющих на движение, а между ними — наземный обслуживающий персонал с его привычками, средствами контроля за полетами и каналами связи

между метеорологами — все это в различной форме оказывает огромное влияние. Очевидно, что знание скорости ветра в данном месте и в данный момент времени очень мало может помочь предсказанию всех ветров, с которыми встретится самолет на своем пути. Наряду с этим теоретическое предсказание скоростей ветра на всем маршруте полета, наряду с определением их влияния на движение самолета и, наконец, вычисление эффективного отклонения скорости ветра от планируемой для полета является слишком сложной задачей и выходит за пределы точности даваемой прогнозом погоды. Поэтому наилучшим способом будет проведение необходимых исследований ветра непосредственно в полетах при эксплуатации самолетов.

Рациональные расстояния между посадками для каждого конкретного маршрута зависят от учета средних ветров и стандартных отклонений от них для каждого сезона года, определение которых составляет одну из обязанностей обслуживающего персонала каждого рейса. Поскольку книга посвящена нагрузкам на самолет и вопросам безопасности полета, то основной интерес представляют не типичные сезонные условия распределения ветра, а скорее отклонения от прогнозируемых условий. Согласно работе [163] отклонения от прогнозируемой скорости ветра в основном подчиняются закону нормального распределения. Так, данные, приведенные в этой работе и полученные для сравнительно небольших отрезков пути (около 6 км), показывают, что стандартное отклонение скорости от прогноза составляло ≈ 9 км/час через 5 час после составления прогноза и линейно увеличивалось до ≈ 28 км/час через 24 часа. При этом не было замечено, играют ли роль конкретные условия для того времени, когда производится прогноз, или же те условия, которые прогнозируются для будущего полета.

Приведенные значения отклонений получены, исходя из очень ограниченного объема данных, поэтому они могут характеризовать лишь один из аспектов проблемы и не могут быть использованы при определении расчетных условий. Несмотря на это, на их основе можно судить о порядке величины изменения ветра. Последние работы [164], [3] и [4], посвященные общей проблеме резерва топлива при полете самолета, охватывают более широкий круг вопросов, чем вопросы, связанные с влиянием ветров. Внимание почти полностью сосредоточено на вопросах остатка горючего в конце полета, и в особенности, на редких случаях, когда этот остаток мал, тем более, что такие случаи нельзя компенсировать случаями, когда остаток очень большой. Подобная экстраполяция из обычных условий мало пригодна за исключением того, когда она описывает экстремальные случаи. Операторам, обслуживающим авиалинии, следует всегда сопоставлять с расчетами получаемые большие остатки топлива при неожиданном попутном ветре и малые остатки, соответствующие неожиданному встречному. Результаты сопоставления позволят коррек-

тировать начальное количество топлива с тем, чтобы без необходимости не переполнять баки при прогнозе попутного ветра. Представляет интерес ответ на вопрос, является ли полет при очень больших отклонениях от прогнозируемых условий более экономичным по расходу топлива или нет. В частности, отличается ли время ожидания посадки у самолета, прилетевшего слишком рано и у опоздавшего, а также производит ли пилот увеличение или уменьшение скорости с тем, чтобы компенсировать некоторую ошибку во времени.

§ 2.4. ТУРБУЛЕНТНОСТЬ АТМОСФЕРЫ — ОБЩЕЕ ДВИЖЕНИЕ

До сих пор атмосфера и движение в ней рассматривались на протяжении сотен километров. Но в таких метеорологических явлениях, как развивающийся или исчезающий циклон, как ветер в горах или струйное течение, существуют гораздо меньшие масштабы турбулентности. Типичные размеры областей такой турбулентности оцениваются скорее десятками, чем сотнями километров. Основные физические свойства турбулентности таких масштабов определяются в зависимости от следующих главных причин ее возникновения:

- 1) тепловое излучение земли;
- 2) водяной пар;
- 3) форма земной поверхности.

Обычно вначале предполагают, что эффект теплового излучения поверхности земли может проявляться почти независимо от других явлений, а также сам по себе не вызывает вторичных явлений турбулентности. Механизм возникновения турбулентности из-за теплового излучения поверхности земли обусловлен взаимодействием сил тяжести при изменении температуры воздуха с высотой и силы ветра при изменении горизонтальной скорости воздуха с высотой. Когда же горизонтального движения воздуха нет, то турбулентность обусловлена свободной конвекцией и приобретаемая воздухом энергия от работы сил тяжести пропорциональна $g(\Gamma - \gamma)/T$,

где g — ускорение силы тяжести;

Γ — градиент температуры, соответствующий нейтральной термической стратификации сухого воздуха;

γ — рассматриваемый градиент температуры;

T — абсолютная температура.

Когда $\Gamma > \gamma$, то воздух неподвижен и система устойчива. Когда же $\Gamma < \gamma$, то массы воздуха стремятся придти в движение и система оказывается неустойчивой. Если, однако, имеется горизонтальный ветер, то энергия, переходящая в турбулентность, пропорциональна $(\partial U / \partial Z)^2$, где U — средняя скорость ветра на высоте Z .

Отношение этих двух энергий называется числом Ричардсона:

$$Ri = \left\{ \frac{\sigma(\Gamma - \gamma)}{T} \right\} / \left(\frac{\partial U}{\partial z} \right)^2. \quad (2.4)$$

Абсолютная величина Ri будет малой либо при малом числителе (т. е. вблизи нейтральной термической стратификации атмосферы), либо когда велик знаменатель (т. е. при большом градиенте ветра). Когда значение Ri мало, то преобладает турбулентность, вызванная градиентом ветра, но когда Ri увеличивается, то наблюдается тенденция демпфирования этой турбулентности архимедовыми силами и в воздухе осуществляется свободная конвекция.

Порядок основных вертикальных размеров движущихся масс может быть оценен довольно приблизительно, исходя из условий равновесия. Прямой эффект архимедовых сил (в противоположность обратному влиянию на турбулентность градиента ветра) приводит к заметной турбулентности лишь в условиях неустойчивой термической стратификации атмосферы. При отсутствии водяного пара турбулентность вряд ли может распространяться до очень больших высот. Хотя дневной нагрев часто приводит к возникновению «сухих» термических потоков вплоть до высоты 1500 м, однако интенсивность их с высотой резко падает. Размеры области их влияния в горизонтальном направлении, по-видимому, те же, что и у соответствующих термических потоков, содержащих водяной пар (диаметр таких потоков примерно равен половине их высоты, как об этом будет сказано ниже, в данном § 2.4). Это относится к области влияния единичного источника термического потока, на практике же общий размер таких потоков будет зависеть от изменения температуры поверхности земли. Но на высотах, превышающих 30 м, индивидуальные особенности этих потоков будут быстро исчезать. Турбулентность, вызванная градиентом ветра, распространяется на гораздо большую высоту, чем простая конвекция, так что ее влияние может быть значительным даже при достаточно устойчивой стратификации. Еще одним фактором, косвенно влияющим на неустойчивость стратификации атмосферы, является приземный пограничный слой, имеющий при устойчивых условиях толщину порядка 30 м, а в неустойчивых — 300 м. Таким образом, достаточно лишь иметь значительно неустойчивую стратификацию с тем, чтобы увеличить толщину приземного слоя, как это, в свою очередь, повлияет на градиенты ветра на еще больших высотах. Турбулентность в сухом воздухе, вызванная излучением земли, может простираться до высоты 3000 м, а ее горизонтальный размер — такого же порядка, как и у области свободной конвекции. Общей характерной особенностью турбулентности, связанной с излучением земной поверхности, является то, что она может иметь умеренную интенсивность, достаточно равномерно распределенную по горизонтали на десятки километров, с несколькими

участками резкого нарушения непрерывности, отличными от тех, которые могут быть вызваны непосредственным влиянием поверхности земли.

При наличии в атмосфере водяных паров условия конвекции значительно изменяются, так как градиент температуры, соответствующий нейтральной термической стратификации в этих условиях меньше, чем для сухого воздуха. Таким образом, если какая-то часть воздуха вблизи земли содержит водяной пар, то может образоваться конвекция. Скорером в работе [124] показано, что восходящий поток имеет форму расходящегося конуса, причем влажный воздух, находящийся вначале внутри его, по мере подъема смешивается на гранях конуса с сухим воздухом. Установлено, что горизонтальный диаметр конуса D в любом месте равен примерно половине расстояния от вершины. Аналогичные результаты были получены П. М. Сондерсом [123]. Ладлэм и Скорер [69], а также П. М. Сондерс считают, что типичное большое кучевое облако представляет собой результат объединения нескольких термических потоков. Таким образом, размер единичного облака, как правило, составляет тысячи метров. Турбулентность обычно возникает в плоскости кучевого облака или ниже его. Она примерно аналогична турбулентности, вызванной излучением земной поверхности в сухом воздухе, и может иметь среднюю интенсивность, которая обычно постоянна на протяжении десятков километров по горизонтали.

Описанная выше турбулентность независимо от того, присутствует ли водяной пар или нет, по существу представляет собой поток, движущийся более или менее прямолинейно, и содержащуюся в этом потоке турбулентность, возникшую вследствие конвекции. Энергия основного потока значительно больше энергии турбулентности. По данным ряда исследователей среднеквадратичное значение турбулентной скорости составляет около 10% от средней скорости потока в условиях нейтральной стратификации атмосферы, а в условиях устойчивой и неустойчивой стратификации ее оно равно соответственно 3 и 30% от средней скорости потока. Так что энергия турбулентности в зависимости от условий устойчивости составляет 0,1—10% энергии потока. При очень устойчивой стратификации турбулентность мала, и даже если небольшие изменения направления основного потока приводят к некоторому ее увеличению, все же влияние этой турбулентности на нагрузки, действующие на самолет, будет малым. В условиях неустойчивой стратификации атмосферы нагрузки получаются значительными и любой дальнейший переход энергии из основного потока является существенным.

До сих пор рассматривалась энергия, связанная со скоростью потока. Часто в воздухе присутствует много водяного пара, что существенно увеличивает располагаемую энергию. Эта энергия может выделяться из водяного пара за относительно малое время и вызывать сильную грозу. Можно утверждать, что любая по-

являющаяся при этом турбулентность носит конвективный характер, важно однако отметить, что ее возникновение связано с двумя стадиями. Поднимающийся при конвекции влажный воздух на той высоте, где имеются соответствующие влажность и градиент температуры, формируется в кучевые облака. После того, как энергия по прошествии некоторого отрезка времени сконцентрируется в облаках, происходит местное нарушение устойчивости стратификации атмосферы. Это обычно приводит к выпадению осадков, после чего увеличиваются восходящие потоки, приводящие к появлению облачных вершин над кучевым слоем. Байерс и Брехэм в работе [13] отмечают, что выпадение осадков вызывает мощные нисходящие потоки воздуха, которые, достигнув земли, превращаются в холодные шквалы. Эта новая система может принять квазистатическое устойчивое положение, превратившись в кучево-грозовое облако с сильными грозами и градом.

Ладлэм в работе [70] описал типичный случай сильной грозы, прошедшей над Воукингемом (Южная Англия) 9 июля 1959 года. Оказалось возможным исследовать эту грозу достаточно детально. Были проведены совместные оценки данных по скоростям потока, измеренных радиолокаторным способом, по формированию облаков, наблюдаемых с самолетов, и по размерам градин, включая исследование их внутренней структуры. Модель этой грозы, которую можно считать типичным примером сильной грозы, показана на рис. 2.2. Общие ее характеристики могут быть описаны следующим образом. Воздух захватывается фронтом грозы при относительной скорости ≈ 9 м/сек на ширине ≈ 16 км и до высоты $\approx 1,8$ км, затем он переносится с ускорением вверх к тропопаузе, где его максимальная скорость может достигать величин 45—90 м/сек; движение града и подъем верхней границы кучево-грозового облака в Воукингеме происходили со скоростью около 40 м/сек. Участок восходящих потоков воздуха имеет приблизительно постоянное сечение с размерами 900—1800 м в направлении движения грозы и ≈ 16 км в поперечном направлении. Впрочем, в потоках с очень большой вертикальной скоростью размеры этого сечения с высотой могут уменьшаться. Изменения плотности и скорости воздуха с высотой, возможно, не очень сильно отличаются от тех, которые дают постоянство расхода: произведения скорости на плотность и на площадь поперечного сечения. За этим восходящим потоком, который, по словам пилотов планеров, является ровным, существует поток воздуха, вклинивающийся в грозу сзади и устремляющийся вниз. Ладлэм [70] считает, что максимальная скорость нисходящих потоков на высоте в несколько сот метров над землей сравнима с максимальной скоростью восходящих потоков. Он предполагает, что турбулентность на границах восходящего потока должна быть связана скорее с конвективным движением меньшего масштаба, возникающим из-за местной статической неустойчивости, чем с

вихрями, образованными в области больших градиентов ветра; Ладлэм указывает, что подсобная конвекция может хорошо наблюдаться на склонах наковален облаков. Он считает также, что воздух, захваченный нисходящим потоком, особенно в нижней тропосфере, проникает в конвективные потоки, окружающие восходящий поток, и здесь теряет свою скорость. Согласно Ладлэму

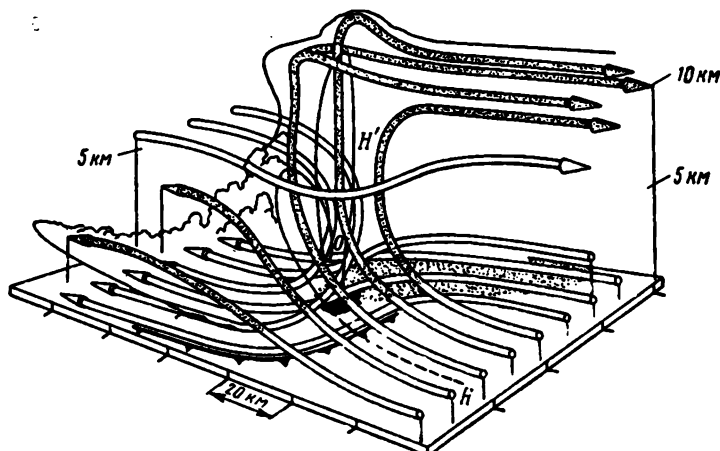


Рис. 2.2. Модель воздушных потоков в мощном кучево-грозовом облаке.

Линии тока даны относительно движущейся слева направо грозы, они заштрихованы там, где появляется конденсация. Показан схематический контур наковальни и границы грозового облака за задней кромкой шквального фронта (отмеченного на земле как холодный фронт). Высоты даны в километрах. Линия HOH' представляет собой траекторию частицы, которая опускается перед вершиной облака на фланге грозы, вновь влетает в восходящий поток в точке O , на H' перед тем, как упасть, вырастает в большую градину и, наконец, достигает земли; площадь, охваченная градом, затушована. Дождь достигает земли на узкой длинной полосе, расположенной далеко впереди и левее движения грозы.

[Репродукция с рисунка «Поток воздуха в кучево-грозовом облаке» из работы [70].

участок перехода от максимальной скорости восходящего потока до максимальной скорости нисходящего может занимать примерно 1000 м; согласно же Энн Бёрнс длина участка в любом направлении, где происходит прекращение восходящего потока, может иметь порядок 100 м. Размеры нисходящего потока не были определены, однако считается, что они больше, чем у восходящего, и что уменьшение скорости нисходящего потока при подходе к границе грозы гораздо более плавное, чем у восходящего.

На рис. 2.3 схематично показано поперечное сечение грозового облака. Самолет может встретиться с турбулентностью при заходе с фронта грозы или с ее тыла; в каждом из этих участков грозы имеется переменный компонент вертикальной скорости потока. Самолет встретит турбулентность и в центре между восхо-

дующими и нисходящими потоками, где будет изменяющийся вертикальный компонент потока. Имеется также область слабой турбулентности в стационарном восходящем потоке. Можно предположить, что в каждой из этих трех областей, исключая область малой турбулентности в восходящем потоке, имеется значительное изменение интенсивности движения воздуха. При входе самолета в грозу на него будут действовать вертикальные потоки, направления которых чередуются следующим образом: вверх, вниз, вверх — при входе со стороны фронта или — вниз, вверх,

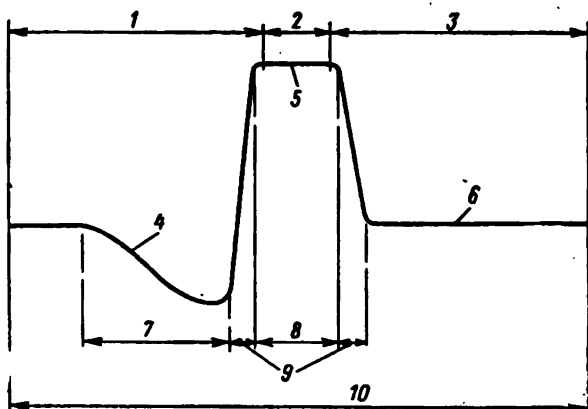


Рис. 2.3. Изменение средней вертикальной скорости потока вдоль направления движения грозы и несколькими сотнями метров ниже вершин облаков (дано не в масштабе):

1—сильная турбулентность; 2—слабая турбулентность; 3—сильная турбулентность; 4—нисходящий поток с меньшей, но того же порядка интенсивностью, что и у восходящего потока; 5—восходящий поток 45—90 м/сек; 6—малая вертикальная скорость; 7—несколько тысяч метров; 8—1000—2000 м; 9—несколько сотен метров; 10—несколько десятков тысяч метров

вниз — при входе со стороны тыла. Градиентные расстояния при этом большие и они приводят к значительному уменьшению перегрузок самолета, вызванных скоростями вертикальных потоков, но длительность действия этих малых перегрузок большая и перегрузки от турбулентности будут складываться с ними.

Указанные грозы вызывают значительные нарушения в достаточно однородной турбулентности, возникающей из-за теплового излучения земной поверхности. Другим, но менее мощным фактором, который может нарушить эту турбулентность, является изменение формы поверхности земли. Пожалуй, простейшим для понимания примером может служить турбулентность, возникающая при движении воздуха от суши к морю или к другому большому массиву воды. Эти две поверхности имеют существенно различную «тепловую инерцию» и могут быть такие случаи, когда термическая стратификация атмосферы над одной из них

устойчива, а над другой — нет. К тому же имеются утренние и вечерние бризы, которые возникают при сменах дня и ночи. При наличии гор будет происходить местное изменение направления основного воздушного потока, а на самолете, низко пролетающим над горой, это ощущается как действие порыва. Такой порыв не будет отмечен аппаратурой, установленной на башне на вершине горы, а будет зафиксировано только изменение направления всего потока. Этот пример служит иллюстрацией к общей проблеме турбулентности, возникающей вследствие влияния поверхности земли.

Вопросам влияния формы земной поверхности на скорость ветра посвящено немало работ. В частности, Морганс в работе [79] суммирует результаты большого количества материалов, полученных за двадцать лет с помощью воздушных шаров и планеров; во всех случаях стратификация атмосферы была устойчивой. Идрак [47] провел сравнение материалов для дюн высотой 10 м и плоскогорья высотой 100 м и в том и другом случаях получил аналогичные результаты: возмущения в воздухе наблюдались до высоты, примерно равной четырем высотам рассматриваемого возвышения. Наблюдения, проведенные в горах с ярко выраженными вершинами, показали, что влияние вершин по высоте сказывается на расстоянии, примерно равном 0,3 высоты горы. Но согласно математическому решению Покелса [113] для хребта бесконечной протяженности это расстояние оценивается в четыре высоты хребта, а на расстоянии, равном трем высотам, вертикальная скорость составляет примерно 5% от горизонтальной скорости ветра. (Все указанные расстояния отсчитываются от вершины горы по вертикали.)

Ряд наблюдателей отмечает, что над хребтами часто существует постоянная вертикальная скорость ветра, а в непосредственной близости к хребту этим явлением с успехом пользуются планиристы. Скорер [125] обращает внимание на то, что поток воздуха из долины Оуэнса поднимается на высоту до 4,2 км, в то время как горы над этой долиной возвышаются лишь на 1,8 и 2,7 км. Он указывает, что некоторые из этих потоков нестационарны, но при этом отмечает, что стратификация атмосферы была устойчива. Баннон [7] считает, что горы могут оказать влияние на турбулентность в струйных течениях. Если влияние гор распространяется на высоту, равную четырем высотам хребта над ними, то эти горы могут являться источником возмущения для устойчивой в других отношениях системы струйных течений. Все эти высказывания относятся к условиям устойчивой термической стратификации атмосферы, при неустойчивой стратификации влияние на струйные течения может быть более существенным, но его будет труднее отделить от влияния тех условий, которые привели к возмущениям воздуха.

Для приземного слоя влияние поверхности более очевидно и при любом изучении турбулентности на высотах ниже 300 м сле-

дует особенно позаботиться о том, чтобы как можно полнее учесть все эффекты, связанные с влиянием поверхности земли.

§ 2.5. ТУРБУЛЕНТНОСТЬ АТМОСФЕРЫ — ЛОКАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

Большая часть крупномасштабных движений атмосферы приводит к пренебрежимо малым нагрузкам на самолет. Что касается самолета, то он перемещается относительно масс воздуха, находящихся в крупномасштабном движении и перемещающихся, в свою очередь, относительно земли. Наряду с крупномасштабными движениями существуют движения меньшего масштаба, имеющие большое значение для самолета. В этой турбулентности может присутствовать и водяной пар. Основное различие между случаями, когда имеется водяной пар и когда он отсутствует, заключается в том, что водяной пар является носителем большого количества энергии, которая может освобождаться и приводить к возникновению сильных гроз, как это уже описывалось в § 2.4.

Турбулентность в грозе имеет различную интенсивность и это различие почти непосредственно обусловлено выпадением осадков. Предполагается, что оба вида (крупно и маломасштабной) турбулентности при отсутствии осадков имеют гораздо более постоянную интенсивность и объединение обеих форм турбулентности в одну при проведении измерений не должно привести к большой ошибке. Такое предположение имеет те преимущества, что не требует каких-либо специальных изменений в метеорологической информации, а также позволяет использовать ряд опытов, в которых не производилось разделение этих форм турбулентности.

Ж. И. Тейлор в работе [140] рассмотрел турбулентный поток воздуха в аэродинамической трубе, интенсивность которого постоянна и лишь случайно отклоняется от средней, и теоретически показал, что средняя энергия турбулентности на различных длинах волн, измеренная вдоль основного направления потока, не зависит от того, зафиксирована ли точка, в которой проводятся измерения, или же она имеет скорость, направленную вдоль потока. Лин [67] в дальнейшем расширил эту работу на случаи тех градиентов ветра, которые существуют в атмосфере, и показал, что гипотеза Тейлора для очень малых длин волн находит строгое подтверждение. Для проверки этого был проведен ряд экспериментов на высотах до 120 м (см. работу [2]).

Результаты всех экспериментов обсуждаются в разд. 2.5.3. Материалы обширных измерений в фиксированных точках приводятся в разд. 2.5.1, а в 2.5.2 даны результаты большого объема летных измерений. Для получения соответствия результатов даже в случаях, когда эффекты от градиентов ветра незначительны, необходимо, чтобы интенсивность турбулентности за время измерений оставалась постоянной. При фиксированной точке это означает, что время измерений должно быть достаточным для

расстояний, определяемых произведением скорости ветра на время, с тем, чтобы охватить все те длины волн, которые представляют интерес, а в случае самолетных измерений это означает, что полет должен все время проходить в однотипной турбулентности. К тому же полет должен производиться над относительно ровной местностью, в противном случае к основной энергии турбулентности добавится существенная величина энергии, соответствующая изменению высоты полета самолета относительно потока. При проведении измерений в фиксированных точках энергия может изменяться из-за искривления турбулентного потока, вызванного близостью поверхности земли.

2.5.1. Измерения турбулентности в фиксированных точках

Ф. Б. Смит [133] провел серию экспериментов с помощью привязных аэростатов на высотах 150—600 м (и лишь несколько на высотах 600—1500 м), результаты которых дают достаточно хорошее описание условий на этих высотах. Опыты не производились в тех случаях, когда была опасность удара молнией или когда происходило обильное выпадение осадков. Были однако и другие ограничения. Малая турбулентность не фиксировалась, так как испытания откладывались при очень устойчивой термической стратификации атмосферы или когда скорость ветра была ниже 1,5 м/сек. Измерения не производились и в тех случаях, когда ветер был больше 10 м/сек.

Обычно принято рассматривать интенсивность турбулентности как среднюю энергию, приходящуюся на единицу массы воздуха *. Она может быть получена путем деления пополам дисперсии турбулентной скорости, измеренной относительно скорости потока. Для Ф. Б. Смита основной интерес представляли вертикальные скорости и поэтому он измерял дисперсию флюктуаций вертикальной скорости относительно средней за время записи вертикальной скорости. Продолжительность каждой записи была выбрана так, чтобы учесть вклад всех длин волн. Исходя из разграничений Ф. Б. Смита между устойчивой и неустойчивой термической стратификации атмосферы, было получено распределение среднеквадратичных значений турбулентной скорости для различных скоростей потока (табл. 2.3).

Было проведено 78 замеров. Для записей при неустойчивой термической стратификации атмосферы средняя величина среднеквадратичных значений равна 1 м/сек, а стандартное отклонение от этой средней составляет 0,275 м/сек, а для устойчивой — соответственно 0,52 м/сек и 0,283 м/сек. Для неустойчивой термической стратификации атмосферы при увеличении скорости потока наблюдается тенденция к увеличению турбулентности, но для устойчивой — этого нет и реальную тенденцию установить

* Математическое описание интенсивности, масштаба, спектра энергии турбулентности и ряда других понятий дано в гл. IX (Прим. перев.).

Таблица 2.3

Сравнение интенсивности турбулентности и скорости потока в фиксированной точке (по данным работы [133])

Число замеров при устойчивой термической стратификации атмосферы

Среднеквадратичное значение турбулентной скорости в м/сек	Скорость потока в м/сек					Общее количество
	0—2	2—4	4—6	6—8	8—10	
0—0,305	1	0	1	4	3	9
0,305—0,610	1	3	5	11	6	26
0,610—0,915		2	2	6	4	14
0,915—1,220			2		1	3
1,220—1,525						

Число замеров при неустойчивой термической стратификации атмосферы

Среднеквадратичное значение турбулентной скорости в м/сек	Скорость потока в м/сек					Общее количество
	0—2	2—4	4—6	6—8	8—10	
0—0,305						0
0,305—0,610	1	1				2
0,610—0,915		5	6			11
0,915—1,220		4	3	3		10
1,220—1,525			2	1		3

трудно ввиду того, что время, в течение которого замеры не производились из-за малой турбулентности и малой скорости потока, может быть различным для различных скоростей потока.

Все полученные замеры сгруппированы вместе и показаны на рис. 2.4. Для сравнения там же нанесена кривая нормального распределения среднеквадратичных значений вертикальной скорости при средней величине, равной нулю, и стандартном отклонении 0,67 м/сек. Разница между получившимся распределением и нормальным в конечном итоге невелика, так как роль среднеквадратичных значений вертикальной скорости, меньших 0,3 м/сек, в обоих случаях мала; их роль при величинах, больших 1,5 м/сек, для нормального распределения должна быть существенной, но в эксперименте этой тенденции нет, так как при скорости ветра, большей 10 м/сек, измерения не производились.

Хорошей мерой интенсивности турбулентного потока может служить ее общая энергия. Но она не является достаточной характеристикой для определения нагрузок, действующих на самолет, так как последний по-разному реагирует на возмущения с различными длинами волн. Поэтому необходимо определять распределение энергии по длинам волн, что и было сделано для ряда измерений в работе [133] на высотах 152, 305 и 610 м. В представленных на рис. 2.5 результатах исключались те записи, где

было замечено, что интенсивность или не оставалась постоянной, или была очень низкой. По оси абсцисс отложен логарифм пространственной частоты k , т. е. логарифм количества циклов на один метр, а по оси ординат — выражение $kS_w(k)/\sigma_w^2$, где $S_w(k)$ — удвоенная плотность энергии, приходящейся на единицу

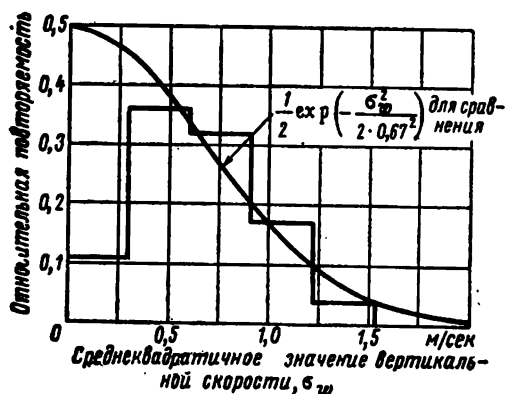


Рис. 2.4. Изменение интенсивности вертикального компонента турбулентности по измерениям на привязях аэростатов на высотах от 150 до 1500 м [133]

массы воздуха при данном значении k , а σ_w^2 — дисперсия вертикального компонента турбулентной скорости. Удвоенная общая энергия единицы массы воздуха равна дисперсии турбулентной скорости, так что

$$\sigma_w^2 = \int_0^{\infty} S_w(k) dk = \int_{-\infty}^{\infty} k S_w(k) d(\ln k). \quad (2.5)$$

Эта удвоенная общая энергия, приходящаяся на единицу массы воздуха, определяется как площадь, ограниченная кривой $kS_w(k)$ и абсциссой $\ln k$, площадь же, ограниченная кривой $kS_w(k)/\sigma_w^2$, равна единице. Роль любой полосы частот характеризуется площадью под рассматриваемым отрезком кривой. В гл. IX предлагается считать, что для диапазона частот, охваченного данными измерениями, плотность энергии вертикального компонента однородной и изотропной турбулентности в горизонтальном потоке может быть достаточно хорошо представлена формулой (9.40), которая имеет вид

$$S_w(k) = 2L\sigma_w^2 [1 + (8/3)(L_1 k)^2] / [1 + (L_1 k)^2]^{11/6}, \quad (2.6)$$

где $L_1 = 1,339(2\pi L)$.

Для каждой записи были проведены расчеты по этой формуле, причем величина L выбиралась так, чтобы максимум теоре-

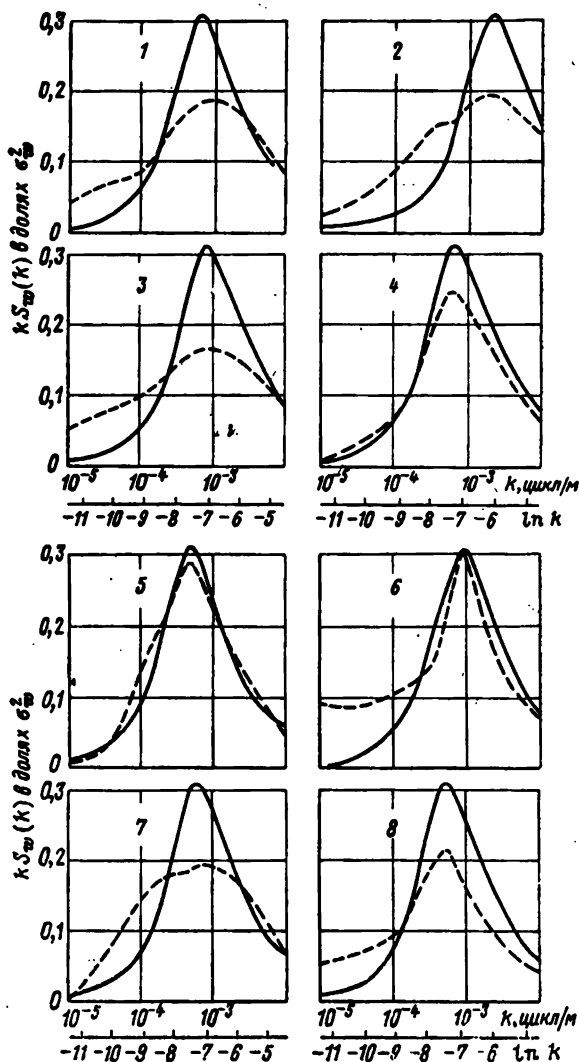


Рис. 2.5. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха $0,5 S_w(k)$ по пространственным частотам. Результаты измерений на привязях аэростатов [133] сравниваются с расчетами по формуле (2.6)

При расчетах значение L выбрано так, чтобы максимумы теоретической и экспериментальной кривых $k S_w(k)$ приходились бы на одно и то же значение k :

- 1—запись С: $\sigma_w=1,02$ м/сек, высота 152 м; 2—запись D: $\sigma_w=1,21$ м/сек, высота 152 м;
 3—запись E: $\sigma_w=0,86$ м/сек, высота 152 м; 4—запись J: $\sigma_w=0,97$ м/сек, высота 305 м;
 5—запись K: $\sigma_w=1,24$ м/сек, высота 305 м; 6—запись L: $\sigma_w=1,08$ м/сек, высота 305 м;
 7—запись N: $\sigma_w=0,89$ м/сек, высота 610 м; 8—запись P: $\sigma_w=1,17$ м/сек, высота 610 м;
 ————— расчет; - - - - - эксперимент

тической кривой $kS_w(k)$ приходился на ту же самую пространственную частоту, что и максимум экспериментальной кривой. Во всех случаях при больших пространственных частотах формы экспериментальных и теоретических кривых находятся в хорошем соответствии, но обычно роль этого участка частот в общей энергии турбулентности при измерениях получается несколько меньшей, чем по теории. Это наводит на мысль, что основное распределение энергии по длинам волн происходит так, как это предсказывается теорией, но, кроме того, имеется еще некоторое дополнительное распределение, которое преобладает при низких пространственных частотах. Но для того, чтобы сформулировать закономерность характеристик этого второго распределения, имеющихся экспериментальных данных еще недостаточно.

С тем, чтобы по турбулентным скоростям в атмосфере определить нагрузки, действующие на самолет, необходимо также знать распределение этих скоростей вдоль направления потока. Такое распределение можно получить, обработав различными методами записи скоростей движения воздуха. Обычно пользуются результатами измерений следующих величин:

- 1) общего времени, когда скорость превышает заданный уровень;
- 2) количества пересечений заданного уровня скорости в одном направлении;
- 3) количества пиков скорости, превышающей заданный уровень.

Первый метод более точен, но два последних позволяют переходить к нагрузкам более непосредственно. Данные по количеству пересечений уровня скорости в записях J , K , N и P работы [133] показаны на рис. 2.6, там же для сравнения приведены кривые нормального распределения при стандартном отклонении, равном среднеквадратичному значению вертикальной скорости. Абсолютное значение количества пересечений увеличивается по мере увеличения полосы длин волн, на которой производятся эти измерения. К сожалению, для распределения плотности энергии, соответствующего атмосферной турбулентности, при стремлении полосы пространственных частот к бесконечности количество пересечений также стремится к бесконечности. Поэтому приходится на некоторой, вообще говоря, произвольной частоте прекращать обработку записей. В данном случае количество пересечений бралось из обработок на низкочастотных фильтрах, что эквивалентно записям, длившимся в среднем более 30 сек и при скоростях ветра от 3 до 6 м/сек, т. е. записям в среднем на 90—180 м. Во всех четырех примерах относительное число больших скоростей оказалось большим, чем это следует из нормального распределения, хотя для записей N и P эта разница несущественна.

Если считать, что при записях J и K измерялись два или более участка непрерывной турбулентности с разной интенсивно-

стью, но в каждом из них количество пересечений подчиняется нормальному закону, то у результирующего распределения пересечений будут более высокие скорости, чем при одном нормальном распределении с тем же самым стандартным отклонением. Таким образом, этот вывод не является несовместимым с ут-

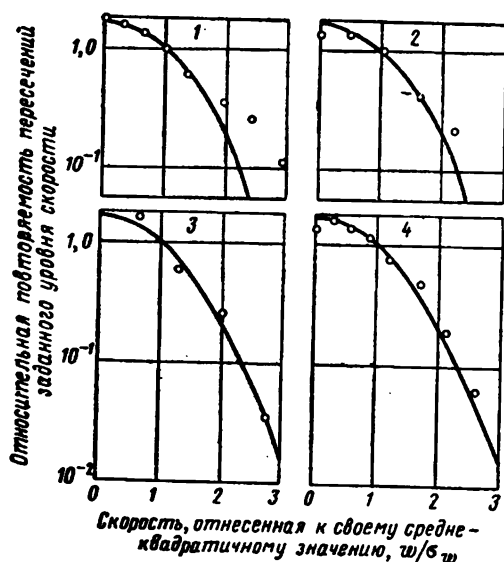


Рис. 2.6. Относительная повторяемость пересечений различных уровней вертикальной скорости.

Результаты измерений [133] сравниваются с нормальным распределением при том же самом среднеквадратичном значении и при том же самом количестве пересечений уровня вертикальной скорости, равного среднеквадратичному значению этой скорости:

1—запись J; 2—запись K; 3—запись N; 4—запись P;
— расчет;
○ — экспериментальные точки (сумма пересечений для вертикальных скоростей, направленных вверх и вниз)

верждением, что непрерывная турбулентность имеет нормальное распределение пересечений уровней скорости и что атмосфера, исследовавшаяся в работе [133], состоит из ряда участков непрерывной турбулентности. Райс [118] показал, что нормальное распределение пересечений можно получить из нормального распределения времени существования различных скоростей, имеющего то же самое стандартное отклонение. Так что для вычислений можно использовать как распределение времени существования, так и распределение пересечений.

В дополнение к измерениям вертикального компонента энергии турбулентности по длинам волн на высотах 152, 305 и 610 м, описанных в работе [133], были проведены измерения на высотах от 1,2 до 91 м (см. работу [102]). Теоретическое распределение функции $S_w(k)$, хорошо удовлетворяющее результатам работы [133], так же хорошо удовлетворяет и результатам работы [102]. Диапазон высот, охватываемый этими работами, достаточно велик и дает возможность оценить влияние высоты. В табл. 2.4 по высотам приводятся:

- 1) среднеквадратичное значение скорости σ_w ;
- 2) длина волны $1/k$, на которой функция $kS_w(k)$ имеет максимум, при этом значение константы L подобрано так, чтобы максимум кривой, описываемой формулой (2.6), приходился на эту же самую длину волны $1/k$;
- 3) отношение $\sigma_w/L^{1/3}$.

Таблица 2.4

Среднеквадратичное значение скорости и масштаб турбулентности, измеренные в фиксированных точках на различных высотах

	Высота м	σ_w м/сек	$1/k$, при которой $kS_w(k) =$ $= \max$ м	L м	$\sigma_w/L^{1/3}$ м ^{2/3} /сек
Работа [102], записи:					
K	1,2	0,311	4,8	1	0,309
J	2	0,277	8,9	1,9	0,224
S (среднее из четырех)	3	0,555	14,7	3,1	0,380
H	8	0,933	46,6	9,9	0,435
H	8	0,36	280	5,9	0,198
S_w (среднее из двух)	9,1	0,472	198	4,2	0,293
B (среднее из пяти)	91	1,21	476	100	0,261
Работа [133], записи:					
C	152	1,02	1410	299	0,154
D	152	1,21	460	97,5	0,262
E	152	0,85	1120	238	0,138
J	305	0,969	1410	299	0,145
K	305	1,24	2390	506	0,155
L	305	1,08	1280	271	0,167
N	610	0,89	1630	351	0,126
P	610	1,17	1810	384	0,161

Длина волны, на которой функция $kS_w(k)$ имеет максимум, является индикатором масштаба турбулентности и примерно по половине общей энергии приходится на участки, расположенные слева и справа от точки, соответствующей этой длине волны. Исходя из теоретического распределения $S_w(k)$, эта длина волны всегда равна $4,722L$, так что L можно использовать для измерения масштаба турбулентности. Обычно величину L и называют

масштабом турбулентности. При больших пространственных частотах k плотность энергии выражается формулой

$$S_w(k) = (16/3)[2\pi(1,339)]^{-5/3} (\sigma_w/L^{1/3})^2 k^{-5/3} = \\ = 0,1532 (\sigma_w/L^{1/3})^2 k^{-5/3}, \quad (2.7)$$

так что величина $(\sigma_w/L^{1/3})^2$ определяет интенсивность энергии на больших пространственных частотах.

Указанные измерения были проведены в различных местах и в различное время, поэтому было бы рискованно использовать полученные результаты для определения зависимости интенсивности турбулентности от высоты. Масштаб турбулентности L увеличивается с высотой и его значение (за исключением двух записей на 610 м) мало отличается от значения высоты*.

2.5.2. Измерения турбулентности с помощью самолетов

В соответствии с гипотезой Ж. И. Тейлора [140], энергия турбулентности будет той же самой, если ее измерять в фиксированной точке или же в точке, движущейся в направлении потока, содержащего турбулентность. Следуя этой гипотезе, турбулентность будет той же, если ее измерять самолетом, летящим прямолинейно в потоке, который так же движется прямолинейно, но не обязательно в том же направлении, что и самолет.

В работе [19] описывается полет реактивного истребителя, оборудованного флюгерным индикатором угла атаки, что позволяло измерять вертикальный компонент турбулентной скорости. Полет проходил при скорости 88,5 м/сек на барометрической высоте, равной 520 м (высота над уровнем земли не указана). Протяженность пройденного самолетом расстояния была больше 275 000 м и диапазон длин волн, измеренных с помощью трех различных приборов, составил от 3 м до 18 300 м. Длинные волны измерялись с помощью прибора, фиксировавшего положение солнечного луча, для средних же и коротких волн никакие другие внешние данные не использовались. Распределение энергии по длинам волн дано на рис. 2.7, где для сравнения приведена теоретическая кривая, подсчитанная по формуле (2.6). В этой формуле в качестве σ_w использовалось измеренное среднеквадратичное значение вертикальной скорости, а масштаб турбулентности был выбран так, чтобы функция $kS_w(k)$ имела бы максимум на длине волны, равной 1830 м. В данном случае применялся тот же самый прием, что и при измерениях в фиксированных точках. Его удалось использовать благодаря точным измерениям энергии на больших длинах волн с помощью приборов, включавших в себя и тот, что фиксировал положение солнечного луча.

* Предложение Панофского и Мак-Кормика [102] считать, что пик $S_w(k)$ расположен на длине волн, равной четырем высотам, эквивалентно тому, что значение L равно 0,85 высоты.

На рис. 2.7 можно заметить, что измерения с помощью приборов, использованных для среднего диапазона волн, не дают тех колебаний кривых на более длинных волнах, как это имеет место при измерениях приборами, предназначенными для длин-

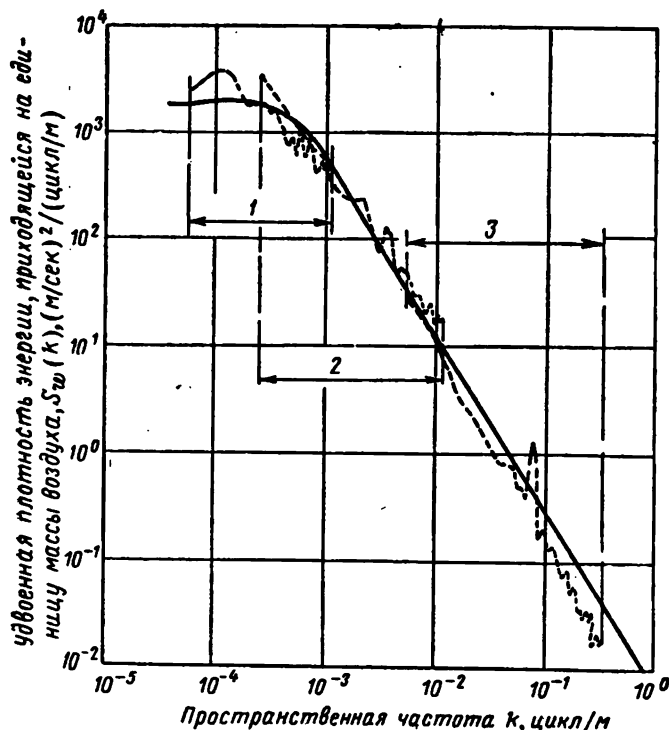


Рис. 2.7. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_w(k)$ по пространственным частотам.

Измерения проводились на самолете, летевшем со скоростью 88,5 м/сек на барометрической высоте 520 м [19], теоретическая кривая рассчитана по формуле (2.6):

1—низкочастотные измерения; 2—среднечастотные измерения; 3—высокочастотные измерения;
 — расчет; --- эксперимент; $\sigma_w = 1,525$ м/сек (по измерениям); $L = 386$ м (принято в расчетах)

новолнового диапазона. Возможно, в этом случае поправки, учитывающие движение самолета, были не очень точными ввиду того, что приборы не регистрировали никаких других внешних данных. Подобный же эксперимент был проведен в работе [168]. Самолет летел со скоростью 163 м/сек на барометрической высоте 760 м (высота над уровнем земли около 610 м). Расстояние,

пройденное самолетом, равнялось 16 300 м. Распределение энергии по длинам волн показано на рис. 2.8, где, как и на рис. 2.7, дана теоретическая кривая, рассчитанная по формуле (2.6). При расчетах в качестве σ_w использовалось измеренное среднеквад-

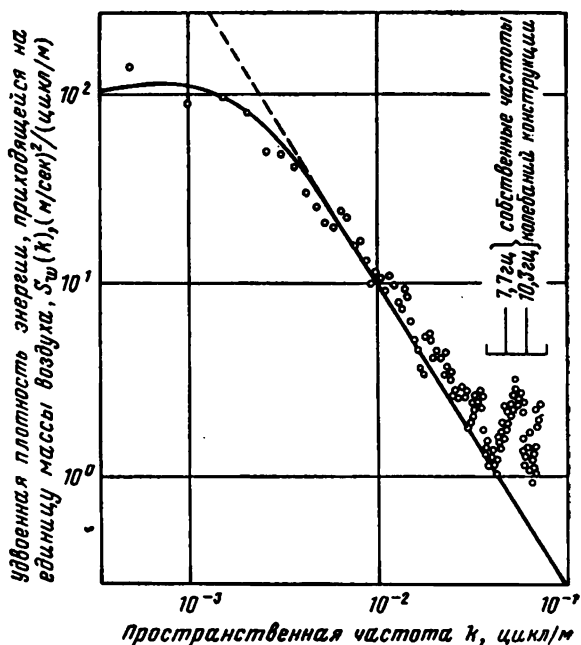


Рис. 2.8. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_w(k)$ по пространственным частотам.

Измерения производились на самолете, летевшем со скоростью 163 м/сек на барометрической высоте 760 м [168]. Теоретическая кривая рассчитана по формуле (2.6):

— расчет; O — эксперимент;
 $\sigma_w = 0,78$ м/сек; $L = 90,3$ м

ратичное значение вертикальной скорости σ_w , но для определения L с большой точностью экспериментальное распределение плотности энергии $S_w(k)$ использовать было нельзя, так как возможно, что измеренные значения $S_w(k)$ на длинных волнах будут больше из-за некоторой поправки на движение самолета, как это уже отмечалось на рис. 2.7 для измерений, проведенных с помощью приборов, не регистрировавших никаких других внеш-

них данных. Следуя теории, описываемой в гл. IX, значение L определяется формулой

$$L = 2 \int_0^{\infty} f_w(r) dr, \quad (2.8)$$

где $f_w(r)$ — так называемая автокорреляционная функция для поперечного компонента турбулентной скорости.

В работе [168] эта автокорреляционная функция используется наряду с распределением плотности энергии. Величину масштаба турбулентности можно получить путем сравнения экспериментальной автокорреляционной функции с теоретической $f_w(r)$, вычисленной с использованием функции $S_w(k)$, задаваемой формулой (2.6). Это сравнение, проведенное согласно методу, описанному в гл. IX, дает значение масштаба турбулентности $L = 90,3$ м, которое и было использовано для расчета кривой $S_w(k)$ на рис. 2.8. Теоретические и экспериментальные данные находятся в хорошем соответствии друг с другом и лишь для очень длинных волн и волн в диапазоне 15—300 м измеренные значения лежат значительно выше теоретической кривой. На рис. 2.7 и 2.8 измеренные значения имеют пики на длинах волн, меньших 30 м. Они наблюдаются на резонансных частотах конструкции, которые указаны на рис. 2.8. Это может служить источником неточностей в измерениях на любом самолете, особенно на частотах, совпадающих с основными частотами колебаний крыла и фюзеляжа. Наблюдающаяся в измеренных значениях энергии тенденция к значительному увеличению при больших длинах волн, возможно, соответствует недостаточному учету плавных перемещений пилотом органов управления.

В работе К. Д. Сондерса [122] приводятся результаты большой серии исследований, произведенных с помощью самолета В-66В на высотах полета ниже 300 м над уровнем земли. Данные по порывам получены из 391 четырехминутной записи, что примерно соответствует пройденному самолетом расстоянию в 17 700 км. Турбулентность измерялась в трех плоскостях, но не при каждом полете. Однако были 42 полета, когда измерения проводились во всех трех плоскостях и по которым можно проводить некоторые сравнения. Для большинства полетов измерялся градиент температуры и в 80% записей термическая стратификация атмосферы была неустойчивой или нейтральной.

Для каждой из 384 записей было определено среднеквадратичное значение вертикальной скорости, средняя величина этих значений равна 0,966 м/сек, а стандартное отклонение от указанной средней величины — 0,39 м/сек. Из 384 записей 224 приходились на полеты над ровной местностью — здесь средняя вели-

чина и стандартное отклонение составили соответственно 0,832 и 0,332 м/сек, а 160 записей производились при полетах над холмистой местностью, что дало соответственно 1,16 м/сек и 0,384 м/сек. Большое количество полетов проводилось так, чтобы в течение часа можно было сделать по 3 записи на нескольких высотах. Это позволило провести оценку изменения интенсивности турбулентности с высотой. В табл. 2.5 сравниваются средние

Таблица 2.5

Изменение среднеквадратичных значений вертикальной турбулентной скорости с высотой в м/сек

	Количество записей на каждой высоте	Высота в м			
		61	122	183	305
Над ровной местностью	32	0,674	0,707	0,76	—
	14	1,03	—	1,20	1,18
Над холмистой местностью	21	1,09	1,13	1,15	—
	9	1,06	—	1,05	1,00

величины среднеквадратичных значений вертикальной скорости на различных высотах. Разброс для каждой высоты характеризуется стандартным отклонением, равным примерно 0,3 м/сек для ровной местности и примерно 0,36 м/сек — для холмистой.

В 42 записях одновременно измерялись также боковая и продольная составляющие скорости. Средняя величина среднеквадратичных значений и стандартное отклонение от нее для вертикального, бокового и продольного компонентов скорости соответственно равны: 1,02 и 0,366 м/сек; 1,12 и 0,387 м/сек; 1,15 и 0,396 м/сек. Из 42 записей 25 были проведены при полете над ровной местностью, и если их обработать отдельно, то получим следующие величины: 0,933 и 0,317 м/сек; 1,006 и 0,311 м/сек; 1,103 и 0,372 м/сек. При этих условиях полета следовало ожидать, что на длинных волнах энергия турбулентности будет меньше и что будет меньше влияние движения самолета относительно турбулентного потока, поэтому зарегистрированные значения окажутся несколько меньшими и, возможно, будет меньшим и разброс из-за погрешностей эксперимента.

Для большинства записей было получено распределение энергии по длинам волн. В работе [122] в основном даются огибающие кривых, но, кроме того, приводятся четыре отдельные реализации. Эти четыре распределения вертикального компонента энергии турбулентности показаны на рис. 2.9, где также нанесены кривые $S_w(k)$, рассчитанные по формуле (2.6). Для длин волн, меньших 30 м, данные не приводятся, так как при измерениях получаются значительные ошибки из-за колебаний конструкции на резонансных частотах. Видно, что теория и экспери-

мент находятся в хорошем соответствии друг с другом за исключением той тенденции, которая отмечалась и на рис. 2.7 и 2.8, когда измерения на длинных волнах дают слишком большие значения энергии. Эта тенденция наблюдается также и для большинства других 380 записей, при которых производилось измерение вертикального компонента.

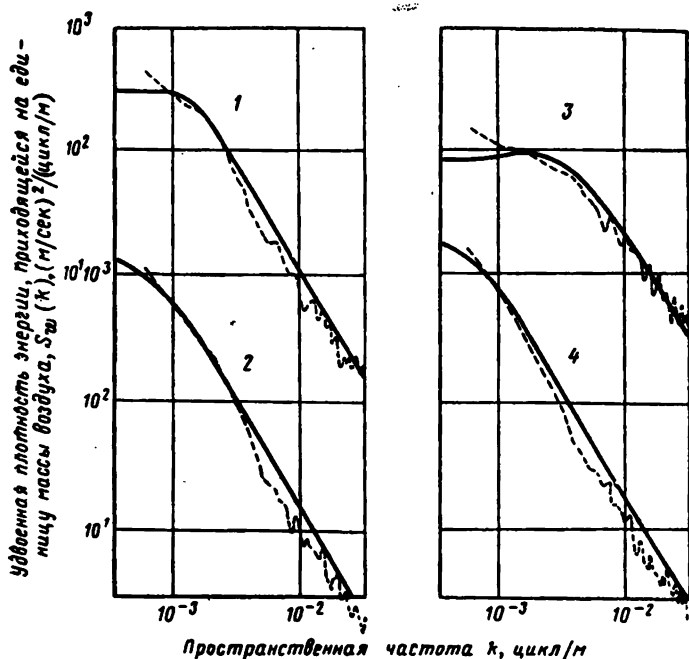


Рис. 2.9. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_w(k)$ по пространственным частотам.

Результаты измерений на самолете В-66В [122] сравниваются с расчетом по формуле (2.6):

1—запись G61K62322: $\sigma_w = 0,997$ м/сек, $L = 156$ м; 2—запись G110S21321: $\sigma_w = 1,39$ м/сек, $L = 318$ м; 3—запись G94S61121: $\sigma_w = 0,957$ м/сек, $L = 47$ м;

4—запись G114S21321: $\sigma_w = 1,55$ м/сек, $L = 376$ м;

— расчет; --- эксперимент

Для тех 42 записей, когда измерялись компоненты скорости во всех трех плоскостях, для вертикального компонента была оценена величина масштаба турбулентности. Она была найдена путем сопоставления экспериментальной автокорреляционной функции с теоретической, описываемой формулой (9.44). В работе [122] для автокорреляционной функции было использовано выражение (9.37), но пересчет по формуле (9.44) не дает существенных отличий. Вычисленные в работе [122] для 42 записей мас-

Таблица 2.6

**Масштабы турбулентности, измеренные при полетах самолета
на различных высотах**

(Номера записей те же, что и в табл. 7 работы [122])

	Высота над уровнем местности, м					
	61		183		305	
	№ записи	L в м	№ записи	L в м	№ записи	L в м
Над ровной местностью	1	84,4	4	109	18	123
	6	67,1	7	254	22	225
	9	126	12	206	26	405
	13	146	14	156		
	17	116	24	174		
	19	68	26	126		
	25	125	27	155		
	31	46,6	30	117		
	32	50,9	34	198		
	35	106				
	40	76,8				
	42	152				
	Среднее	96,9		166		251
	стандарт. откл.	36,6		48,8		
Над холмистой местностью	11	245	2	190	16	222
	23	185	3	117	21	251
	29	281	5	254		
	33	383	8	228		
	37	282	15	188		
	39	310	20	387		
			28	209		
			38	318		
			41	377		
	Среднее	312		251		236
	стандарт. откл.	61		88,4		

(Запись № 10 была сделана на высоте 122 м и величина L равна 195 м.)

штабы турбулентности приведены в табл. 2.6. Эти записи были разбиты на 17 записей над холмистой местностью и 25 — над ровной и сгруппированы по высотам над уровнем земли. Для ровной местности масштаб турбулентности не очень сильно отличается от значений высоты, хотя для ряда записей на высоте 61 м вроде бы имеется тенденция к его увеличению. Частично это можно объяснить влиянием рельефа местности на направление турбулентного потока.

Не вызывает сомнения влияние рельефа на масштаб турбулентности при полете над холмистой местностью. Большой разброс можно объяснить тем, что записи и над низкими и над высокими холмами сгруппированы вместе; если же записи над низкими холмами № 2, 5, 11, 16, 28 и 37 обработать отдельно, то средний масштаб составит 229 м, а стандартное отклонение

уменьшится до величины, соответствующей полетам над ровной местностью, и разность между высотой и масштабом окажется незначительной.

Необходимо было проверить распределение скоростей, получившееся исходя из распределения пиков скоростей, так как распределение пересечений не измерялось. Однако Райс [118] пока-

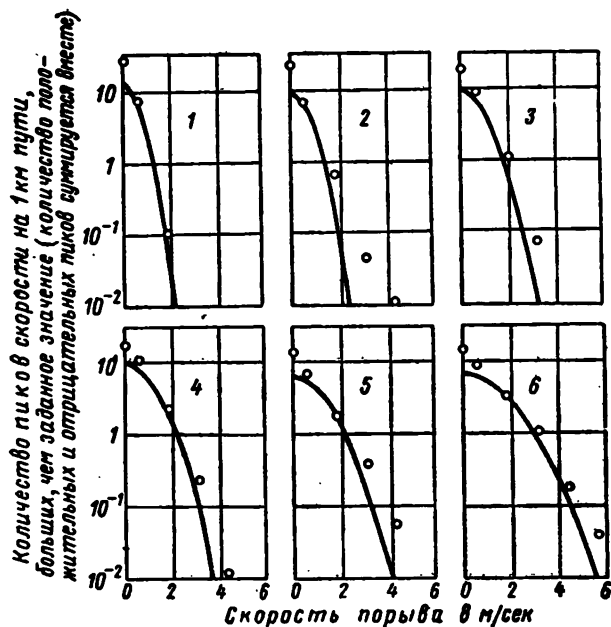


Рис. 2.10. Сравнение распределения пиков скоростей порывов при различных среднеквадратичных значениях вертикальной турбулентной скорости σ_w . Результаты измерений на самолете В-66В [122] сравниваются с расчетами, полученными исходя из нормального распределения при том же самом значении стандартного отклонения и при том же самом количестве пиков при скорости, равной среднеквадратичному значению:

1— $\sigma_w=0,536$ м/сек, запись на 137 км; 2— $\sigma_w=0,662$ м/сек, запись на 167 км; 3— $\sigma_w=0,835$ м/сек, запись на 169 км; 4— $\sigma_w=0,993$ м/сек, запись на 257 км; 5— $\sigma_w=1,143$ м/сек, запись на 167 км; 6— $\sigma_w=1,484$ м/сек, запись на 129 км;

— расчет;
○ — эксперимент

зал, что для нормального распределения при больших отклонениях от среднего количество пиков будет незначительно большим, чем количество пересечений. Для рассматриваемой системы этой разницей можно пренебречь, начиная с максимумов скоростей больших, чем среднеквадратичное значение. 25 записей над ровной местностью в соответствии с величинами среднеквадратично-

го значения скорости были разбиты на 6 групп и на рис. 2.10 проведено сравнение количества максимумов с ожидаемым количеством пересечений. Экспериментальные и теоретические кривые построены так, чтобы для данной группы записей они совпадали при скорости, равной среднеквадратичному значению. Во всех случаях при скоростях, больших, чем удвоенное среднеквадратичное значение, измеренное количество больше, чем получается по расчету. Лучшее совпадение можно получить, если предположить, что турбулентность во время записей не была непрерывной, но и при этом большие значения скоростей появляются чаще, чем ожидается. Единственный способ для получения удовлетворительного совпадения — это предположить, что интенсивность во время записей изменялась.

2.5.3. Сравнение турбулентности атмосферы по измерениям в фиксированных точках и с помощью самолета

Оценки турбулентности по измерениям в фиксированных точках и с самолета имеют много общих особенностей. Измерения, проведенные 24 и 30 апреля 1956 года на башнях и с самолета в одно и то же время, описываются в работе [2]. Приняв во внимание общие сведения, изложенные в разд. 2.5.1 и 2.5.2, можно сравнить данные этих двух способов. В обоих случаях, как при измерениях с помощью самолета, так и в фиксированных точках, распределение энергии турбулентности находится в хорошем соответствии с теоретическим, описываемым формулой (2.6). Это теоретическое распределение характеризуется двумя параметрами L и σ_w . Если выбрать экспериментальную величину среднеквадратичного значения вертикального компонента скорости в качестве σ_w , то остается только один параметр L , для которого необходимо проводить сравнение теории и эксперимента. Это можно сделать, предположив, что оба распределения имеют в какой-нибудь точке либо одинаковую плотность энергии, либо одну и ту же производную. Сравнение производных при больших пространственных частотах k имеет то преимущество, что плотность энергии должна быть пропорциональна $k^{-5/3}$ и график логарифма плотности энергии, построенный по логарифму пространственной частоты, должен иметь наклон $-5/3$. Оценка экспериментального значения в рассматриваемой точке производится путем проведения одной лишь прямой через ряд экспериментальных точек.

На рис. 2.11 дано сравнение теоретического и экспериментального распределения; в каждом случае величина масштаба турбулентности L была определена указанным образом. В обоих экспериментах (и при полетах самолета на высоте 122 м и при измерениях на башне на высоте 91 м) плотность энергии вертикального компонента турбулентности одна и та же. Масштаб тур-

булентности на высоте 91 м при измерениях на башне хорошо согласуется со значениями, приведенными в табл. 2.4. Масштаб турбулентности при полетах обязательно зависит еще и от рельефа местности, над которой совершается этот полет. В табл. 2.5

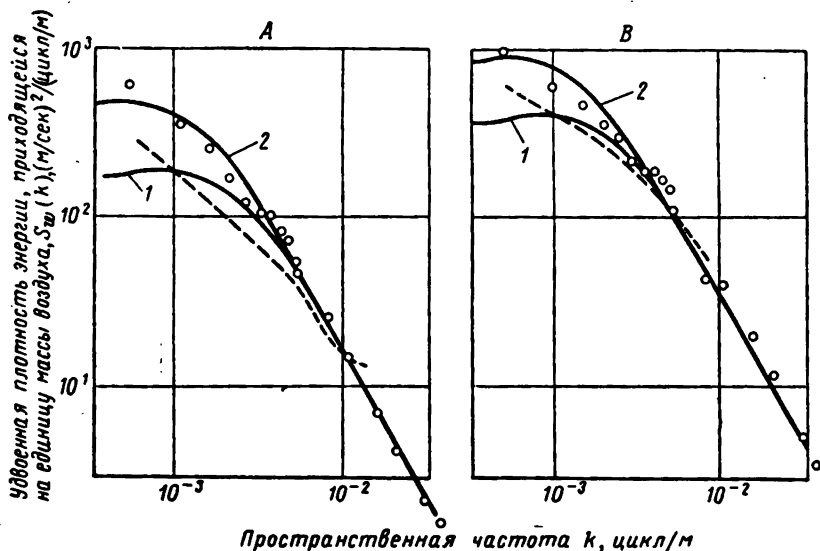


Рис. 2.11. Сравнение результатов измерений турбулентности [2] с помощью самолетов и на башне.

Значение σ_w взято из измерений, величина L подобрана так, чтобы удовлетворить распределению (2.6):

1—башня, 2—самолет; А—24 апреля 1956 г. самолет $\sigma_w = 1,11$ м/сек, $L=152$ м; башня $\sigma_w = 0,921$ м/сек, $L=91$ м; В—30 апреля 1956 г. самолет $\sigma_w = 1,63$ м/сек, $L=147$ м; башня $\sigma_w = 1,39$ м/сек, $L=91$ м;

— расчет;
 - - - измерения на башне, высота 91 м;
 ○ — измерения на самолете, высота 122 м

показывается, что любое отклонение от абсолютно ровной местности приводит к увеличению масштаба турбулентности. Масштаб турбулентности порядка 150 м, полученный при полетах на высоте 122 м над достаточно ровной местностью, хорошо согласуется с данными табл. 2.5.

§ 2.6. ОБЩЕЕ ЗАКЛЮЧЕНИЕ О СТРУКТУРЕ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Было проведено достаточно много измерений в условиях хорошей или средней видимости, при отсутствии или наличии небольших осадков. По результатам этих измерений можно судить, что оба метода измерений турбулентности в атмосфере как в фиксированных точках, так и с помощью самолета, приводят к одинаковым результатам.

Измерения, проведенные в основном на высоте менее 300 м, указывают на то, что атмосфера состоит из ряда участков, в которых турбулентность непрерывна и изотропна. Распределение плотности энергии вертикального компонента турбулентности по пространственным частотам для каждого из участков может быть описано выражением (2.6) со своими значениями σ_w и L .

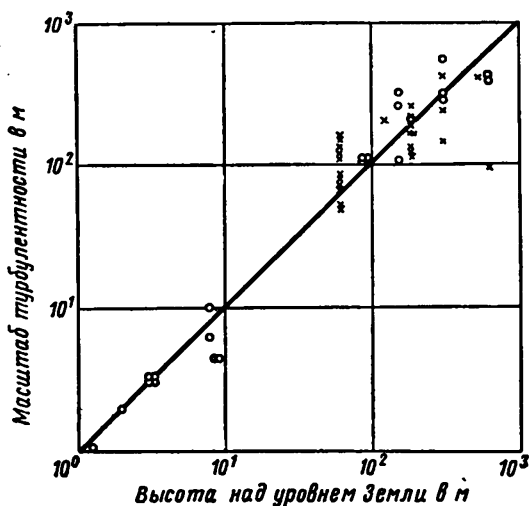


Рис. 2.12. Масштаб турбулентности на различных высотах:

× — измерения на самолете;
○ — измерения в фиксированных точках

Масштаб турбулентности увеличивается с высотой и над ровной местностью он примерно равен высоте. На рис. 2.12 показана эта зависимость, построенная исходя из 23 измерений в фиксированных точках (табл. 2.6) и 27 измерений в полете (25 значений взяты из табл. 2.5, одно из рис. 2.7 и одно из рис. 2.8). Измерения в фиксированных точках имеют лучшее совпадение друг с другом, чем измерения, сделанные при полетах самолетов. Многие измерения, проведенные при полетах на низких высотах, дают величину масштаба турбулентности, существенно большую, чем значение высоты. Полеты над холмистой местностью показывают более значительное увеличение масштаба для низких высот. Возможно, что если бы полеты проходили над абсолютно ровной местностью, то масштаб турбулентности оказался бы равным высоте. На высотах более 300 м это менее очевидно и экстраполяция в этом случае нежелательна. Все измерения проводились в условиях нейтральной или неустойчивой термической стратификации атмосферы и приземный пограничный слой был порядка 300 м. Это еще одна из причин для нежелательности

экстраполяции выше 300 м. Заслуживает также внимания указание Панофского и Мак-Кормика [102] на то, что в условиях устойчивой термической стратификации (когда пограничный слой составляет ≈ 30 м) одна запись на высоте 91 м дает масштаб турбулентности, много меньший 91 м. Имеющейся информации далеко недостаточно, но вплоть до получения других сведений можно считать, что данные рис. 2.12 пригодны для приземного пограничного слоя, а так как для нагрузок, действующих на самолет, существенными являются именно условия неустойчивой термической стратификации атмосферы, то значит эти данные пригодны до высоты ≈ 300 м, что приводит к масштабам турбулентности ≈ 300 м.

Удачным является то, что размеры самолетов прошлых лет таковы, что реакцией этих самолетов при длинах волн, больших 900 м, можно пренебречь. Это означает, что распределение энергии на длинах волн, больших 900 м, не имеет никакого значения. Упрощенная формула (2.7), справедливая для больших пространственных частот, при масштабах турбулентности более 300 м не очень сильно отличается от формулы (2.6) при длинах волн до 900 м. Таким образом, если предположить, что масштаб турбулентности на высотах, превышающих 300 м, не меньше, чем 300 м, то можно пользоваться формулой (2.7), в которой два параметра L и σ_w входят в одной комбинации: $\sigma_w/L^{1/3}$. Формула (2.7) дает более тяжелые условия нагружения, чем формула (2.6). Пока не будут получены надежные оценки масштабов турбулентности на высотах, больших 300 м, то для ряда современных и перспективных самолетов, которые могут реагировать на более длинные волны, желательно было бы пользоваться формулой (2.7).

Хотя полученных измерений достаточно для аккуратной оценки формы кривой распределения плотности энергии, необходимы дальнейшие эксперименты для определения истинных значений интенсивности турбулентности. В Америке проводились измерения на самолете В-66В, который налетал 17 700 км (довольно малое расстояние по сравнению с требуемым). Средняя величина среднеквадратичных значений вертикальной скорости получилась равной 0,97 м/сек, а стандартное отклонение от этой величины около 0,4 м/сек. Примерно 60% всех полетов проходило над ровной местностью и лучшие оценки среднеквадратичных значений дали среднюю величину и стандартное отклонение от нее соответственно 0,832 м/сек и 0,335 м/сек.

В Англии были проведены оценки для ≈ 8000 км, пройденных частицами воздуха под действием ветра мимо привязей аэростатов на высотах от 150 до 610 м в условиях неустойчивой термической стратификации атмосферы; эти оценки дали следующие величины: 0,914 и 0,274 м/сек, а для ≈ 1600 км в устойчивой получилось 0,518 и 0,284 м/сек. Если эти данные скомбинировать так, как это примерно соответствует обычным условиям полетов

самолетов — 80% в неустойчивой и 20% в устойчивой стратификации атмосферы, — то получим 0,844 м/сек и 0,305 м/сек, что находится в хорошем соответствии с гораздо большим объемом измерений с помощью самолетов, проведенных в Америке.

Как следует из формулы (2.7), плотность энергии при больших пространственных частотах пропорциональна величине $\sigma_w/L^{1/3}$. Изменение этой величины в зависимости от рельефа местности происходит в значительно меньшей степени, чем изменение величины σ_w . В 42 экспериментах К. Д. Сондерса [122], проведенных зимой на самолете В-66В, измерялся масштаб турбулентности; величины на каждой высоте оказались одинаковыми как при полетах над ровной, так и над холмистой местностью. Добавив 39 измерений, проведенных Герлахом [31] летом, и предположив, что масштаб турбулентности был таким же, как и в предыдущей работе, можно оценить средние значения $\sigma_w/L^{1/3}$ по помещенной

Количество измерений	Высота над уровнем земли, м	$\sigma_w/L^{1/3}$, м ^{2/3} /сек
38	61	0,187
20	183	0,173
22	305	0,147

слева таблице.

Наиболее вероятно, что турбулентность и над ровной и над холмистой местностью на высоте вплоть до 300 м имеет масштаб, равный высоте, а сама турбулентность почти изотропна и непрерывна и к тому же на длинных волнах зависит от характера местности. Отличие энергии на длинных волнах более заметно при измерениях на самолетах, но это можно отметить и в одном или двух измерениях на привязях аэростатов у Ф. Б. Смита [133].

На высотах, значительно превышающих толщину приземного пограничного слоя, измерений распределения плотности энергии по длинам волн явно недостаточно. Отметим лишь работу Хауболта, Штейнера и Пратта [45], где приводятся типичные значения при полете в кучевом облаке на высоте 4600 м и кучево-грозовом облаке на высоте 12 200 м. Величина $\sigma_w/L^{1/3}$ для кучевого облака равна 0,38 м^{2/3}/сек, а для кучево-грозового 0,827 м^{2/3}/сек. При одном из пролетов через кучево-грозовое облако масштаб турбулентности оказался равным 1700 м.

Было совершено еще четыре полета через то же облако, два из них были при довольно большой интенсивности, два других — при меньшей.

Распределения скоростей при различных среднеквадратичных значениях, полученные при измерениях в фиксированных точках, даны на рис. 2.6, а при измерениях на самолете — на рис. 2.10. Распределения, полученные при полетах, даны также на рис. 2.7, кроме того, они получены при полетах через кучево-грозовое облако. Во всех случаях распределение либо подчиняется нормаль-

ному закону, либо дает бoльшие значения скоростей, чем это следует из нормального закона.

Оказалось возможным описать распределение энергии турбулентности по длинам волн одними и теми же простыми формулами для следующих трех форм турбулентности:

- 1) турбулентность в ясном небе вблизи земли;
- 2) турбулентность внутри и около кучевого облака;
- 3) турбулентность в грозе.

Турбулентность в ясном небе на больших высотах проявляется редко и нет никаких прямых измерений, необходимых для утверждения, что она имеет такой же характер, как и турбулентность, указанная выше.

Интенсивность турбулентности в ясном небе вблизи земли изучена достаточно хорошо, что позволило в гл. X сравнить нагрузки на самолет, определенные расчетным путем, с измерениями во время полетов. Протяженность этой турбулентности зависит от ряда метеорологических условий, но возможно, что при умеренной или большой интенсивности турбулентность не начинает уменьшаться с высотой вплоть до 300 м. В этой зоне, приблизительно охватывающей приземный пограничный слой, основная часть турбулентности имеет масштаб, примерно равный высоте, а интенсивность на малых длинах волн (примерно в три раза меньших высоты) почти не зависит от рельефа местности и медленно уменьшается с высотой, пока не достигнет поверхности этой зоны. Однако существует часть турбулентности на более длинных волнах, которая зависит от рельефа и заметна при измерениях как в фиксированных точках, так и с помощью самолетов. Возможно, что она переходит в коротковолновую турбулентность, но по имеющимся данным отличия из-за ее влияния на этих длинах волн между турбулентностью над ровной и холмистой местностью замечено не было.

В указанной зоне вблизи земли турбулентность существует значительное время. Выше нее турбулентность, как правило, отсутствует, но когда она появляется, ее интенсивность может оказаться очень большой. Данных по непосредственным измерениям скоростей воздуха очень мало и интенсивность приходится определять из измерений нагрузок, действующих на самолет. Это делается в гл. X, где предполагается, что распределение энергии по длинам волн такое же, как было описано в данной главе.

Глава III

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВЕРХНОСТИ АЭРОДРОМОВ

§ 3.1. ВВЕДЕНИЕ

На первый взгляд нагрузки, действующие на самолет при движении по земле, должны быть более ограниченными по своему составу по сравнению с нагрузками от атмосферной турбулентности, так как все обычные нагрузки на самолет при движении по земле возникают вследствие воздействия неровностей взлетно-посадочных полос и рулежных дорожек аэродромов земного шара, представляющих собой ничтожно малую часть земной поверхности. Кроме того, характеристики поверхности аэродромов являются двумерными, в то время как атмосфера трехмерна. Несмотря на это, определение нагрузок на самолет при движении по земле связано с определенными трудностями, состоящими в том, чтобы установить наиболее важные характеристики поверхности взлетно-посадочных полос и рулежных дорожек и определить методы необходимого контроля за изменениями характеристик поверхности, которые могут иметь место в процессе эксплуатации.

Если результаты измерений неровностей взлетно-посадочной полосы в различных точках поверхности обрабатываются и группируются каким-либо образом, например, в зависимости от длины волны, то необходимо убедиться в том, что составляющие неровностей для каждой из длин волн являются достаточно однородными по всей длине полосы и их можно суммировать, или же произвести учет влияния такой неоднородности в методе группировки результатов. Нелинейность характеристик посадочного шасси является значительной, поэтому неоднородность неровностей по длине взлетно-посадочной полосы может существенно повлиять на нагружение самолета.

§ 3.2. ОПИСАНИЕ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

Физическая картина характеристик взлетно-посадочных полос, оказывающих влияние на нагрузки, может быть получена при рассмотрении этих характеристик в вертикальных сечениях,

расположенных на различных расстояниях от осевой линии полосы (незначительными отклонениями направления движения самолета от направления полосы можно пренебречь). За исключением резко выделяющихся неровностей местного характера профиль взлетно-посадочной полосы можно рассматривать состоящим из некоторого расчетного профиля и накладывающихся на него вдоль полосы неровностей с различными длинами волн. Непосредственно после окончания строительства взлетно-посадочной полосы амплитуды неровностей с малыми длинами волн, по видимому, будут достаточно однородными по всей длине полосы, так как они зависят в основном от способа строительства. В процессе эксплуатации взлетно-посадочной полосы амплитуды этих неровностей будут изменяться вследствие влияния дефектов изготовления полосы, сильных атмосферных воздействий и нагрузок от самолетов, причем изменение может быть неоднородным по длине полосы. С увеличением длины волны начинает сказываться влияние расчетного профиля на амплитуды неровностей, и уменьшается однородность неровностей вдоль полосы. При длинах волн, приближающихся к длине полосы, расчетный профиль является единственно важным параметром. Полное описание характеристик взлетно-посадочной полосы должно включать также оценку влияния ступенчатых неровностей, в частности, уступов между соседними бетонными плитами, и неблагоприятных особенностей поверхности на тех участках, где производился ремонт полосы, или в местах пересечения взлетно-посадочной полосы с другой полосой или рулежной дорожкой.

Имеются убедительные данные, свидетельствующие о том, что на протяжении всей длины полосы неровности ступенчатого вида и другие местные неровности играют более важную роль, по сравнению со средним уровнем неровностей, в создании больших нагрузок, представляющих интерес для анализа статической прочности конструкции. Ступенчатые неровности могут также играть важную роль в создании нагрузок, имеющих значение для усталости конструкции, так как такие неровности могут вызвать колебания шасси; степень затухания этих колебаний будет сильно зависеть от величины неровностей с длинами волн, близкими к длине волны, соответствующей собственной частоте колебаний шасси. Далее, все самолеты начинают разбег при взлете приблизительно с одного и того же места, и для каждого самолета данного типа создаются условия для получения одинаковых нагрузок в одних и тех же местах взлетно-посадочной полосы, т. е. самолеты будут достигать примерно одинаковой скорости на участке, где взлетно-посадочная полоса пересекается с другой полосой, и последующее возмущенное движение самолета, вызванное неровностями этой части полосы, будет происходить примерно в одном и том же месте. В связи с этим будет наблюдаться тенденция к изнашиванию полосы в местах расположения ступенчатых неровностей или вблизи них, причем это изнашивание будет

происходить при некоторых преимущественных длинах волн. Поэтому после того, как полоса находилась в эксплуатации, однородность неровностей даже для малых длин волн может оказаться сомнительной, и ступенчатые неровности могут стать более ярко выраженными.

Существует значительная взаимосвязь между влиянием на нагрузки неровностей, которые можно рассматривать в качестве однородных неровностей с различными длинами волн, и влиянием на нагрузки неровностей, представляющих резкие изменения высот профиля полосы или величины уклона. Поэтому даже если непосредственное влияние изменения одного из этих видов неровностей будет известно, то косвенное влияние может быть таким, что нельзя определить, приведет ли это в целом к благоприятным или неблагоприятным изменениям характеристик нагружения самолета. До тех пор, пока не будут получены более полные данные о связи между неровностями профиля взлетно-посадочных полос и нагрузками на самолет от воздействия этих неровностей, возможно, следует сохранить проведение измерений таких величин, о которых известно, что их изменения оказывают незначительное непосредственное влияние на нагружение самолета. Чтобы облегчить установление связей между неровностями профиля полосы и нагрузками на самолет, целесообразно попытаться установить зависимость между параметрами, используемыми для характеристики профилей взлетно-посадочных полос, и практикой гражданского строительства взлетно-посадочных полос. Таким образом, может оказаться возможным на основании известных данных об изменении практики гражданского строительства производить оценку соответствующих изменений нагрузок на самолет.

Основные сведения о существующей практике могут быть получены на основании исследования методов, применяемых на железных и шоссейных дорогах. Для этих дорог разработаны измерительные тележки, которые перевозятся по исследуемым дорогам. При этом фиксируются неровности с длинами волн примерно от 1,2 до 9 м и по результатам измерений определяется количественная характеристика неровностей. Абсолютное значение такой характеристики зависит от конструкции тележки и, кроме того, быстро растет с увеличением диапазона длин волн, для которого производятся измерения. Однако относительные значения, полученные при помощи измерительных тележек одной и той же конструкции, дают хорошее представление об относительной величине неровностей, характеризующей нагрузки, которые будут действовать на эксплуатирующиеся на этих дорогах транспортные средства. Основные отличия, которые необходимо учитывать при сравнении взлетно-посадочных полос и шоссейных дорог, состоят в том, что скорости движения самолетов и общие размеры самолетов и взлетно-посадочных полос больше соответствующих величин для дорог и передвигающихся по ним транс-

портных средств. Это означает, что верхняя граница длин волн измеряемых неровностей, равная 9 м, совершенно недостаточна для измерений неровностей взлетно-посадочных полос, что общие изменения уклонов будут более постепенными и что местные углубления и бугры должны рассматриваться отдельно. Скорости движения и полная длина пассажирских железнодорожных вагонов меньше соответствующих величин для самолетов, хотя и лежат ближе к ним, по сравнению с автомобилями, однако величины допустимых уклонов для железных дорог, задаваемые действующими в настоящее время требованиями, существенно отличаются от величин допустимых уклонов для взлетно-посадочных полос. Для французских железных дорог, например, требуется, чтобы уклоны были меньше 0,1%, в то время как для взлетно-посадочных полос НАТО требуется, чтобы уклоны не превышали 1%.

Технические условия для шоссейных и железных дорог состоят из двух частей: в первой части содержатся требования к расчетному профилю, который характеризуется величинами изменений направления дороги и величинами уклонов, и во второй части содержатся требования к степени неровности, задаваемые в виде указаний, относящихся к методам строительства, а также указаний о проверке степени неровности на основании эмпирической количественной характеристики, определяемой по результатам измерений, проводимых при помощи соответствующей измерительной тележки. Технические условия для взлетно-посадочных полос также могут быть представлены в виде требований к расчетному профилю и степени неровности. При этом требования к расчетному профилю не должны содержать указаний о величинах изменений направления, так как взлетно-посадочные полосы всегда прямолинейны, а требования к степени неровности в настоящее время могут быть заданы только в виде указаний, относящихся к методам строительства. До последнего времени проведены обширные измерения неровностей взлетно-посадочных полос как при помощи измерительных тележек, так и путем прямых измерений высот различных точек профиля, однако пока еще нет достаточного количества данных относительно связи нагрузок с результатами измерений неровностей, чтобы можно было установить эмпирический количественный критерий для оценки допустимой степени неровности.

Технические условия для профиля и метода строительства взлетно-посадочных полос НАТО содержат следующие требования:

а) требования к профилю:

1) продольный уклон средней части взлетно-посадочной полосы на длине одной трети длины полосы не должен быть более 1%;

2) продольный уклон каждой из крайних частей взлетно-посадочной полосы на длине одной трети длины полосы не дол-

жен быть более $+0,5$ и -1% в направлении от средней части к краям полосы;

3) места, в которых происходит изменение величины продольного уклона профиля полосы, в качестве которых принимаются точки пересечения прямых линий, характеризующих наклон полосы, должны отстоять друг от друга не менее чем на 305 м;

4) изменение продольного уклона в местах, где изменяется уклон профиля полосы, должно происходить не быстрее $0,548\%$ на 100 м;

5) на полосе должна быть обеспечена прямая видимость на расстоянии 1800 м для высоты 3 м над поверхностью полосы и 900 м для высоты 1,5 м над поверхностью полосы.

б) требования к методу строительства:

1) Уровень положения любой точки на полосе при проверке его с помощью нивелира и рейки должен находиться в пределах $\pm 6,3$ мм от расчетного уровня;

2) при наложении на поверхность взлетно-посадочной полосы прямой рейки длиной 3 м не должны наблюдаться зазоры между рейкой и поверхностью полосы более 2,5 мм. При такой проверке рейка свободно укладывается на поверхности взлетно-посадочной полосы параллельно осевой линии полосы. (Аналогичная проверка производится в поперечном направлении, но она не связана с рассматриваемым вопросом).

При тех-скоростях, с которыми происходит движение самолета по взлетно-посадочной полосе, технические условия для метода строительства полосы оказывают большое влияние на общий уровень случайных переменных нагрузок, действующих на самолет. Эти технические условия существенно влияют также на общий уровень амплитуд неровностей по длине полосы при длинах волн примерно до 30 м. Указанный общий уровень можно рассматривать в качестве характеристики степени неровности взлетно-посадочной полосы, независимо от того, с чем его связывать, — с результатами измерений нагрузок, действующих на самолет, или с результатами измерений высот профиля полосы. На общий уровень неровностей накладываются небольшие участки, степень неровности которых значительно превышает средний уровень, а также отдельные резкие изменения высот профиля взлетно-посадочной полосы.

Вывод о большом значении местных углублений может быть сделан на основании выдержки из работы Морриса и Стикла [80] относительно взлетно-посадочной полосы с травяным покровом: «... заметно неровным местом... является размытый участок поверхности там, где раньше полоса пересекалась дорогой. На этом участке угловые и вертикальные колебания самолета в вертикальной плоскости значительно больше, чем в других местах полосы», а также из следующего замечания Хитча [43]: «Это углубление, расположенное на отметке 520 м, приводит также к

наибольшим изменениям вертикальных перегрузок, существенно превышающим общий уровень изменений перегрузки».

Расчетный профиль оказывает существенное влияние, особенно при больших скоростях движения самолета, на изменение средней вертикальной перегрузки, на которую накладываются флюктуации перегрузки вследствие общей неровности полосы. При скорости движения, равной 140 км/час, изменение уклона поверхности взлетно-посадочной полосы от -1 до $+1\%$ может вызвать (в предельном случае мгновенного изменения величины уклона) приращение перегрузки в центре тяжести, равное 0,5, для одного из транспортных самолетов («Виккерс»). Этот пример показывает степень важности вопроса об изменении уклонов поверхности; в тех случаях, которые будут иметь место в действительности, скорость движения самолета может быть выше и возможно влияние динамичности нагружения вследствие упругости конструкции самолета и воздействия неровностей взлетно-посадочной полосы, однако изменение величины уклона не будет мгновенным.

§ 3.3. ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТ НЕРОВНОСТЕЙ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС

Результаты измерений высот неровностей примерно для 60 взлетно-посадочных полос в ряде стран, входящих в НАТО, изложены в Технических отчетах Консультативной группы НАТО по вопросам исследования и развития авиации. Сводные данные для 36 из этих взлетно-посадочных полос приведены Томпсоном в работе [147]. Полученные в результате измерений профили были рассмотрены исходя из физического представления о взлетно-посадочных полосах, приведенного в § 3.2. Следует отметить, что результаты измерений не содержат данных относительно маломасштабных ступенчатых неровностей взлетно-посадочных полос в местах стыков бетонных плит*. Отсутствуют также какие-либо данные относительно мест пересечения взлетно-посадочных полос или участков, имеющих специфическую неровность. Имеется только косвенная характеристика неровностей для участка, где полоса с травяным покровом ранее пересекалась дорогой, взятая из работы Морриса и Стикла [80], сведения о влиянии углубления во взлетно-посадочной полосе, взятые из работы Хитча [43], и приведенное в работе Поттера [114] указание о том, что участок пересечения взлетно-посадочных полос имел специфические характеристики, и поверхность его была переделана.

Высоты профиля взлетно-посадочных полос измеряются в метрах через каждые 0,61 м по длине полосы для ряда расстоя-

* Для характеристики уступа важной является его величина при действии на бетонные плиты движущейся нагрузки; это аналогично случаю, имеющему место для стыков железнодорожных рельсов.

ний от осевой линии. Результаты измерений анализируются в зависимости от длины волны, характеризуемой пространственной частотой, т. е. величиной, равной $2\pi/\text{длину волны}$ и имеющей размерность радиан, деленный на метр, а затем группируются по интервалам частоты. Составляющая неровностей для какой-либо частоты может быть охарактеризована различными способами, но должен быть выбран такой способ, чтобы характеристики, полученные для различных частот, могли быть объединены. Если в качестве характеристики неровностей рассматривать величину среднего квадрата составляющей неровностей для каждого интервала частоты, то суммирование становится возможным, и результат для полного диапазона частот не зависит от размеров и количества интервалов, составляющих этот диапазон.

Целесообразно рассматривать неровности в размерности длины. Плотность квадрата неровностей будет равна среднему значению для интервала, т. е. квадрату неровностей, деленному на ширину интервала частоты.

Таким образом, используя в качестве размерности длины метр и в качестве размерности пространственной частоты — радиан, деленный на метр, получим, что квадрат неровностей будет иметь размерность m^2 и плотность квадрата неровностей будет иметь размерность $m^2/(\text{рад}/m)$.

В работе Томпсона [147] для каждой из рассмотренных взлетно-посадочных полос приведены плотности квадрата неровностей при следующих значениях пространственной частоты 0,129; 0,258; 0,387; . . . 5,16 $\text{рад}/m$.

В этой работе определение значений квадратов неровностей для полного диапазона частот производилось в предположении, что значения плотности в рассматриваемых точках являются средними значениями для интервалов частоты, равных $\pm 0,0645 \text{ рад}/m$ для каждой из точек. Абсолютное значение неровности зависит заметным образом от значения плотности при самой низкой частоте и на него существенно влияет используемый метод сглаживания данных. Однако, если используется один и тот же метод, то полученные величины могут сравниваться между собой, но не могут сравниваться с результатами других расчетов. В работе Колмена и Холла [16] указывается, что используемый метод вычислений может привести к ошибкам при определении значений плотности для самого низкого значения пространственной частоты, т. е. для значения 0,129 $\text{рад}/m$, но ошибка будет иметь место только при этом значении частоты. Во многих случаях это приведет к тому, что вычисленные величины будут намного превышать значения, которые должны быть в действительности.

Результаты измерений для 18 взлетно-посадочных полос США, приведенные в работе Данна [25], не имеют такого недостатка при значении частоты 0,129 $\text{рад}/m$, так как вычисления произведены до более низких значений частоты.

Данные, приведенные в работе Томпсона [147]*, были выбраны и сгруппированы таким образом, чтобы можно было сравнить характеристики всех взлетно-посадочных полос. Кривые плотности неровностей были разделены на два участка — для частот выше $0,328 \text{ рад/м}$ и для частот ниже $0,328 \text{ рад/м}$ (т. е. для длин волн меньше и больше длины волны, равной $19,15 \text{ м}$, соответственно). Наиболее близкие прямые линии были проведены на глаз для зависимости логарифма плотности квадрата неровностей от логарифма пространственной частоты; эти прямые проведены через фактическое значение логарифма плотности квадрата неровностей при пространственной частоте, равной $0,328 \text{ рад/м}$. Была определена величина наклона прямых и проведены вычисления составляющей неровностей для диапазона пространственных частот, больших $0,328 \text{ рад/м}$. В табл. 3.1 приведены средние значения и стандартные отклонения для следующих величин:

- 1) плотности квадрата неровностей при значениях пространственной частоты, равных $0,129$; $0,328$ и $3,28 \text{ рад/м}$;
- 2) суммарной неровности и составляющей неровностей для диапазона значений частот, больших $0,328 \text{ рад/м}$;
- 3) показателя степени n , характеризующего наклон кривых зависимости логарифма плотности квадрата неровностей от логарифма пространственной частоты, для значений частот больших и меньших $0,328 \text{ рад/м}$ (плотность квадрата неровностей пропорциональна пространственной частоте в степени « $-n$ »).

Средние геометрические значения плотности квадрата неровностей могут быть использованы для проверки полученных средних значений показателя степени n . Среднее значение n , полученное таким способом, равно $2,36$ для диапазона пространственных частот от $0,328$ до $3,28 \text{ рад/м}$ по сравнению с величиной $2,38$, которая была получена непосредственным образом. Для диапазона частот от $0,129$ до $0,328 \text{ рад/м}$ соответствующая величина равна $4,06$ по сравнению с $3,8$, но в этом диапазоне разброс величин очень велик.

Данные табл. 3.1 представлены на рис. 3.1—3.4. На рис. 3.1 показано распределение повторяемостей плотности неровностей при значениях пространственной частоты $0,129$; $0,328$ и $3,28 \text{ рад/м}$ (т. е. при значениях длины волны $48,7$; $19,2$ и $1,92 \text{ м}$). На рис. 3.2 показано распределение повторяемостей суммарной неровности, полученной по результатам измерений, и составляющей неровностей для диапазона значений пространственной частоты, больших $0,328 \text{ рад/м}$. На рис. 3.3 показано распределение значений показателя степени n , характеризующего наклон кривых зависимости логарифма плотности квадрата неровностей от логарифма пространственной частоты, для диапа-

* В этой работе вместо термина «плотность квадрата неровностей» используется термин «спектральная плотность»; численные значения являются одинаковыми, так как используется та же размерность, $\text{м}^2/(\text{рад/м})$.

Таблица 3.1

Средние значения и стандартные отклонения для характеристик
неровностей 36 взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО
(величины взяты из работы Томпсона [147])

Характеристика	Арифметические значения		Геометрические значения	
	среднее значение	стандартное отклонение	среднее значение	коэффициент стандартного отклонения
Плотность квадрата неровностей, в $\text{м}^2/(\text{рад}/\text{м})$:				
при пространственной частоте, равной $0,129 \text{ рад}/\text{м}$			$2,15 \cdot 10^{-8}$	3,63
при пространственной частоте, равной $0,328 \text{ рад}/\text{м}$			$5,15 \cdot 10^{-6}$	2,00
при пространственной частоте, равной $3,28 \text{ рад}/\text{м}$			$2,29 \cdot 10^{-7}$	2,35
Суммарная неровность, полученная по результатам измерений, в м			0,0168	1,82
Составляющая неровностей для диапазона значений частоты, больших $0,328 \text{ рад}/\text{м}$			0,0036	1,35
Показатель степени n в случае, когда плотность квадрата неровностей пропорциональна пространственной частоте в степени $-n$:				
значение n для диапазона пространственной частоты $0,328-3,28 \text{ рад}/\text{м}$	2,38	0,21		
значение n для диапазона пространственной частоты $0,129-0,328 \text{ рад}/\text{м}$	3,8	1,3		

зонов пространственной частоты от $0,129$ до $0,328 \text{ рад}/\text{м}$ и от $0,328$ до $3,28 \text{ рад}/\text{м}$. На рис. 3.4 приведены сводные данные, показывающие изменение неровности в зависимости от пространственной частоты. На этом рисунке показаны также линии, соответствующие примерно двум стандартным отклонениям от среднего значения, и для сравнения нанесены точки, полученные для двух взлетно-посадочных полос с наибольшей неровностью и для двух полос с наименьшей неровностью при значении пространственной частоты, равном $0,328 \text{ рад}/\text{м}$.

Тот факт, что для взлетно-посадочной полосы, имеющей наименьшую неровность в диапазоне пространственных частот от $0,328$ до $3,28 \text{ рад}/\text{м}$, величина неровности при пространственной частоте, равной $0,129 \text{ рад}/\text{м}$, находится среди наибольших значений неровности, является случайным. Однако это служит показателем большого разброса как формы кривых, так и величины

неровности для длин волн, больших примерно 20 м (т. е. для пространственных частот, меньших $0,328 \text{ рад/м}$). При более коротких волнах данные, по-видимому, являются гораздо более устойчивы-

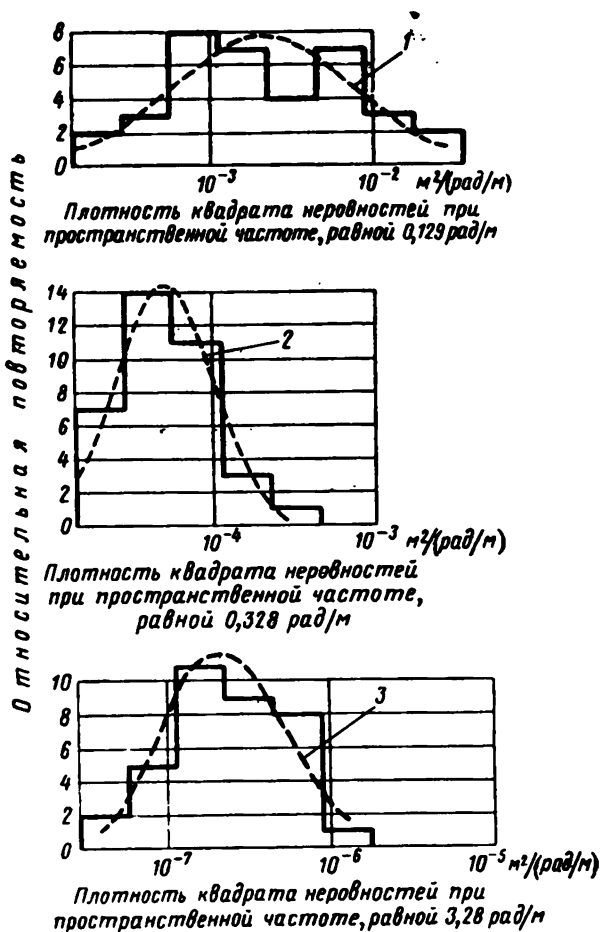


Рис. 3.1. Распределение повторяемостей плотности неровностей при различных частотах для 36 профилей взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО:

1—нормальное распределение, среднее значение равно $2,15 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2/(\text{рад/м})$, коэффициент стандартного отклонения равен 3,63; 2—нормальное распределение, среднее значение равно $5,15 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/(\text{рад/м})$, коэффициент стандартного отклонения равен 2,0; 3—нормальное распределение, среднее значение равно $2,29 \cdot 10^{-7} \text{ м}^2/(\text{рад/м})$, коэффициент стандартного отклонения равен 2,35

ми. Это, видимо, является следствием того, что величины неровностей при более коротких волнах гораздо более непосредственно зависят от способов укладки покрытия взлетно-посадочных

полос и методов контроля, осуществляемого при помощи прямой рейки длиной 3 м, в то время как при больших длинах волн начинает сказываться влияние расчетного профиля. Проведение значительных исследований расчетного профиля довольно затруднительно. Анализ в этом случае ограничивался определением максимального изменения уклона для каждой из взлетно-посадочных полос. Распределение изменений уклонов дано на рис.



Рис. 3.2. Распределение повторяемостей неровностей для 36 профилей взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО:

1—нормальное распределение, среднее значение равно 0,0036 м, коэффициент стандартного отклонения равен 1,35; 2—нормальное распределение, среднее значение равно 0,0168 м, коэффициент стандартного отклонения равен 1,82

3,5; величина наклона поверхности должна оставаться постоянной на протяжении по крайней мере 150 м по каждую сторону от точки пересечения линий наклона полосы. Все изменения уклона, превышающие 1%, были довольно постепенными, но для меньших значений изменение уклонов было обычно гораздо более быстрым, чем 0,548% на 100 м, задаваемые в требованиях НАТО. На рис. 3.6 приведены профили для пяти типичных взлетно-посадочных полос (полосы с номерами 3, 15, 23, 26 и 32 в работе [147]).

Используемые при анализе неровностей результаты измерений являются в основном результатами измерений высот профиля в ряде точек взлетно-посадочной полосы при помощи рейки и нивелира. В работах Гримса [35] и Плантема и Бурмена [112] описываются конструкции измерительных тележек, которые являются автоматическим средством для записи высот профиля та-

ким образом, что при определении неровностей могут быть использованы по существу те же самые расчетные методы. Время обследования взлетно-посадочной полосы значительно уменьшается и обычные контрольные проверки могут стать практически осуществимыми, однако время, потребное для анализа результатов, остается большим. В работе Данна [25] приводится обзор ис-

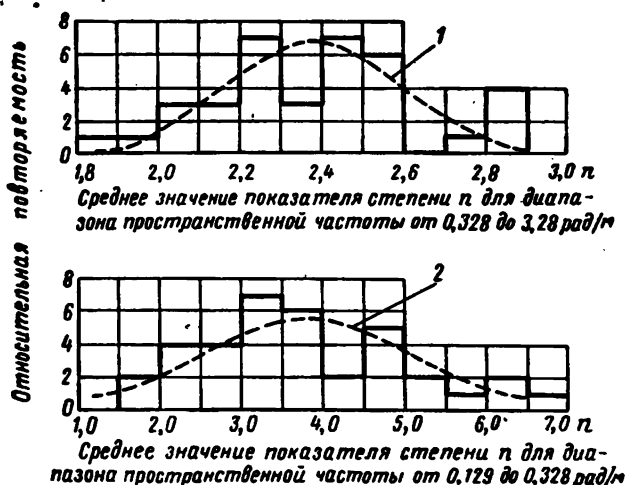


Рис. 3.3. Распределение повторяемостей показателя степени n , характеризующего наклон кривых, дающих зависимость логарифма плотности квадрата неровностей от логарифма пространственной частоты, для 36 профилей взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО:

1—нормальное распределение, среднее значение равно 2,38 m , стандартное отклонение равно 0,21; 2—нормальное распределение, среднее значение равно 3,80, стандартное отклонение равно 1,30

следований 18 взлетно-посадочных полос ВВС США, проведенных при помощи тележки, описанной в работе Гримса [35]. Неровности взлетно-посадочных полос при различных частотах аналогичны тем неровностям, которые были получены для 36 полос НАТО при помощи рейки и нивелира. Плотность квадрата неровностей при различных значениях частоты дана в табл. 3.2 в таком же виде, как в табл. 3.1. Средние значения и стандартные отклонения при значениях пространственной частоты, равных 0,328 и 3,28 $рад/м$, незначительно отличаются от величин, приведенных в табл. 3.1. В работе Данна [25] кривые получены до значений частоты, существенно меньших 0,129 $рад/м$, и дают более надежные значения неровностей при частоте 0,129 $рад/м$ по сравнению с данными работы Томпсона [147]. Эти значения меньше, как и предполагалось в работе Колмена и Холла [16]. Среднее значение близко к тому, которое получается путем экстраполяции дан-

ных для диапазона частот от 0,328 до 3,28 рад/м, однако разброс намного больше.

Приведенное выше описание характеристик взлетно-посадочных полос относится к основной поверхности взлетно-посадочных

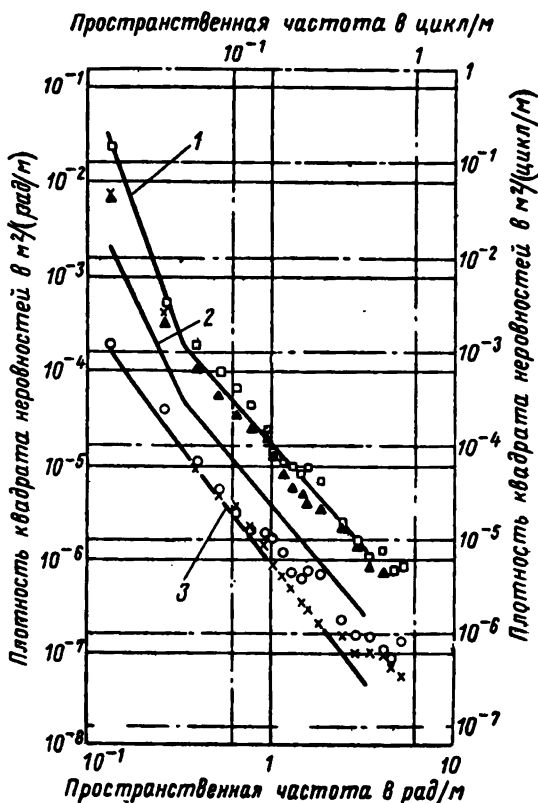


Рис. 3.4. Изменение неровности в зависимости от пространственной частоты для 36 профилей взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО:

1—среднее значение +2 стандартных отклонения; 2—среднее значение; 3—среднее значение—2 стандартных отклонения;

○ — экспериментальные точки для ВПП № 4
 ▲ — № 5
 □ — № 11
 × — № 13

Для значений пространственной частоты, больших 2,07 рад/м, показана каждая четвертая экспериментальная точка. Экспериментальные оценки плотности при значениях пространственной частоты, меньших 0,328 рад/м, по-видимому, завышены

полос. В течение года поверхность полосы может изменяться в результате загрязнения при эксплуатации самолетов, выпадения осадков в виде дождя, снега или града или от воздействия

Рис. 3.5. Распределение изменений уклонов для 36 взлетно-посадочных полос стран, входящих в НАТО.

Для каждой полосы взято максимальное изменение, приводящее к увеличению вертикальной перегрузки. $0,02 \text{ рад}$ является максимально возможным приращением угла наклона, допускаемым требованиями НАТО; это приращение соответствует изменению уклона от минус до плюс 1%. Изменение угла наклона происходит довольно плавно при углах, больших $0,01 \text{ рад}$.

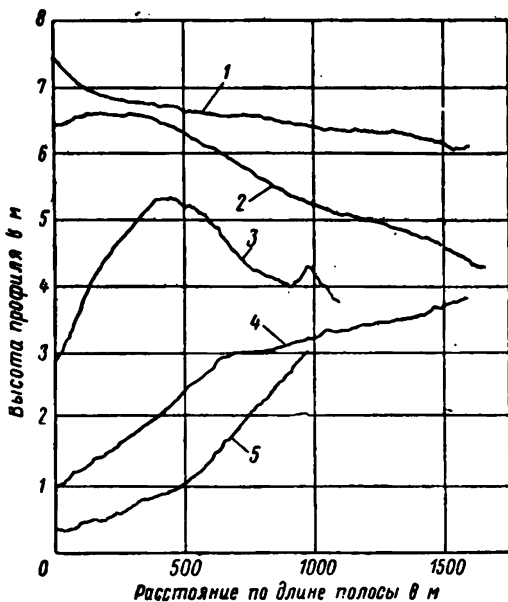
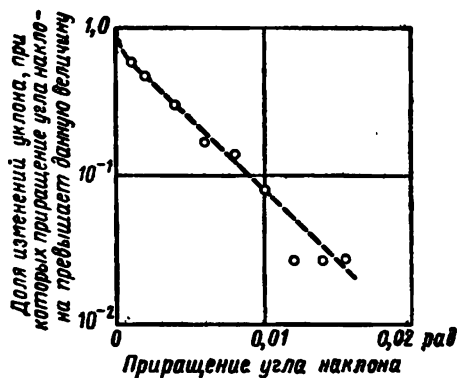


Рис. 3.6. Профили 5 типичных взлетно-посадочных полос:

1—ВПП № 3; 2—ВПП № 23; 3—ВПП № 15; 4—ВПП № 32; 5—ВПП № 26

Номера взлетно-посадочных полос совпадают с номерами в работе [147]; высоты профиля отсчитывались от произвольно выбранного уровня

Таблица 3.2

Средние значения и стандартные отклонения для характеристик
неровностей 18 взлетно-посадочных полос США. (Величины взяты из работы
Данна [25])

Характеристика	Арифметические значения		Геометрические значения	
	среднее значение	стандартное отклонение	среднее значение	коэффициент стандартного отклонения
Плотность квадрата неровностей в $\text{м}^2/(\text{рад}/\text{м})$:				
при пространственной частоте, равной $0,129 \text{ рад}/\text{м}$			$2,53 \cdot 10^{-4}$	3,26
при пространственной частоте, равной $0,328 \text{ рад}/\text{м}$			$3,06 \cdot 10^{-5}$	2,00
при пространственной частоте, равной $3,28 \text{ рад}/\text{м}$			$1,68 \cdot 10^{-7}$	2,30
Показатель степени n в случае, когда плотность квадрата неровностей пропорциональна пространственной частоте в степени $-n$:				
Значение n для диапазона пространственной частоты $0,328 \div 3,28 \text{ рад}/\text{м}$	2,22	0,2215		
Значение n для диапазона пространственной частоты $0,129 \div 0,328 \text{ рад}/\text{м}$	2,27	0,715		

Примечание. Используя логарифмы средних геометрических значений, приведенных в 4 столбце, для проверки средних значений n , приведенных во 2 столбце, получим $n=2,257$ по сравнению с 2,22 и 2,24 — по сравнению с 2,27.

средств, применяющихся для очистки взлетно-посадочных полос. Существуют также дополнительные факторы, такие, например, как аэродромные огни, учет которых может оказаться необходимым в отдельных случаях.

Глава IV

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ МАНЕВРОВ В НЕВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЕ

§ 4.1. ВВЕДЕНИЕ

Атмосфера, в которой происходит полет самолета, большую часть времени находится в устойчивом состоянии, когда турбулентность в ней отсутствует. При определении маневренных нагрузок можно считать, что полет самолета происходит в неподвижном воздухе, так как абсолютное движение воздуха относительно земли не влияет на нагрузки на самолет. Возможны случаи, когда самолет должен совершать маневры при наличии атмосферной турбулентности, однако, как правило, теоретический анализ маневренных нагрузок в неподвижном воздухе и нагрузок от действия атмосферной турбулентности может быть произведен отдельно и полученные решения затем могут быть соответствующим образом просуммированы. Такой подход принят в настоящей работе, но для каждого конкретного самолета следует провести анализ того, не может ли атмосферная турбулентность существенным образом повлиять на маневренные нагрузки в случае, когда маневр самолета производится в условиях атмосферной турбулентности.

Характеристиками невозмущенной атмосферы, которые должны быть известны при теоретическом рассмотрении маневров самолета, являются плотность, давление, температура и вязкость. Для большинства маневров они могут быть приняты постоянными, но в отдельных случаях, таких, например, как крутое пикирование, движение самолета должно рассматриваться для ряда отдельных участков, на каждом из которых характеристики атмосферы принимаются постоянными.

§ 4.2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Силы, действующие на самолет, состоят из аэродинамических сил, приложенных к внешним поверхностям самолета, силы тяжести и сил от двигательной установки. Движение самолета под

действием совокупности этих сил происходит в соответствии с законом Ньютона.

Таким образом, движение центра тяжести и движение относительно центра тяжести определяются уравнениями:

$$\bar{P} = \frac{d}{dt} \text{ (вектор количества движения),} \quad (4.1)$$

$$\bar{M} = \frac{d}{dt} \text{ (вектор момента количества движения),} \quad (4.2)$$

где $\bar{P}$ — вектор суммарной действующей силы, приложенной в центре тяжести,

$\bar{M}$ — вектор суммарного момента действующих сил относительно центра тяжести,

t — время.

При использовании этих уравнений необходимо учитывать все составляющие суммарного количества движения, например, количество движения вытекающих газов. В дальнейшем при исследовании маневров самолета принимается, что масса самолета постоянна и равна некоторой мгновенной величине, при которой происходит маневр.

Одна из возникающих трудностей состоит в том, что форма самолета не является неизменной. Распределение сил существенно изменяется при отклонении органов управления. Кроме того, действующие силы вызывают деформации конструкции, которые, в свою очередь, приводят к изменению сил. Учет такого рода взаимовлияния непосредственно в уравнениях приведет к тому, что уравнения станут нелинейными и весьма сложными и для них можно будет получить только отдельные частные решения. Если же представить характеристики самолета таким образом, чтобы уравнения остались линейными, то можно получить решения справедливые для целого ряда самолетов и провести физический анализ характера нагрузок при маневрах.

Маневренные нагрузки в общем изменяются медленно по сравнению с периодами собственных колебаний конструкции, так что полные нагрузки, действующие на конструкцию самолета, состоят из медленно изменяющихся маневренных нагрузок и накладываются на них нагрузки от колебаний конструкции самолета. Обычно можно пренебречь влиянием колебаний конструкции на величину медленно изменяющихся маневренных нагрузок и определять маневренные нагрузки и нагрузки от колебаний конструкции независимо, без учета взаимодействия между ними, сохраняя таким образом свойство линейности системы. Деформации конструкции под действием нагрузок оказывают влияние на сами нагрузки, но это влияние обычно достаточно мало и можно принять величину деформации постоянной в течение всего рассматриваемого маневра. Обычно принимается величина деформации, соответствующая нагрузке, близкой к максимальной. В отдельных случаях анализ маневренных нагрузок можно

производить для ряда последовательных интервалов времени. Изменение нагрузок при маневре происходит обычно достаточно медленно даже на органах управления. Поэтому можно принять, что аэродинамические силы равны установившимся значениям, соответствующим рассматриваемым мгновенным конфигурациям самолета; в отдельных особых случаях может оказаться необходимым рассматривать аэродинамические характеристики при маневре различным образом для ряда последовательных интервалов времени аналогично тому, как это может делаться при учете деформаций конструкции.

В результате сделанных упрощений получаем систему уравнений для квазижесткого тела. Векторная форма уравнений (4.1) и (4.2) удобна для общего представления уравнений движения, но для получения решения необходимо записать уравнения в проекциях на оси пространственной системы координат. Каждое векторное уравнение заменяется тремя скалярными уравнениями. При этом три уравнения, которые получаются из уравнения (4.1), описывают поступательное движение, а три уравнения, которые получаются из уравнения (4.2), описывают вращение самолета. Левая часть уравнений представляет сумму действующих сил или моментов, а правая часть уравнений содержит характеристики движения самолета. В качестве осей координат должны выбираться оси, связанные с самолетом и перемещающиеся вместе с ним.

Простой вид правой части уравнений может быть получен в том случае, если в качестве осей координат принять главные оси инерции, в то время как простой вид для левой части уравнений можно получить, если в качестве осей координат принять оси, которые обычно используются при определении аэродинамических коэффициентов. Следует отметить, что уравнения могут быть преобразованы из одной системы координат в другую систему.

Уравнения движения в форме, удобной для исследования движения самолета, записанные относительно главных осей инерции *Охуз*, имеют следующий вид:

$$X = m(\dot{U} - rV + qW), \quad (4.3)$$

$$Y = m(\dot{V} - pW + rU), \quad (4.4)$$

$$Z = m(\dot{W} - qU + pV), \quad (4.5)$$

$$L = A\dot{p} + (C - B)qr, \quad (4.6)$$

$$M = B\dot{q} + (A - C)rp, \quad (4.7)$$

$$N = C\dot{r} + (B - A)pq, \quad (4.8)$$

где X, Y, Z — проекции сил на оси x, y, z ; положительное направление совпадает с направлением осей x, y и z ;
 m — масса самолета,

L, M, N — проекции моментов на оси x, y, z ; положительное направление по часовой стрелке, если смотреть по направлению оси,

A, B, C — моменты инерции самолета относительно осей x, y, z ,

U, V, W — проекции скорости на оси x, y, z ,

p, q, r — проекции угловой скорости на оси x, y, z , положительное направление по часовой стрелке.

В качестве главных осей принимаются следующие оси:

Ox — направлена вперед и является главной осью, наиболее близкой к осевой линии фюзеляжа;

Oy — направлена вправо, если смотреть по оси Ox от хвоста к носу фюзеляжа;

Oz — расположена под прямым углом к двум другим осям и направлена таким образом, чтобы оси координат образовывали правую систему осей координат, т. е. приблизительно направлена вниз, когда самолет находится в горизонтальном полете без крена.

§ 4.3. КАЧЕСТВЕННОЕ ОПИСАНИЕ МАНЕВРОВ САМОЛЕТА

Аэродинамические компоновки самолетов отличаются большим разнообразием, но все они имеют некоторые общие черты. Экипаж всегда располагается в фюзеляже, имеющем форму, близкую к форме тела вращения. К фюзеляжу прикреплены аэродинамические поверхности, предназначенные для получения нагрузок и приложения их к фюзеляжу. Обычно они состоят из крыльев и хвостового оперения. На крыльях имеются управляющие поверхности в виде элеронов и закрылков. Хвостовое оперение состоит из горизонтального оперения с рулем высоты и киля с рулем направления. В большинстве случаев управляющие поверхности дополнительно имеют триммеры. Относительные размеры частей самолета значительно отличаются для различных конструкций. В предельном случае горизонтальное оперение может отсутствовать и фюзеляж фактически будет входить в состав крыла. Возможен также случай, когда вместо хвостового горизонтального оперения имеется горизонтальное оперение, расположенное впереди крыла. Кроме того, в случае управляемого стабилизатора поверхности оперения могут совмещать функции стабилизатора и руля высоты.

Прежде чем приступить к анализу способов управления движением самолета, рассмотрим кинематику трехмерного движения самолета. Оси координат выберем таким образом, чтобы направление полета преимущественно соответствовало направлению оси Ox . Полное движение летательного аппарата в этом случае может быть представлено в виде перемещения вдоль подвижной оси Ox и вращения относительно трех подвижных осей. Изменение скорости U поступательного движения осуществляется путем изменения величины силы X и может быть достигнуто

изменением непосредственно силы тяги, а также путем изменения направления оси Ox относительно горизонта, что приводит к изменению составляющей сил тяжести. Изменение направления полета осуществляется путем вращения главных осей инерции, причем, если одновременно происходит поворот более, чем одной главной оси, то возникают гироскопические эффекты. При изменении скорости полета или действия перегрузки по оси Oz происходят небольшие изменения направления полета, которые в силу чисто аэродинамических причин приводят к изменению угла между главной осью Ox и направлением полета. Если пренебречь этими малыми изменениями, то для идеальных маневров, которые могут рассматриваться как полет по заданной траектории, вращение относительно оси Oz равно нулю. Результирующее движение характеризуется скоростью U по оси Ox и ускорением qU по оси Oz . При таком движении должны действовать силы по осям Ox и Oz и моменты относительно всех трех осей, причем момент относительно оси Oz , вращение около которой отсутствует, возникает вследствие инерционного взаимодействия. Летчик может сознательно или неумышленно отклониться от этого идеального маневра, но суммарные нагрузки в направлении оси Oy никогда не будут большими.

Основными силами, действующими на самолет, являются две силы: сила, направленная вперед, представляющая алгебраическую сумму составляющих сил тяги, сил аэродинамического сопротивления и веса, и нормальная сила, представляющая алгебраическую сумму составляющих аэродинамических подъемных сил и веса. Основная доля нормальной аэродинамической силы создается крылом, но при дополнительном учете других составляющих время, необходимое для проведения расчетов, увеличивается незначительно. Управляющие моменты создаются в основном тремя главными управляющими поверхностями; момент крена L создается элеронами, момент тангажа M создается рулем высоты и стабилизатором и момент рыскания N — килем и рулем направления. Самолет при движении будет находиться под некоторым углом относительно направления движения, и основные аэродинамические силы будут изменяться соответствующим образом. Такая система уравнений является нелинейной и решение ее может быть получено только для заданных численных значений. Однако можно сделать упрощающие предположения, которые приводят к эквивалентной линейной системе и позволяют проводить изучение характеристик движения с физической точки зрения.

Основное упрощение следует из того, что органы управления не могут создавать большие угловые скорости тангажа и рыскания. Кроме того, в получении больших угловых скоростей тангажа и рыскания нет необходимости. Вследствие этого можно принять, что q и r малы и полностью пренебречь членами, содержащими q^2 , r^2 и qr . Следующее упрощение заключается в том, что

значение U может быть принято постоянным в течение маневра для любых маневров, осуществляемых из прямолинейного полета. Для многих маневров можно пренебречь изменением составляющей силы веса. Это приводит к линеаризации уравнений, однако Томас и Прайс [146] показали, что для линеаризации уравнений нет необходимости полностью пренебрегать членами, содержащими составляющие силы веса. При этих упрощениях уравнение (4.3) пропадает; U в уравнениях (4.4) и (4.5) становится константой и уравнение (4.6) приобретает вид

$$L = A\dot{p}. \quad (4.9)$$

В общем случае маневр самолета описывается решением системы всех пяти уравнений, но часто можно разделить маневр на ряд более простых маневров, каждый из которых описывается решением одного или двух уравнений этой системы.

В тех случаях, когда система может быть принята линейной, решение для общего случая маневра является суммой решений для нескольких простых маневров. Ниже перечислены все возможные виды маневров:

- 1) ускоренное поступательное движение;
- 2) движение по крену;
- 3) движение по тангажу;
- 4) движение по рысканию;
- 5) совместное движение по тангажу и рысканию;
- 6) совместное движение по крену и тангажу;
- 7) совместное движение по крену и рысканию;
- 8) совместное движение по крену, тангажу и рысканию.

При первых трех маневрах угол рыскания равен нулю и момент рыскания отсутствует. Эти маневры обычно относятся к симметричным маневрам. Для всех остальных маневров угол рыскания и момент рыскания не равны нулю и эти маневры называются несимметричными.

Простейшим из всех маневров является изменение только поступательной скорости. Этот маневр описывается уравнением (4.3) в упрощенной форме:

$$X = m\dot{U}. \quad (4.10)$$

Как указывалось ранее, этот маневр рассматривается отдельно от всех остальных маневров. Движение по крену описывается уравнением (4.9), являющимся упрощенной формой уравнения (4.6)

$$L = A\dot{p}. \quad (4.11)$$

При этом значение p не должно оказывать влияния на левые и правые части уравнений (4.4) и (4.5), т. е. если даже не рассматривать влияние силы тяжести, ось x должна совпадать с направлением полета. Такой случай вряд ли является практиче-

ски возможным. Движение по тангажу описывается уравнениями, получающимися в результате упрощения уравнений (4.5) и (4.7),

$$\left. \begin{aligned} Z &= m(\dot{W} - qU), \\ M &= B\dot{q}. \end{aligned} \right\} \quad (4.12)$$

Движение рыскания описывается уравнениями, получающимися при упрощении уравнений (4.4) и (4.8),

$$\left. \begin{aligned} Y &= m(\dot{V} + rU), \\ N &= C\dot{r}. \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

Совместное движение по тангажу и рысканию описывается упрощенными уравнениями (4.4), (4.5), (4.7), (4.8) (уравнение (4.6) пропадает, так как значение qr мало):

$$\left. \begin{aligned} \dot{Y} &= m(\dot{V} + rU), \\ Z &= m(\dot{W} - qU), \\ M &= B\dot{q}, \\ N &= C\dot{r}. \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

Остальные маневры описываются всеми пятью уравнениями и упрощения, получающиеся при пренебрежении малыми членами, незначительны.

Для осуществления любого из указанных маневров необходимо иметь возможность создания трех управляющих моментов независимым образом, причем равновесие самолета в других направлениях не должно изменяться. Стабилизатор и руль высоты, по-видимому, наиболее отвечают этому требованию, так как они почти полностью создают момент тангажа и нормальную силу на самолет. Управление при помощи киля и руля направления приводит к изменению величины нормальной силы на крыло, моментов рыскания и боковых сил вследствие изменения скорости набегающего потока относительно крыла. Управление при помощи элеронов также будет оказывать влияние на величину нормальной силы на крыло, так как только приблизительно можно считать, что силы, действующие на элероны, взаимно уравновешиваются. Тем не менее можно получить достаточно хорошее представление о нагрузках на самолет, если считать большинство из маневров достаточно независимыми друг от друга.

Для практического осуществления маневра необходимо, чтобы летчик или автопилот был в состоянии произвести отклонение органов управления, для чего, в свою очередь, необходимо, чтобы

летчик и автопилот могли реагировать на изменения параметров, характеризующих движение самолета. В случаях изолированных маневров по крену, тангажу или рысканию способность летчика реагировать на изменение характеристик движения самолета является достаточно хорошей. В то же время при маневрах, представляющих такую комбинацию движения по крену и движения по тангажу или рысканию, при которой имеет место инерционное взаимодействие, способность летчика реагировать на изменение нормальной перегрузки ухудшается, как это было установлено Мейером [77] и Нетовеем и Кларком [86]. Таким образом, для простых маневров летчик может легко корректировать быстроту проведения маневра, но для маневров, при которых имеет место инерционное взаимодействие, летчик не в состоянии почувствовать в полной мере необходимость осуществления корректировки, хотя теоретически величины отклонений органов управления, необходимых для корректировки маневра, могут быть получены.

§ 4.4. ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК

В уравнениях (4.1)—(4.14) левые части являются действующими силами или моментами относительно центра тяжести, а правые части представляют соответствующие скорости изменения количества движения или момента количества движения. Аэродинамические составляющие действующих сил и моментов зависят от деформаций конструкции самолета и изменения положения самолета как твердого тела относительно направления полета под действием управляющих сил. Аэродинамические производные, связывающие силы и положение самолета, зависят от времени, за которое самолет приходит в рассматриваемое положение (производные для неустановившегося движения). Они зависят также от величины перемещения и ряда аэродинамических факторов, таких, например, как число M . Кроме того, аэродинамические производные зависят от упругих деформаций. Уравнения линеаризируются, если пренебречь коэффициентами для неустановившегося движения и принять, что все производные являются постоянными в течение каждого из маневров. В некоторых случаях маневр рассматривается для нескольких последовательных интервалов времени и при этом считается, что производные являются постоянными в пределах каждого интервала, но имеют различную величину для различных интервалов.

Если рассматривать вращение самолета относительно главных осей инерции, то движение по крену будет отличаться по своему характеру от движения относительно других осей. В гипотетическом случае изолированного движения по крену происходит только вращение самолета с некоторой угловой скоростью. При этом имеется только одна составляющая скорости поступа-

тельного движения центра тяжести, направленная вперед. Полный аэродинамический момент в этом случае равен

$$L_a = l_p p + l_\xi \xi, \quad (4.15)$$

где l_p — производная аэродинамического момента по угловой скорости,

l_ξ — производная аэродинамического момента по углу отклонения элеронов,

ξ — угол отклонения элеронов.

В случаях движения по тангажу и рысканию силы, действующие на поверхности управления, приложены только в одном направлении на некотором расстоянии от центра тяжести самолета и, следовательно, в этих случаях на самолет будет действовать сила в центре тяжести и момент относительно центра тяжести. При движении по тангажу сила, действующая на руль высоты, вызывает изменение угла атаки крыла, что, в свою очередь, приводит к изменению нормальной силы, действующей на самолет в целом. Составляющими подъемной силы от фюзеляжа и от изменения угла отклонения руля высоты обычно можно пренебречь. При движении рыскания сила, действующая на руль направления, приводит к изменению угла скольжения фюзеляжа, что, в свою очередь, приводит к изменению боковой силы на самолет в целом. В этом случае составляющими боковой силы от крыла и от отклонения руля направления можно обычно пренебречь. Выражения для полной аэродинамической силы и момента в уравнениях (4.12) будут иметь вид

$$\left. \begin{aligned} Z_a^* &= z_W (W - W_0) - mg, \\ M_a^* &= m_q q + m_\eta \eta + m_{\dot{W}} \dot{W} + m_W (W - W_0), \end{aligned} \right\} \quad (4.16)$$

где $m_q, m_\eta, m_{\dot{W}}, m_W, z_W$ — производные по $q, \eta, \dot{W}$ и $(W - W_0)$ соответственно;

W_0 — значение W для горизонтального полета;

η — угол отклонения руля высоты относительно положения, соответствующего горизонтальному полету.

Аналогично выражения для полной аэродинамической силы и момента в уравнениях (4.13) будут иметь вид

$$\left. \begin{aligned} Y_a &= y_V V, \\ N_a &= n_r r + n_\zeta \zeta + n_{\dot{V}} \dot{V} + n_V V, \end{aligned} \right\} \quad (4.17)$$

где $y_V, n_r, n_\zeta, n_{\dot{V}}$ и n_V — производные по $V, r, \zeta, \dot{V}$ и V соответственно;

ζ — угол отклонения руля направления.

* В английском тексте Z_g и M_g — опечатка. (Прим. перев.).

Для получения изолированного движения рыскания необходимо обеспечить отсутствие движения по крену. Практически это может быть осуществлено только путем отклонения элеронов, которое, в свою очередь, создает дополнительный момент рыскания.

В случае одновременного движения по тангажу и рысканию взаимосвязь между уравнениями (4.12) и (4.13) отсутствует и решения этих уравнений могут складываться друг с другом в необходимых соотношениях.

При рассмотрении любого маневра, являющегося комбинацией движения по крену и вращения относительно какой-либо другой оси, необходимо решать совместно все пять уравнений (4.4) — (4.8) [уравнение (4.6) в результате упрощений приведено к уравнению (4.9)]. В этом общем случае левые части уравнений не могут быть представлены в виде выражений (4.15) — (4.17), приведенных выше. В выражение (4.15) должны быть включены два дополнительных члена, учитывающих движение рыскания, а в выражение (4.17) — два дополнительных члена, учитывающих движение по крену. Выражение (4.16) не изменяется. Аэродинамические силы и моменты в рассматриваемом общем случае имеют вид

$$\left. \begin{aligned} Y_a &= y_V V, \\ Z_a &= Z_W (W - W_0), \\ L_a &= l_p p + l_\xi \xi + l_V V + l_r r, \\ M_a &= m_q q + m_\eta \eta + m_{\dot{W}} \dot{W} + m_W (W - W_0), \\ N_a &= n_r r + n_\zeta \zeta + n_{\dot{V}} \dot{V} + n_V V + n_p p + n_\xi \xi. \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

После подстановки приведенных выражений в уравнения (4.4) — (4.8) получаются нелинейные уравнения вследствие наличия членов, характеризующих перекрестные инерционные связи, pW , pV , $(A-C)rp$ и $(B-A)pq$ в уравнениях (4.4), (4.5), (4.7) и (4.8) соответственно. Томас и Прайс [146] показали, что уравнения могут быть линеаризованы, если произвести замену

$$p = p_0 + p^*, \quad (4.19)$$

где p_0 — постоянная величина,

p^* — малая величина того же порядка малости, что q и r .

При этом pW , pV , $(A-C)rp$ и $(B-A)pq$ заменяются на p_0W , p_0V , $(A-C)p_0r$ и $(B-A)p_0q$ соответственно.

§ 4.5. ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ СИЛЫ ВЕСА

Сила веса самолета направлена по вертикали и, следовательно, если ось x составляет угол θ с горизонтальной плоскостью и ось y повернута на угол φ от своего горизонтального по-

ложения, то составляющие нагрузки от силы веса в уравнениях (4.4) и (4.5) соответственно записываются в виде

$$\left. \begin{aligned} Y_g &= mg \cos \theta \sin \varphi, \\ Z_g &= mg \cos \theta \cos \varphi. \end{aligned} \right\} \quad (4.20)$$

Скорость изменения φ равна p — угловой скорости крена, т. е.

$$\varphi = pt + \varphi_0.$$

Если значение $\cos \theta$ можно считать равным единице и принять, что $p = p_0 + p^*$, как указано в выражении (4.19), то составляющие нагрузки от силы веса могут быть представлены в виде

$$Y_g = mg (\sin \varphi_0 \cos p_0 t + \cos \varphi_0 \sin p_0 t), \quad (4.21)$$

$$Z_g = mg (\cos \varphi_0 \cos p_0 t - \sin \varphi_0 \sin p_0 t). \quad (4.22)$$

После подстановки этих выражений в уравнения (4.4) и (4.5) линейность уравнений сохраняется.

При решении полученных линеаризированных уравнений движения удобно разделить маневр на симметричную и несимметричную части.

§ 4.6. ЛИНЕАРИЗИРОВАННЫЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ СИММЕТРИЧНЫХ МАНЕВРОВ

Возможны только три вида симметричных маневров — полет с ускорением, направленным вперед, изолированное движение по крену и изолированное движение по тангажу. Полет с ускорением, направленным вперед, является тривиальным случаем, когда $X = mU$, где X — разность сил сопротивления и тяги, U — скорость полета.

Случай изолированного движения по крену не намного сложнее. Уравнение движения для этого случая получается из соотношений (4.11) и (4.15) и имеет вид

$$A\dot{p} - l_p p = l_\xi \xi. \quad (4.23)$$

Решение этого уравнения в замкнутом виде для любого закона изменения ξ по времени записывается следующим образом:

$$p = \exp(l_p t/A) \int (l_\xi \xi/A) \exp(-l_p t/A) dt, \quad (4.24)$$

Решение уравнений для изолированного движения по тангажу может быть найдено в случае, когда скорость полета и составляющие силы веса остаются постоянными в течение маневра. Уравнения для изолированного движения по тангажу получают

ся из соотношений (4.12), (4.16) и (4.20) при $\varphi=0$ и имеют следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} m\dot{W} - z_W(W - W_0) - mQU + mg(1 - \cos \theta) &= 0, \\ B\dot{q} - m_q q - m_{\dot{W}}\dot{W} - m_W(W - W_0) &= m_{\eta}\eta. \end{aligned} \right\} \quad (4.25)$$

Эти уравнения приводятся к безразмерному виду путем использования обозначений, принятых Чайковским [20] и Неймарком [87] с небольшими изменениями, и решение их получается аналогичным способом. Член, содержащий составляющую силы веса, исключается путем замены величины W на ее приращение w . Для того чтобы такая замена была возможна, необходимо, чтобы изменение составляющей силы веса по оси Oz за время маневра было пренебрежимо мало. В результате уравнения приобретают следующий вид:

$$D\bar{w} + \frac{1}{2}a\bar{w} - \bar{q} = 0, \quad (4.26)$$

$$\chi D\bar{w} + \omega\bar{w} + D\bar{q} + \nu\bar{q} = -\delta\eta, \quad (4.27)$$

где $D = \frac{d}{d\tau}$;

$\tau = t/\bar{t}$;

$\bar{t} = m/(qSU)$;

S — площадь крыла;

q — плотность воздуха;

$\bar{w} = w/U$;

$\bar{q} = \dot{q}$;

$a = \partial C_L / \partial \alpha$,

C_L — коэффициент подъемной силы самолета;

α — приращение угла атаки крыла;

$\chi, \omega, \nu, \delta$ — безразмерные производные.

При выводе этих уравнений был сделан ряд допущений, которые приведены ниже:

- 1) скорость полета и соответствующее число M — постоянны;
- 2) величина составляющей веса самолета по направлению главной оси Oz остается постоянной;
- 3) упругие деформации конструкции не учитываются;
- 4) дополнительная подъемная сила от отклонения руля высоты в уравнении (4.26) не учитывается;
- 5) дополнительный момент тангажа, действующий на горизонтальное оперение при отклонении руля высоты, в уравнении (4.27) не учитывается;
- 6) аэродинамические производные постоянны в течение маневра и не зависят от времени, т. е. коэффициенты для неустановившейся подъемной силы не учитываются.

Допущения 4 и 5 являются обычными, однако, Чайковский [20] показал, как можно простым образом произвести учет указанных факторов, если это необходимо. В тех случаях, когда использование допущений 3 и 6 приводит к значительным ошибкам, можно произвести уточнение, рассматривая уравнения для ряда интервалов времени, внутри каждого из которых указанные допущения считаются справедливыми.

Решение уравнений (4.26) и (4.27) в операторной форме записывается следующим образом:

$$\bar{w} = -\delta \eta / (D^2 + 2RD + R^2 + J^2), \quad (4.28)$$

$$\bar{q} = -\delta \left(D + \frac{1}{2} a \right) \eta / (D^2 + 2RD + R^2 + J^2), \quad (4.29)$$

где $R = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{2} a + v + \chi \right)$ — безразмерный коэффициент демпфирования;

$J = \sqrt{w + \frac{1}{2} va - R^2}$ — безразмерная частота короткопериодических колебаний.

Маневр по тангажу производится путем отклонения руля высоты при неизменном положении других органов управления. Это аналогично заданию η в функции безразмерного времени t в указанных выше соотношениях. В результате нагрузки на самолет получаются как функции $\bar{w}$ и $\bar{q}$. Полные нагрузки являются суммой инерционных и аэродинамических нагрузок и нагрузок от силы веса, которые принимаются постоянными. Полная система нагрузок по существу состоит из нагрузок на горизонтальное оперение, крыло и соответствующей нагрузки на фюзеляж. В большинстве случаев достаточно знать только величины максимальных нагрузок. В пределах точности основных допущений аэродинамические и инерционные нагрузки на крыло достигают максимальных величин, когда нормальная перегрузка является максимальной. Для горизонтального оперения максимумы инерционных и аэродинамических нагрузок могут не совпадать и в этом случае время является более важным параметром.

Полное приращение нагрузки на крыло пропорционально приращению угла атаки $\bar{w}$ и может быть записано в безразмерном виде как приращение нормальной перегрузки n следующим образом:

$$n = a \bar{w} / C_{LE}, \quad (4.30)$$

где C_{LE} — значение C_L , соответствующее режиму горизонтального полета.

Полная нагрузка на горизонтальное оперение является комбинацией инерционных и аэродинамических нагрузок. Инерционные нагрузки могут быть определены путем задания величины нормальной перегрузки, как это сделано выше для крыла, но для горизонтального оперения дополнительно имеется вторая состав-

ляющая перегрузки вследствие углового ускорения самолета по тангажу при вращении относительно центра тяжести. Таким образом, приращение нормальной перегрузки для горизонтального оперения задается следующим выражением:

$$n_T = n - (l/g) Dq = a\bar{w}/C_{LE} - (2/\mu C_{LE}) D\bar{q}, \quad (4.31)$$

где l — расстояние от некоторой заданной точки на горизонтальном оперении до центра тяжести самолета

$$\mu = m/(qSl).$$

Аэродинамическая нагрузка на горизонтальное оперение состоит из двух частей, одна из которых создается горизонтальным оперением в целом, а другая создается только рулем высоты. Полное приращение аэродинамической нагрузки задается следующим выражением:

$$\left. \begin{aligned} P_a &= \frac{1}{2} \rho U^2 S' (a_1 a'_{\alpha_{\text{эф}}} + a_2 \eta), \\ a'_{\alpha_{\text{эф}}} &= (1 - d\varepsilon/d\alpha) \bar{w} + \bar{q}/\mu + (d\varepsilon/d\alpha) D\bar{w}/\mu, \end{aligned} \right\} \quad (4.32)$$

где $a'_{\alpha_{\text{эф}}}$ — приращение эффективного угла атаки горизонтального оперения;

S' — площадь горизонтального оперения;

$$a_1 = \partial C_L' / \partial a'_{\alpha_{\text{эф}}},$$

$$a_2 = \partial C_L' / \partial \eta,$$

C_L' — коэффициент подъемной силы горизонтального оперения;

ε — угол скоса потока у горизонтального оперения.

В предельном случае, когда горизонтальное оперение является поворотным стабилизатором, $a_2 = a_1$, а η представляет собой угол отклонения поворотного стабилизатора.

Таким образом, нагрузки на крыло задаются выражением (4.30), а нагрузки на оперение определяются выражениями (4.31) и (4.32). Величины $\bar{w}$ и $\bar{q}$ задаются выражениями (4.28) и (4.29). На фюзеляж действуют нагрузки от крыла и горизонтального оперения и соответствующие нормальные перегрузки, которые линейным образом изменяются по длине фюзеляжа так, чтобы уравновесить нагрузки на крыло и горизонтальное оперение.

4.6.1. Нормальная перегрузка в центре тяжести самолета при маневрах по тангажу

Величина полного приращения нагрузки на крыло прямо пропорциональна приращению нормальной перегрузки в центре тяжести самолета. Для получения зависимости, характеризующей

величину нормальной перегрузки, достаточно найти $\bar{w}$ из уравнения (4.28) и далее использовать соотношение (4.30). Если руль высоты отклоняется по какому-либо закону на некоторый заданный угол η_∞ и затем как угодно долго удерживается в этом отклоненном положении, то самолет будет находиться в состоянии установившегося вращения при постоянной величине приращения нормальной перегрузки n_∞ . Перегрузка может быть охарактеризована наиболее общим образом, если задавать относительное приращение перегрузки в долях n_∞ .

Значение n_∞ получается, если в уравнение (4.28) подставить $\eta = \eta_\infty$ и приравнять нулю члены с оператором D . Таким образом,

$$n_\infty = -a\sigma\eta_\infty / C_{LE}(R^2 + J^2). \quad (4.33)$$

Изменение приращения перегрузки n по времени до выхода на установившееся значение зависит от закона изменения η по времени. Семейство кривых для приращения перегрузки может быть получено, если рассматривать такое отклонение руля высоты, когда угол отклонения линейно нарастает в течение времени τ_1 до величины η_∞ и далее остается постоянным. С алгебраической точки зрения это эквивалентно случаю, когда в момент времени $\tau = 0$ прикладывается линейно изменяющаяся входная функция и в момент времени $\tau = \tau_1$ прикладывается вторая линейно изменяющаяся входная функция, имеющая тот же самый наклон, но противоположный знак. В работе Неймарка [87] решение дается в виде:

для $0 < \tau < \tau_1$:

$$n/n_\infty = F(\tau)/\tau_1, \quad (4.34)$$

для $\tau_1 \leq \tau$:

$$n/n_\infty = \{F(\tau) - F(\tau - \tau_1)\}/\tau_1, \quad (4.35)$$

где

$$F(\tau) = [\tau - 2R/(R^2 + J^2) + \{2R/(R^2 + J^2)\} \cos J\tau \exp(-R\tau) + \\ + \{-(J^2 - R^2)/J(R^2 + J^2)\} \sin J\tau \exp(-R\tau)].$$

В предельном случае, когда $\tau_1 = 0$, руль высоты отклоняется мгновенно и формула (4.35) приводится к виду

$$n/n_\infty = \frac{d}{d\tau} F(\tau) = \\ = 1 - \{\cos J\tau + (R/J) \sin J\tau\} \exp(-R\tau). \quad (4.36)$$

Максимальное значение n для отклонения руля высоты с линейным нарастанием до величины η_{∞} имеет место после момента времени $\tau = \tau_1$ и дается следующим выражением:

$$n_{\max}/n_{\infty} = 1 + E = 1 + \{\exp(-R\tau_m + R\tau_1)/\tau_1\} \times \\ \times \sqrt{\{1 + \exp(-2R\tau_1) - 2 \cos J\tau_1 \exp(-R\tau_1)\}/(J^2 + R^2)}, \quad (4.37)$$

где τ_m — время, при котором достигается максимальное значение приращения перегрузки.

Значение τ_m определяется из соотношения

$$\operatorname{tg}(J\tau_m - J\tau_1) = [J \{\exp(R\tau_1) - \cos J\tau_1\} - \\ - R \sin J\tau_1] : [R \{\cos J\tau_1 - \exp(R\tau_1)\} - J \sin J\tau_1]. \quad (4.38)$$

Изменение нормальной перегрузки по времени имеет характер затухающих колебаний. Типичная кривая изменения приращения

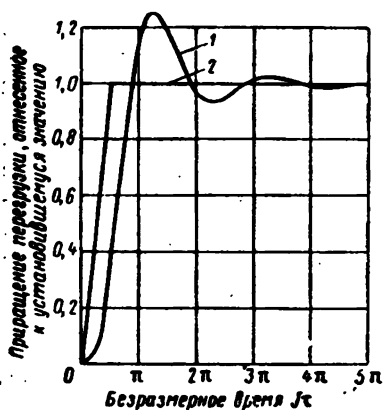


Рис. 4.1. Изменение приращения нормальной перегрузки в центре тяжести самолета для отклонения руля высоты с линейным нарастанием до некоторой величины:

1—приращение нормальной перегрузки n/n_{∞} ; 2—угол отклонения руля высоты η/η_{∞} . Отношение безразмерного коэффициента демпфирования к безразмерной частоте тангажных колебаний равно 0,4

нормальной перегрузки по времени при $R/J=0,4$; $J\tau_1=\pi/2$ показана на рис. 4.1. Перегрузка достигает наибольшего значения после того, как руль отклонился на полный угол и после этого максимумы и минимумы перегрузки достигаются через интервалы безразмерного времени, равные π . Для других скоростей отклонения руля высоты кривые изменения перегрузки по времени будут иметь аналогичный вид, но величина первого наибольшего заброса и значение момента времени, соответствующее этому забросу, будут различными. Значения наибольших приращений нормальных перегрузок и моментов времени, в которые они достигаются; показаны на рис. 4.2 для диапазона значений R/J от 0 до 1,0 и диапазона значений $J\tau_1$ от 0 до 2π .

4.6.2. Нагрузки на горизонтальное оперение при маневрах по тангажу

В отличие от нагрузок на крыло инерционные и аэродинамические нагрузки на горизонтальное оперение (даже если не учитывать упругие деформации конструкции, как это отмечено в допущении 3 на стр. 76) не совпадают полностью по фазе. Инерци-

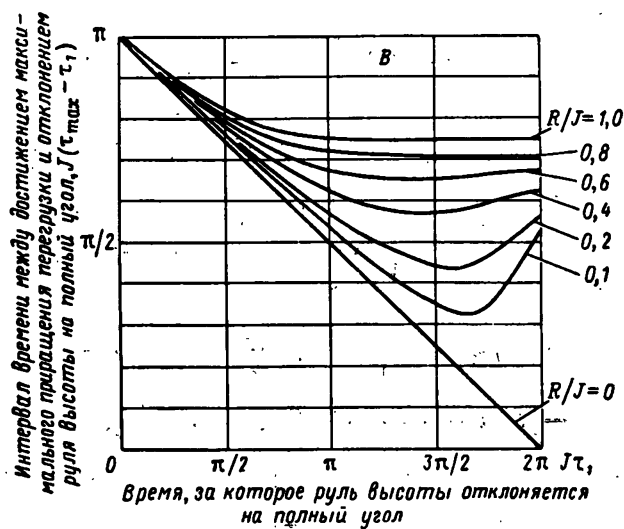
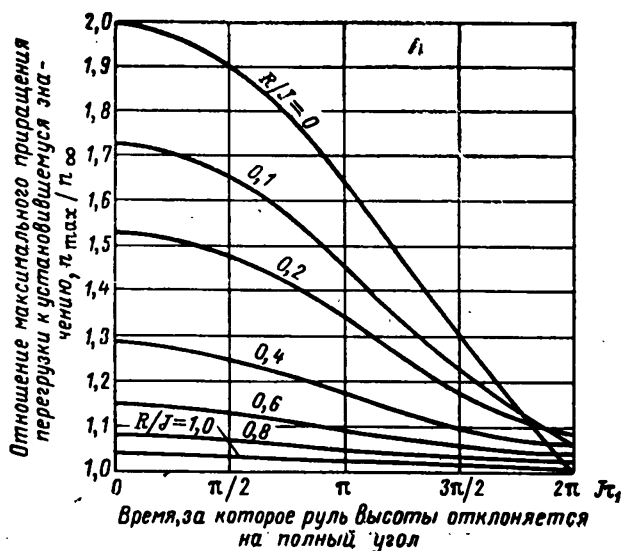


Рис. 4.2. Максимальные приращения нормальной перегрузки в центре тяжести самолета (А) и моменты времени (В), в которые они достигаются, для диапазона значений участка линейного нарастания руля высоты $J\tau_1$ от 0 до 2π и для диапазона значений R/J от 0 до 1:

R/J — отношение безразмерного коэффициента демпфирования к безразмерной частоте тангажных колебаний; $J\tau_1$ — безразмерное время

онные нагрузки прямо пропорциональны величине приращения нормальной перегрузки, задаваемой соотношением (4.31). Аэродинамические нагрузки задаются соотношениями (4.32).

Значения установившихся нагрузок получаются, если в выражения (4.28), (4.29), (4.31) и (4.32) подставить величину $\eta = \eta_\infty$ и приравнять нулю члены с оператором D . Таким образом,

$$n_T = n_\infty = -a\delta\eta_\infty / C_{LE}(R^2 + J^2), \quad (4.39)$$

$$P_a = -\frac{1}{2} \rho U^2 S' (a_1 a'_{эф\infty} + a_2 \eta_\infty), \quad (4.40)$$

где

$$a'_{эф\infty} = -\{\delta\eta_\infty / (R^2 + J^2)\} \left\{ 1 - d\varepsilon/d\alpha + \frac{1}{2} a/\mu \right\}.$$

Неймарк [87] показал, что для отклонения руля высоты с линейным нарастанием до некоторой величины, которое рассматривалось ранее при анализе нагрузок на крыло, могут быть получены следующие соотношения:

для $0 < \tau < \tau_1$:

$$n_T/n_\infty = \left[F(\tau) - (1/\mu) \frac{d}{d\tau} F(\tau) - (2/\mu a) \frac{d^2}{d\tau^2} F(\tau) \right] / \tau_1, \quad (4.41)$$

для $\tau_1 \leq \tau$:

$$n_T/n_\infty = \left[F(\tau) - (1/\mu) \frac{d}{d\tau} F(\tau) - (2/\mu a) \frac{d^2}{d\tau^2} F(\tau) \right] / \tau_1 - \left[F(\tau - \tau_1) - (1/\mu) \frac{d}{d\tau} F(\tau - \tau_1) - (2/\mu a) \frac{d^2}{d\tau^2} F(\tau - \tau_1) \right] / \tau_1, \quad (4.42)$$

для $0 < \tau < \tau_1$:

$$a'_{эф\phi}/a'_{эф\phi\infty} = \left[F(\tau) + \lambda \frac{d}{d\tau} F(\tau) \right] / \tau_1, \quad (4.43)$$

для $\tau_1 \leq \tau$:

$$a'_{эф\phi}/a'_{эф\phi\infty} = \left[F(\tau) + \lambda \frac{d}{d\tau} F(\tau) \right] / \tau_1 - \left[F(\tau - \tau_1) + \lambda \frac{d}{d\tau} F(\tau - \tau_1) \right] / \tau_1, \quad (4.44)$$

где $F(\tau)$ — функция, входящая в выражения (4.34) и (4.35),

$$\lambda = (1 + d\varepsilon/d\alpha)/\mu (1 - d\varepsilon/d\alpha + a/2\mu).$$

Максимальные значения определяются следующим образом:

$$n_{T\max}/n_\infty = 1 + EE_1, \quad (4.45)$$

$$a'_{эф\phi\max}/a'_{эф\phi\infty} = 1 + EE'. \quad (4.46)$$

Максимумы $n_{T\max}/n_\infty$ и $a'_{эф\phi\max}/a'_{эф\phi\infty}$ получаются при $\tau = \tau_n^*$ и $\tau = \tau_m^*$ соответственно.

В приведенных выражениях:

$$\tau_n' = \tau_n - \sigma_n; \quad \tau_m' = \tau_m - \sigma_m,$$

$$\operatorname{tg}(J\sigma_n) = J(4R - a) / \{\mu a + 2(R^2 + J^2) - R(4R - a)\},$$

$$\operatorname{tg}(J\sigma_m) = J\lambda / (1 - R\lambda),$$

$$E_1 = \exp(R\sigma_n) \sqrt{\{1 + 2(R^2 + J^2)/\mu a\}^2 - \{2R/\mu + (R^2 + J^2)/\mu^2\}(4R/a - 1)},$$

$$E' = \exp(R\sigma_m) \sqrt{1 - 2R\lambda + \lambda^2(R^2 + J^2)}.$$

τ_n, E — функции, входящие в выражение (4.37).

Максимальные значения приращения нормальной перегрузки $n_{T \max}$ и эффективного угла атаки $\alpha_{\text{эфф} \max}$ получаются в различные моменты времени, но для всех практически возможных случаев они достигаются после отклонения руля высоты на полный угол и раньше достижения максимального значения приращения перегрузки в центре тяжести. Величина приращения нормальной перегрузки для горизонтального оперения зависит от такого большого количества характеристик самолета, что вряд ли возможно получить какие-либо общие кривые. Однако инерционные нагрузки обычно намного меньше аэродинамических нагрузок и возникающая погрешность (если предположить, что значение приращения нормальной перегрузки для хвостового оперения равно значению приращения нормальной перегрузки в центре тяжести самолета) будет незначительной. Максимальное значение приращения нормальной перегрузки для горизонтального оперения обычно несколько больше, чем максимальное значение приращения перегрузки в центре тяжести самолета, но немного не совпадает с ним по фазе. Для эффективного угла атаки горизонтального оперения могут быть получены обобщенные зависимости, так как он может быть связан с величиной приращения перегрузки в центре тяжести через посредство только одного дополнительного параметра λ , как видно из соотношений (4.43) и (4.44). На рис. 4.3 показаны величины наибольших эффективных углов атаки горизонтального оперения и моментов времени, в которые они достигаются, заданные по отношению к характеристикам приращения перегрузки в центре тяжести, приведенным на рис. 4.2.

Полная аэродинамическая нагрузка на горизонтальное оперение является алгебраической суммой нагрузки от отклонения руля высоты и нагрузки на горизонтальное оперение от эффективного угла атаки. Для маневра с положительным приращением нормальной перегрузки в центре тяжести всегда существует алгебраический минимум вследствие того, что угол отклонения руля высоты является отрицательным. Этот минимум получается до момента достижения первого максимума эффективного угла атаки. Соответствующая этому случаю отрицательная нагрузка на горизонтальное оперение может оказаться более тяжелой, чем

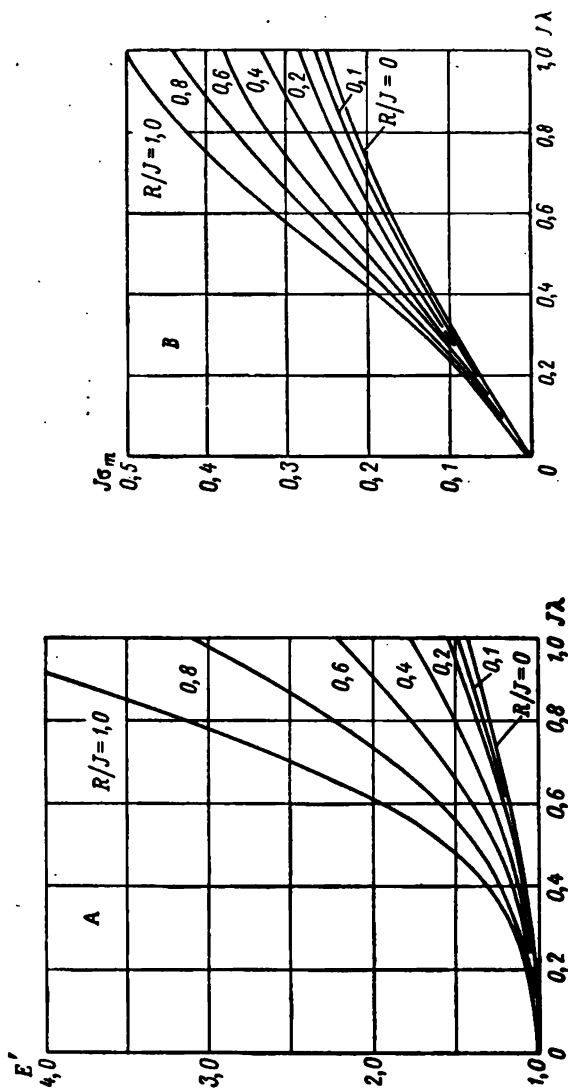


Рис. 4.3. Максимальные эффективные углы атаки горизонтального оперения и моменты времени, в которые они достигаются:

A—максимальные эффективные углы атаки, заданные в виде отношения забросов по углу атаки оперения к забросу по приращению перегрузки в центре тяжести E' в соотношении (4.46); B—время, на которое максимум приращения горизонтального оперения опережает максимум приращения нормальной перегрузки ($J\sigma_m$); R/J — отношение безразмерного коэффициента демпфирования к безразмерной частоте тангажных колебаний; величина λ задается соотношением (4.44) и σ_m —соотношением (4.46)

рассмотренная ранее нагрузка, соответствующая максимальному значению эффективного угла атаки горизонтального оперения. Кроме того, на величину этой нагрузки больше влияют скорость отклонения и характер отклонения руля высоты. Ввиду важности этого случая нагружения исследование отрицательной нагрузки проводится отдельно от исследования других нагрузок, хотя при этом используются те же формулы, что и при исследовании положительной нагрузки. Максимум положительной нагрузки всегда достигается после того, как руль высоты отклонился на полный угол.

Для отрицательной нагрузки положение является в корне отличным. Максимальная возможная дополнительная отрицательная нагрузка соответствует случаю мгновенного отклонения руля высоты на полный угол, так как при этом полностью отсутствует разгружающая нагрузка на оперение, направленная вверх, которая может возникнуть за время отклонения руля высоты. Величина максимально возможной отрицательной нагрузки получается, если в формуле (4.32) положить значение $\alpha_{\text{эфф}}$ равным нулю. Если отклонение руля высоты является таким, что имеется линейный участок нарастания отклонения руля, то составляющая нагрузки, задаваемая первым членом формулы (4.32), приводит к уменьшению полной нагрузки на горизонтальное оперение. Для больших скоростей отклонения руля высоты нагрузка на руль высоты растет быстрее, чем разгружающая нагрузка на горизонтальное оперение, и величина полной отрицательной нагрузки увеличивается до тех пор, пока отклонение руля высоты не станет максимальным, т. е. до момента времени $\tau = \tau_1$. При малых скоростях отклонения руля высоты нагрузка на руль высоты вначале растет быстрее, чем нагрузка на оперение от угла атаки, но суммарная максимальная отрицательная нагрузка на горизонтальное оперение достигается до того, как руль высоты отклонится на максимальный угол.

Так как максимальной положительной нагрузке всегда соответствует максимальное отклонение руля высоты, то в этом случае максимальная нагрузка может рассматриваться как сумма нагрузки от эффективного угла атаки и постоянной нагрузки от отклонения руля высоты. В случае отрицательной нагрузки переменными являются обе составляющие нагрузки, и отношение a_1 к a_2 становится важным параметром. Наличие этого дополнительного параметра делает практически невозможным исследование отрицательной нагрузки для всего диапазона возможных значений параметров. В каждом конкретном случае обе составляющие нагрузки могут быть легко определены. Для этого необходимо знать значения коэффициентов, на которые умножаются угол отклонения руля высоты и эффективный угол атаки оперения. В качестве примера типичных характеристик самолета примем характеристики, приведенные Чайковским в работе [20], и рассмотрим результирующие нагрузки для случая мгновенного

отклонения руля высоты на 17° , отклонения руля высоты с линейным нарастанием угла отклонения до 17° за время $J\tau_1=0,456$ и за время $J\tau_1=0,8$, а также для отклонения руля высоты в соответствии с зависимостью

$$17^\circ \{1 - \exp(-2J\tau/0,456)\}.$$

Полная аэродинамическая нагрузка на оперение для случая экспоненциального отклонения руля высоты приведена Чайковским в работе [20] и для случая линейного отклонения Неймарком в работе [87].

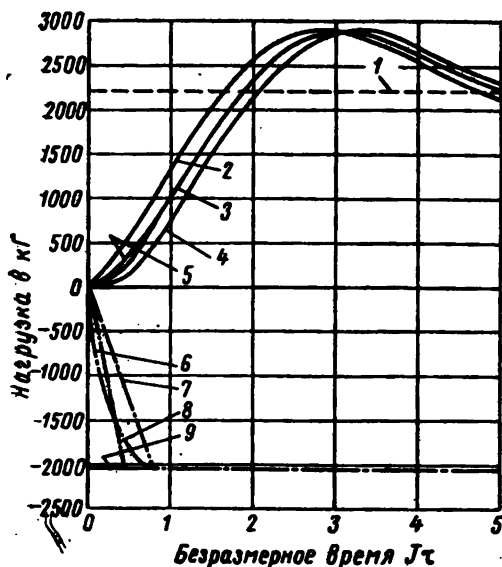


Рис. 4.4. Составляющие аэродинамической нагрузки на горизонтальное оперение одного из самолетов для нескольких законов отклонения руля высоты:

1—асимптота; 2 и 9—мгновенное отклонение руля высоты на 17° ; 3 и 8—отклонение руля высоты с линейным нарастанием до 17° за время $J\tau=0,456$; 4 и 7—отклонение руля высоты с линейным нарастанием до 17° за время $J\tau=0,8$; 5 и 6—отклонение руля высоты по закону $17^\circ \{1 - \exp(-2J\tau/0,456)\}$; ——— составляющая нагрузки от эффективного угла атаки горизонтального оперения; - - - составляющая нагрузки от угла отклонения руля высоты.

Составляющие нагрузки от отклонения руля высоты и от эффективного угла атаки горизонтального оперения представлены на рис. 4.4. Асимптотические значения для каждой из составляющих нагрузки во всех рассмотренных случаях являются одинаковыми и величины максимальных положительных нагрузок отличаются незначительно. В то же время отрицательные нагрузки, которые сильно зависят от угла отклонения руля высоты, отличаются весьма существенно. В случае экспоненциального отклонения руля высоты уменьшение скорости отклонения последнего перед выходом его на максимальный угол приводит к увеличению составляющей нагрузки от эффективного угла атаки и, как следствие,

к уменьшению величины полной отрицательной нагрузки. Полная аэродинамическая нагрузка на горизонтальное оперение в этом случае показана на рис. 4.5. На этом рисунке для сравнения приведены также результаты расчетов с учетом влияния упругих деформаций фюзеляжа квазистатическим образом и результаты расчетов с учетом упругих колебаний. При учете упругих деформаций значение частоты тангажных колебаний не-

сколько уменьшается. Для сравнения с приведенными на рис. 4.4 результатами на рис. 4.5 наряду с масштабом времени в секундах показан масштаб безразмерного времени, соответствующий решению для абсолютно жесткого самолета. На рис. 4.5 показано влияние упругости для конкретного закона отклонения руля высоты для одного из самолетов. Обобщенные результаты не могут быть получены, так как упругие характеристики фюзеляжа для различных самолетов могут существенно отличаться.

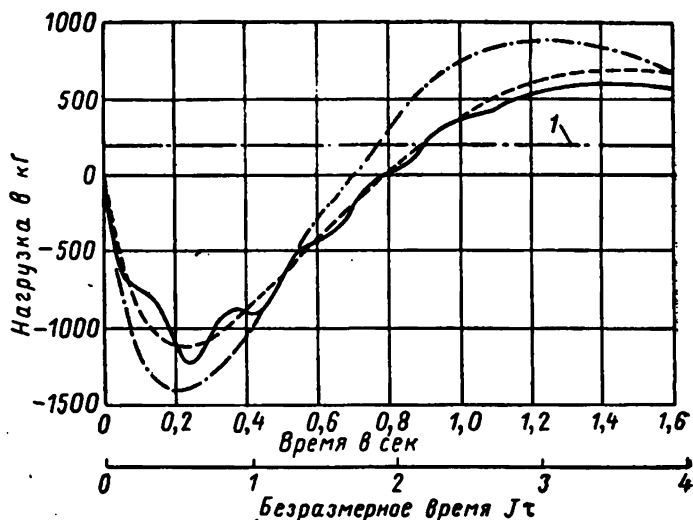


Рис. 4.5. Влияние упругости фюзеляжа на величину аэродинамической нагрузки горизонтального оперения для одного из самолетов при отклонении руля высоты по закону $17^\circ \{1 - \exp(-t/0,093)\}$. Нагрузки, соответствующие случаю жесткого фюзеляжа, аналогичны нагрузкам, приведенным на рис. 4.4. Все кривые взяты из работы [21]:

1 — приближенное асимптотическое значение;
 — — — — решение с учетом упругих колебаний;
 — — — — решение с учетом упругих деформаций;
 — — — — решение для случая жесткого фюзеляжа

Чайковский [21] показал, что весьма близкие кривые изменения перегрузки могут быть получены для широкого диапазона различных законов отклонения руля высоты, при которых величина отрицательной нагрузки будет изменяться в больших пределах. Существуют два вида маневров, при которых создаются большие величины нагрузок:

1) маневры без заброса по отклонению руля высоты, при которых руль высоты быстро отклоняется на некоторый угол и удерживается в отклоненном положении до тех пор, пока не будет практически достигнуто некоторое предельное значение перегрузки;

2) маневры с забросом по отклонению руля высоты, при которых руль высоты быстро отклоняется на угол, больший угла отклонения в предыдущем случае, и вслед за этим сразу же возвращается в положение, соответствующее углу отклонения руля высоты при том же предельном значении перегрузки, что и в предыдущем случае.

Если скорость отклонения руля высоты (в градусах в секунду) для обоих видов маневров принять одинаковой, то величины нагрузок на горизонтальное оперение будут больше для второго вида маневров. Для обоих случаев отклонения руля высоты с линейным нарастанием до некоторой величины, приведенных в качестве примера на рис. 4.4, величина отрицательной нагрузки при маневрах с забросом по отклонению руля высоты будет расти почти пропорционально величине максимального угла отклонения руля высоты, т. е. эффективное отклонение руля высоты является почти мгновенным. Максимальное значение перегрузки при маневрах с забросом отклонения руля высоты будет достигаться несколько раньше, чем при маневрах без заброса. Если отклонение руля высоты с забросом производить несколько медленнее и притом так, чтобы максимум перегрузки достигался в тот же момент времени, что и при отсутствии заброса, то эффективное отклонение руля высоты останется практически мгновенным и максимальная отрицательная нагрузка на оперение практически не изменится.

§ 4.7. ЛИНЕАРИЗИРОВАННЫЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ НЕСИММЕТРИЧНЫХ МАНЕВРОВ

Все маневры, при которых происходит движение рыскания или действуют силы в боковой плоскости, являются несимметричными. Простейший случай несимметричного маневра — изолированное движение рыскания. Практически для осуществления такого маневра необходимо одновременно с моментом в плоскости рыскания, создаваемым хвостовым оперением, прикладывать дополнительный момент путем отклонения элеронов, чтобы компенсировать различные условия обтекания для левой и правой половин крыла. Если считать, что это условие выполняется и что, кроме того, можно пренебречь дополнительным моментом рыскания, возникающим вследствие отклонения элеронов, то изолированное движение рыскания описывается уравнениями (4.13), аналогичными уравнениям (4.12) для случая изолированного движения по тангажу, решение которых приведено в § 4.6. Основное отличие между этими двумя видами движения состоит в том, что при движении по тангажу изменяется угол атаки крыла, в то время как при движении рыскания изменяется угол скольжения фюзеляжа, и возникающие при этом силы соответственно намного меньше. Маневр в боковой плоскости редко является тяжелым случаем нагружения. При анализе движения рыскания

можно непосредственно использовать решение для случая движения по тангажу. При рассмотрении комбинированного маневра по тангажу и рысканию членами общих уравнений, учитывающими перекрестные инерционные связи, можно пренебречь и решение уравнений (4.14) будет равно сумме решений, полученных отдельно для случаев движения по тангажу и рысканию.

Все остальные несимметричные маневры включают движение по крену и в связи с этим необходимо рассматривать полную систему уравнений (4.4) — (4.8) [уравнение (4.6) приводится к упрощенному виду (4.9)]. Эти уравнения линеаризируются, если представить угловую скорость крена (p) в виде, задаваемом выражением (4.19). Если движение по тангажу отсутствует, то q и r можно положить равными нулю, а если отсутствует движение рыскания, то можно положить равными нулю r и r , но эти упрощения не приводят к существенному уменьшению времени, необходимого для проведения расчетов. Выражения для сил и моментов, которые необходимо подставить в эти уравнения, заданы соотношениями (4.18), (4.21) и (4.22). Результирующие уравнения движения имеют вид

$$\left. \begin{aligned} m(\dot{V} - p_0 W + rU) &= y_V V + mg(\sin \varphi_0 \cos p_0 t + \cos \varphi_0 \sin p_0 t), \\ m(\dot{W} - qU + p_0 V) &= z_W(W - W_0) + \\ &\quad + mg(\cos \varphi_0 \cos p_0 t - \sin \varphi_0 \sin p_0 t), \\ A\dot{p} &= l_p p + l_\xi \xi + l_V V + l_r r, \\ B\dot{q} + (A - C)p_0 r &= m_q q + m_\eta \eta + m_{\dot{W}} \dot{W} + m_W(W - W_0), \\ C\dot{r} + (B - A)p_0 q &= n_r r + n_\xi \xi + n_V \dot{V} + n_V V + n_p p + n_\xi \xi. \end{aligned} \right\} (4.47)$$

После приведения этих уравнений к безразмерному виду таким же способом, как для уравнений (4.25), заменив $\dot{W}$ на приращение $\dot{w}$ получим

$$D\bar{v} - \bar{y}_v \bar{v} - \bar{p}_0 \bar{w} - \bar{W}_1 \bar{p} + \bar{r} = \frac{1}{2} C_{LE} (\sin \varphi_0 \cos \bar{p}_0 \tau + \cos \varphi_0 \sin \bar{p}_0 \tau), \quad (4.48)$$

$$D\bar{w} - \bar{z}_w \bar{w} - \bar{q} + \bar{p}_0 \bar{v} = \frac{1}{2} C_{LE} (\cos \varphi_0 \cos \bar{p}_0 \tau - \sin \varphi_0 \sin \bar{p}_0 \tau - 1), \quad (4.49)$$

$$D\bar{p} + v_i \bar{p} - v_{ir} \bar{r} + \omega_i \bar{v} = -\delta_{i\xi} \xi, \quad (4.50)$$

$$D\bar{q} + v_q \bar{q} + \delta_y \bar{p}_0 \bar{r} + \chi D\bar{w} + \omega_w \bar{w} = -\delta_\eta, \quad (4.51)$$

$$v_{np}\bar{p} + \delta_z\bar{p}_0\bar{q} + D\bar{r} + v_n\bar{r} - \omega_n\bar{v} + \chi_n D\bar{v} = -\delta_{n\xi}\xi - \delta_{n\zeta}\zeta, \quad (4.52)$$

где

$$\bar{r} = \bar{t}r;$$

$$\bar{p} = \bar{t}p;$$

$$\bar{p}_0 = \bar{t}p_0;$$

$\bar{v} = V/U$ (приращение скорости V принято равным скорости V);

$\bar{W}_1$ — исходная величина W/U ;

$C_{L\bar{E}}$ — исходная величина C_L ;

δ_y, δ_z — безразмерная форма для $A-C$ и $B-A$;

$\bar{y}_v, \bar{z}_w, v_l, v_r, \omega_n, \delta l_\xi, v_{np}, v_n, \omega_n, \delta n_\xi, \delta n_\zeta, \chi_n$ — безразмерные производные

Член $\chi_n D\bar{v}$ введен в уравнение (4.52) из соображений симметрии с уравнением (4.51), но фактически им можно пренебречь при всех решениях, относящихся к самолетам. Филлипс [108] получил решение для одного простого случая — движения с постоянной угловой скоростью крена при фиксированном положении руля высоты и руля направления при условии пренебрежения силами веса и демпфирующими производными. Томас и Прайс [146] получили решение полной системы уравнений (4.48) — (4.52) для случая движения с постоянной угловой скоростью крена и показали, что если угловая скорость крена будет достаточно велика, чтобы стало заметным влияние перекрестных инерционных связей, то влиянием сил веса можно пренебречь.

Так как решение системы всех пяти уравнений оправдано только в том случае, когда инерционные перекрестные связи являются существенными, то в равной степени в этом случае является оправданным пренебрежение силами веса. Практически влиянием сил тяжести пренебрегают также и в общем случае, что эквивалентно приравниванию нулю правых частей уравнений (4.48) и (4.49).

Прежде чем перейти к рассмотрению общего случая, имеет смысл рассмотреть частные случаи, когда полет самолета происходит при $\bar{v} = \bar{w} = \bar{p} = \bar{q} = \bar{r} = 0$, т. е. самолет летит по прямой и движение по тангажу, рысканию и крену отсутствует и происходит мгновенное отклонение какого-либо одного из органов управления на заданную величину.

В случае когда происходит отклонение руля высоты, $\eta = \eta_0$, при времени, равном нулю, $(D\bar{q})_0 = -\delta\eta_0$ [уравнение (4.51)]; затем по мере изменения $\bar{q}$ должно изменяться $\bar{w}$ [уравнение (4.49)], но вследствие того, что все параметры были равны нулю в момент времени, равный нулю, влияние $\bar{q}$ и $\bar{w}$ на остальные параметры будет отсутствовать и полное решение получится из уравнений (4.49) и (4.51). Этот случай является случаем изолированного движения по тангажу и он подробно рассмотрен в § 4.6.

В случае когда происходит отклонение руля направления $\xi = \xi_0$, то при времени, равном нулю, $(D\bar{r})_0 = -\delta_{n\xi} \xi$ [уравнение (4.52)]; затем по мере изменения $\bar{r}$ должны изменяться $\bar{v}$ [уравнение (4.48)] и $\bar{p}$ [уравнение (4.50)]; в дальнейшем, когда $\bar{p}$ возрастает до такой степени, что значение $\bar{p}_0$ уже нельзя считать равным нулю, необходимо учитывать изменение $\bar{q}$ и $\bar{w}$, т. е. рассматривать полное движение. Так как производная v_{lr} не равна нулю, то система уравнений может быть приведена к уравнениям (4.48) и (4.52) только в том случае, если предположить, что происходит отклонение элеронов так, чтобы в течение всего маневра значение $-\delta_{n\xi} \xi$ соответствовало $(\omega_l \bar{v} - v_{lr} \bar{r})$.

В случае когда происходит отклонение элеронов, $\xi = \xi_0$, при времени, равном нулю, $(D\bar{p})_0 = -\delta_{n\xi} \xi$ [уравнение (4.50)]; затем по мере изменения $\bar{p}$ должны изменяться $\bar{v}$ [уравнение (4.48)] и $\bar{r}$ [уравнение (4.52)]; в дальнейшем, как и в случае отклонения руля направления, необходимо учитывать изменение $\bar{q}$ и $\bar{w}$, т. е. рассматривать полное движение. Упрощение полной системы уравнений возможно только в случае, когда все коэффициенты при $\bar{p}$ и $\bar{p}_0$ равны нулю; тогда остается только одно уравнение (4.50), но необходимо сделать предположение, что руль направления отклоняется так, чтобы значение $-\delta_{n\xi} \xi$ соответствовало $(v_{nr} \bar{p} + \delta_{n\xi} \xi_0)$ и, кроме того, $\bar{W}_1$ должно быть равно нулю. Это последнее условие равенства нулю $\bar{W}_1$ означает, что в начальном положении продольная главная ось инерции совпадает с направлением полета, что может иметь место только в единственном случае, когда скорость полета имеет соответствующее значение. Поэтому можно считать, что во всех случаях движения по крену будет иметь место перекрестное инерционное взаимодействие движений в различных плоскостях.

4.7.1. Установившиеся несимметричные маневры

При изолированных маневрах по тангажу силы, соответствующие перекрестным связям, отсутствуют, и характеристики установившихся маневров зависят только от величины угла отклонения руля высоты, как это видно из формулы (4.33).

При несимметричных маневрах появляются силы, соответствующие перекрестным связям, и пяти уравнениям (4.48) — (4.52), при пренебрежении членами, учитывающими силы веса, соответствуют пять установившихся состояний (если не пренебрегать членами, содержащими qr , то количество установившихся состояний будет равно восьми). В случаях симметричных маневров бесконечно малое отклонение руля высоты приводит к установившемуся маневру с бесконечно малыми величинами характеристик движения по тангажу. При несимметричных маневрах бесконечно малым отклонениям органов управления соответствует только одно установившееся состояние, при котором отклонения характеристик режима полета от условий полета при отсутствии

рыскания, тангажа или крена будут бесконечно малыми. Для остальных четырех установившихся состояний отклонения не будут бесконечно малыми, и эти состояния будут представлять собой случаи вращения относительно фиксированных осей, расположенных под некоторыми углами к трем главным осям.

Установившиеся случаи получаются, если приравнять нулю все члены, содержащие оператор D , и члены, учитывающие влияние сил тяжести, и принять $\bar{p} = \bar{p}_0$. Тогда уравнения (4.48) — (4.52) приводятся к следующему виду:

$$\left. \begin{aligned} \bar{y}_v \bar{v} - \bar{p}(\bar{w} - \bar{W}_1) + \bar{r} &= 0, \\ -\bar{z}_w \bar{w} - \bar{q} + \bar{p} \bar{v} &= 0, \\ v_{lr} \bar{r} + \omega_l \bar{v} &= -\delta_{l\xi} \xi, \\ v_{\bar{q}} \bar{q} + \delta_y \bar{p} \bar{r} + \omega \bar{w} &= -\delta \eta, \\ v_{np} \bar{p} + \delta_z \bar{p} \bar{q} + v_n \bar{r} - \omega_n \bar{v} &= -\delta_{n\xi} \xi - \delta_{n\zeta} \zeta. \end{aligned} \right\} \quad (4.53)$$

При решении этой системы уравнений приходим к уравнению пятой степени для каждой переменной. Уравнение пятой степени для движения по крену имеет следующий вид:

$$a_0(\xi, \zeta) + [a_1(\eta) + b_1] \bar{p} + a_2(\xi, \zeta) \bar{p}^2 + [a_3(\eta) + b_3] \bar{p}^3 + \\ + a_4(\xi) \bar{p}^4 + b_5 \bar{p}^5 = 0, \quad (4.54)$$

где a и b — функции коэффициентов уравнений (4.53).

Если все органы управления находятся в нейтральном положении $\xi = \zeta = \eta = 0$, то коэффициенты a исчезают и значения p равны 0; $\pm p_1$; $\pm p_2$. Если отклонен только руль высоты, величины $\bar{p}$ сохраняют тот же вид. Когда руль высоты не отклонен ($\eta = 0$) и коэффициенты a при четных степенях p малы, решение будет иметь вид $\bar{p}_{00}$, $\pm \bar{p}_1 + \bar{p}_{11}$, $\pm \bar{p}_2 + \bar{p}_{22}$.

Томас и Прайс [146] приводят алгебраические выражения для коэффициентов b в случае, когда все органы управления находятся в нейтральном положении. Они также приводят результаты исследования устойчивости движения. Возмущения относительно установившегося состояния описываются уравнением пятой степени:

$$G_0 + G_1 D + G_2 D^2 + G_3 D^3 + G_4 D^4 + G_5 D^5 = 0. \quad (4.55)$$

Если хотя бы для одного из корней этого уравнения действительная часть является положительной, то движение неустойчиво. Существенные алгебраические упрощения могут быть получены, если предположить, что углы отклонения элеронов и руля направления непрерывно изменяются таким образом, чтобы происходило вращение самолета с постоянной угловой скоростью, и, кроме того, принять, что суммарный момент рыскания равен ну-

лю, т. е. $\delta_{n\zeta} \xi + \delta_{n\zeta} \zeta = 0$, а руль высоты находится в нейтральном положении. Тогда уравнение, дающее угол отклонения элеронов, при малых отклонениях можно не учитывать, так как изменение угла отклонения элеронов не представляет интереса: всеми членами, содержащими отклонения $\bar{p}$ пренебрегается вследствие предположения, что движение самолета по крену происходит с постоянной угловой скоростью. Если сделать еще одно незначительное упрощение, приняв $\bar{y}_v = \bar{z}_v = 0$, то уравнение, описывающее устойчивость движения, становится уравнением четвертой степени:

$$\begin{aligned} D^4 + (\chi + v + v_n) D^3 + [\omega + \omega_n + v v_n + \chi v_n + p^2(1 - \delta_y \delta_z)] D^2 + \\ + [v_n \omega + v \omega_n + \chi \omega_n + p^2(v + v_n - \delta_z \chi)] D + \\ + [\omega_n \omega + \delta_y \delta_z p^4 + p^2(\delta_y \omega_n - \delta_z \omega + v_n v)] = 0. \end{aligned} \quad (4.56)$$

Уравнение (4.56) упрощается еще больше, если $\chi = v = v_n = 0$, и приводится к виду, принятому Филлипсом в работе [108]. В этом предельном случае движение является устойчивым, если

$$(\omega_n - \delta_z p^2)(\omega + \delta_y p^2) > 0. \quad (4.57)$$

Таким образом, движение будет неустойчивым только в том случае, когда величина угловой скорости вращения по крену находится в диапазоне от $\sqrt{-\omega/\delta_y}$ до $\sqrt{\omega_n/\delta_z}$. При этом движение будет иметь расходящийся характер. Если частота $\sqrt{-\omega/\delta_y}$ является меньшей из двух указанных значений частоты, то движение будет расходящимся в основном по тангажу, а если частота $\sqrt{-\omega/\delta_y}$ — большая из двух значений, то движение будет расходящимся в основном по рысканию. В частном случае, когда оба значения частоты равны друг другу, движение является устойчивым при всех значениях угловой скорости вращения по крену. Пинскер [111] указывает, что если учесть демпфирующие члены, то в некотором диапазоне частот неустойчивым будет отсутствовать.

Необходимо иметь в виду, что анализ, проведенный Филлипсом [108] и Пинскером [111], результаты которого описаны здесь, был сделан для случая, когда угловая скорость крена принимается постоянной. Это означает, что степень свободы для движения по крену не учитывается и неустойчивость может иметь место только для движения по тангажу или рысканию. Степень важности этого ограничения может быть проанализирована только для конкретных числовых значений характеристик самолета. В качестве примера в табл. 4.1 приведены характеристики самолета, рассмотренного в работе [111].

Таблица 4.1

Геометрические, инерционные и аэродинамические характеристики
(относительно главных осей инерции) самолета, рассмотренного в качестве
примера

Вес=11350 кг		$B=17600 \text{ кгмсек}^2$
Размах крыла=10,7 м		$C=21500 \text{ кгмсек}^2$
Площадь крыла=37,2 м ²		Число М=0,8
α —угол атаки		Высота=12200 м
$A=3900 \text{ кгмсек}^2$		$\bar{t}=4,2318 \text{ сек}$
$y_v=-0,32$	$n_v=0,20$	$l_r=0$
$l_\xi=-0,25$	$n_r=-0,46$	$y_p=0$
$l_p=-0,25$	$m_w=-0,083$	$m_\eta=0$
$l_v=-0,10$	$m_{\dot{w}}=-0,218$	$n_\zeta=0$
$n_\xi=-0,07\alpha$	$m_q=-0,376$	$n_{\dot{v}}=0$
$n_p=0,05-0,3\alpha$	$z_w=-2,175$	

Томас и Прайс [146], используя приведенные в табл. 4.1 значения характеристик самолета, рассмотрели установившееся движение, когда все органы управления находятся в нейтральном положении. Они получили, что движение в двух возможных при этом случаях является неустойчивым и имеет расходящийся характер при малых угловых скоростях крена и характер неустойчивых расходящихся колебаний при больших угловых скоростях крена. В этом примере частоты, соответствующие границам зон неустойчивости, для безразмерного времени равны (6,8; 9,4), (6,9; 9,3) и (4,9; 10,2) соответственно для следующих случаев:

1) степень свободы по крену не рассматривается и демпфирование не учитывается;

2) степень свободы по крену не рассматривается и демпфирование учитывается;

3) степень свободы по крену рассматривается и демпфирование учитывается.

В первых двух случаях движение является неустойчивым внутри указанного диапазона частот и устойчивым вне его. В третьем случае движение является устойчивым для значений частоты ниже 4,9, имеет расходящийся характер для значений частот, лежащих в диапазоне от 4,9 до 10,2, и имеет характер неустойчивых расходящихся колебаний для значений частот, больших 10,2.

В рассмотренном примере пренебрежение степенью свободы движения по крену для упрощения задачи является существенным. В результате этого допущения величина угловой скорости вращения по крену, при которой движение принимает расходящийся характер, увеличивается на 40 процентов, что само по себе достаточно серьезно, и, кроме того, неустойчивая форма движения заменяется устойчивой. Мейер [77] и Нетовой и Кларк [86] обнаружили при летных испытаниях, что при наличии инерционного взаимодействия летчик не в состоянии был сам

управлять движением и вынужден был отпускать управление. Таким образом, при рассмотрении практически возможных случаев необходимо учитывать степень свободы для движения по крену.

4.7.2. Неустановившиеся несимметричные маневры

Установившиеся маневры, при которых происходит движение по крену, могут переходить в маневры с неустановившимися характеристиками движения. В этом случае отсутствует простой метод для нахождения связи между величинами максимальных перегрузок и величинами нагрузок, как это имеет место для случая симметричных маневров. Вследствие этого установление общих зависимостей для различных маневров самолета, включающих движение по крену, является затруднительным, а установление общих зависимостей для различных самолетов становится почти невозможным. Кроме того, для случаев неустойчивого движения очень важным является влияние нелинейностей и поэтому для рассмотрения каждого конкретного маневра остается только один путь — численное решение полной системы нелинейных уравнений движения.

Глава V

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ ХАРАКТЕРИСТИК СИММЕТРИЧНЫХ МАНЕВРОВ

§ 5.1. ВВЕДЕНИЕ

Под симметричными маневрами понимаются такие маневры, при которых отсутствует рыскание. Возможны три вида симметричных маневров: разгон самолета, движение по крену и движение по тангажу. Разгон самолета кроме того, что он является способом получения больших скоростей полета, не имеет сколько-нибудь существенного значения. Поэтому измерения характеристик этого маневра при нормальной эксплуатации самолетов не проводились. Изолированное движение по крену само по себе не является важным случаем маневра, но движение по крену является весьма существенным в комбинации с другими маневрами, особенно несимметричными. Результаты измерений характеристик маневров крена приведены в гл. VI, посвященной несимметричным маневрам. Наиболее важным случаем симметричного маневра является изолированное движение по тангажу.

Характеристики маневров по тангажу были получены путем измерений, проведенных для большого числа типов самолетов при выполнении ими различных полетных заданий. Можно считать, что маневр в целом будет охарактеризован достаточно точно, если известна величина максимальной нормальной перегрузки и соответствующие величины скорости и высоты полета самолета.

Для конструкции большинства самолетов перегрузка является наиболее важным фактором; скорость и высота полета в основном влияют на распределение нагрузок по различным частям самолета. В некоторых случаях необходимо приближенно измерять время действия перегрузки, чтобы перегрузки от действия атмосферной турбулентности можно было отделить от перегрузок при маневрах. Продолжительность перегрузок от действия порывов ветра почти всегда меньше 1 сек, а продолжительность маневренных перегрузок — больше 3 сек, и поэтому с достаточной точностью можно принять в качестве границы для

этих двух видов перегрузки значение времени, равное 2 сек: все перегрузки, продолжительность которых меньше 2 сек, считаются перегрузками от действия порывов ветра, а все перегрузки, продолжительность которых больше 2 сек, считаются суммой перегрузок при маневрах и накладывающихся на них возможных перегрузок от порывов ветра. Так как при выполнении маневров нельзя избежать возможного действия порывов ветра, то любая повторяемость перегрузок при маневрах, полученная по результатам измерений в полете, должна включать соответствующую долю перегрузок от порывов ветра. Полная повторяемость какой-либо данной величины перегрузки будет являться суммой повторяемости при маневрах с учетом возможных при этом порывов ветра и повторяемости от действия порывов при отсутствии маневров.

Так как измерения нормальных перегрузок должны производиться в течение очень больших периодов времени, то для этой цели необходимо применять системы автоматической записи.

В 1937 г. Роуд [117] применил для записи перегрузок самописец *V-g*. Этот прибор производит запись величин скорости и перегрузки на стеклянной пластинке примерно под прямым углом друг к другу. Все записываемые изменения перегрузки и скорости накладываются друг на друга, так что через некоторое время часто встречающиеся значения записываемых величин образуют непрерывную область, в пределах которой нельзя различить отдельных записей. Редко встречающиеся величины можно выделить, так как они проявляются в виде отдельных пиков перегрузки. При этом обычно можно отличить перегрузки, возникающие только от порывов ветра, так как за время действия таких перегрузок скорость полета не изменяется заметным образом. Немного можно было сделать при помощи самописцев *V-g* по исследованию перегрузок для различных диапазонов высот. Другим недостатком исследований при помощи этого прибора является то, что некоторое количество перегрузок не учитывается, независимо от того, какой метод анализа записей используется, причем почти невозможно оценить, какая доля перегрузок не учитывается.

Значительно позже начали проводиться измерения перегрузок при помощи счетчика перегрузок [141]. Этот прибор регистрирует все случаи, когда приращение перегрузки превышает заданные интервалы изменения перегрузки. Интервал имеет некоторую конечную ширину n_T и поэтому один отсчет для приращения перегрузки равного n от уровня, соответствующего горизонтальному полету, производится только в том случае, когда приращение перегрузки n изменяется на величину n_T . При этом флуктуации перегрузки в пределах заданного интервала n_T не учитываются. Количество отсчетов для данного значения перегрузки слабо зависит от ширины интервала перегрузки. Поэтому

значительные изменения величины n_T не влияют сколько-нибудь существенно на количество отсчетов. Недостатком такого прибора является невозможность отделить перегрузки, вызванные действием только порывов ветра от остальных перегрузок. Кроме того, не производится запись величин скорости полета, соответствующих пиковым значениям перегрузки. В последнее время использовались приборы, при помощи которых для ряда самолетов на протяжении не очень больших промежутков времени производилась непрерывная запись нормальных перегрузок, скоростей и высот полета.

Указанные три группы приборов взаимно дополняют друг друга при исследовании маневров по тангажу. Результаты, получаемые при помощи счетчика перегрузок, требуют минимального анализа, и этот прибор позволяет при одних и тех же затратах труда получать данные для наибольшего числа часов полета. Счетчик перегрузок позволяет сделать наиболее надежные оценки повторяемости различных уровней нормальной перегрузки, но не дает сведений о величинах скоростей полета, при которых были измерены эти перегрузки. Самописец $V-g$ также использовался длительное время и дал хорошие оценки повторяемости высоких скоростей полета и распределения скоростей полета, при которых были зарегистрированы большие перегрузки. Приборы с непрерывной записью дают полные данные о связи нормальной перегрузки, скорости и высоты полета. При одинаковом объеме работ по сравнению со счетчиками перегрузки и самописцами $V-g$ приборами с непрерывной записью можно провести измерения только для сравнительно небольшого числа часов полета, вследствие чего результаты таких измерений не дадут хороших оценок полных повторяемостей скоростей полета или нормальных перегрузок.

Ниже приведены три следующие группы данных: 1) повторяемости нормальных перегрузок, 2) повторяемости больших скоростей полета, 3) распределение скоростей полета, при которых действуют максимальные перегрузки. Кроме того, приведенные данные дифференцированы в зависимости от типа самолетов и даны отдельно для учебно-тренировочных самолетов, истребителей, включая истребители-бомбардировщики, и для транспортных самолетов и бомбардировщиков.

§ 5.2. ПОВТОРЯЕМОСТЬ НОРМАЛЬНЫХ ПЕРЕГРУЗОК

Повторяемость перегрузок при маневрах очень сильно зависит от типа самолета и характера его применения и несколько меньше от особенностей конструкции самолетов одного типа. Нормальные перегрузки, действующие на истребители и учебно-тренировочные самолеты, преимущественно возникают при проведении маневров, так что перегрузками от действия порывов,

когда самолет не совершает маневра, можно пренебречь. Таким образом, все нормальные перегрузки для этих самолетов можно отнести к маневренным перегрузкам и нет необходимости вводить какие-либо поправки, чтобы учесть перегрузки от действия только порывов, за исключением, может быть, повторяемости приращений перегрузки, намного меньших единицы. В связи с этим наиболее простым способом определения повторяемости маневренных перегрузок для таких самолетов будет использование счетчика перегрузок, который дает суммарную повторяемость всех перегрузок, действующих на самолет. Данные, полученные при помощи счетчиков перегрузок, имеются для нескольких типов самолетов, причем эти данные охватывают большое число часов полета. Необходимо провести анализ повторяемости перегрузок для различных типов самолетов и это было сделано путем дополнительного рассмотрения материалов, полученных при помощи самописцев $V-g$ и приборов с непрерывной записью. Эти данные, особенно полученные при помощи приборов с непрерывной записью, имеются обычно для сравнительно малого числа часов полета каждого из типов самолета. С другой стороны, нормальные перегрузки транспортных самолетов и бомбардировщиков большей частью являются перегрузками от действия порывов ветра и поэтому данные о маневренных перегрузках этих самолетов можно получить только исключив из общего числа измеренных перегрузок те, которые вызваны действием порывов ветра. Это можно сделать при анализе результатов, полученных при помощи приборов с непрерывной записью; и, частично, при анализе записей самописцев $V-g$. Для результатов, полученных с помощью счетчиков перегрузок, такое разделение данных произвести невозможно.

В табл. 5.1—5.4 приведены результаты измерений нормальных перегрузок при маневрах истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, морских истребителей, учебно-тренировочных самолетов и транспортных самолетов соответственно. В таблицах указаны величины перегрузок, которые в среднем получаются для различного числа часов полета. Большинство приведенных результатов было получено в работе [29] на основании анализа данных, изложенных в работах различных авторов, ссылки на которые даны в таблицах. Для каждого из самолетов указан налет в часах и величина расчетной перегрузки, если такие данные имелись. Данные, которые были получены при помощи самописцев $V-g$, приведены только для больших значений часов полета, так как записи часто встречающихся перегрузок накладываются друг на друга и не могут быть обработаны. Данные, полученные при помощи счетчиков перегрузок и приборов с непрерывной записью, ограничены величинами перегрузок, которые, по оценкам авторов оригинальных работ, могут иметь некоторое значение для усталостной прочности.

Таблица 5.1

Нормальные перегрузки в полете истребителей и истребителей-бомбардировщиков, базирующихся на наземные аэродромы

А. Названия и применение самолета

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
„Метеор“ 8 [90] [92]	V-g	6,7	(1) Все виды, включая использование в качестве штурмовика (2) Все виды, включая использование в качестве штурмовика, но с ограничением скорости при углах пикирования больше 10°	280 360
„Вампир“ 5 [91]	V-g	6,7	(1) Все виды, кроме использования в качестве штурмовика (2) То же (3) В качестве штурмовика (4) Испытания противоперегрузочного костюма	952 246 80 180
„Спитфайр“ (неопубликованные данные)	V-g		(1) Перехват (2) В качестве штурмовика и вооруженного разведчика	350 560
„Веном“ FB-1 [94]	V-g		(1) Многоцелевое (2) В качестве штурмовика	495 288
„Хантер“ 4 [97]	V-g	7,5	а(1) Многоцелевое — с использованием противоперегрузочного костюма (2) Многоцелевое — без использования противоперегрузочного костюма	203 231

«Джэвелин» MkI [99]	V-g	6,6	6. Многоцелевое — с использованием противоперегрузочного костюма, многоцелевое — без использования противоперегрузочного костюма и 50 час полетов неустановленного назначения	484
«Метеор» NFII [93]	V-g	6,7	Многоцелевое	256
U [неопубликованные данные]	Счетчик перегрузок		Многоцелевое	549
«Джэвелин» [неопубликованные данные]	Счетчик перегрузок		Многоцелевое	4315
«Хантер» [неопубликованные данные]	Счетчик перегрузок		Многоцелевое	2779
F-86E и F [33]	Прибор с непрерывной записью		В качестве штурмовика	4320
F-86F [33]	Прибор с непрерывной записью		Воздушные бои в Корее	231
			Все операции по борьбе с воздушными целями в Корее	
			a(1) 0—1500 м	61
			(2) 1500—4600 м	52
			(3) 4600—7600 м	77
			(4) 7600—9100 м	54
			(5) 9100—10700 м	57
			Сумма часов для пяти диапазонов высоты плюс 281 час полета на неустановленной высоте	582
F-84G [33]	Прибор с непрерывной записью		б. В качестве штурмовика в Корее	55
F-100A [150]	Прибор с непрерывной записью		В качестве штурмовика в Корее	349
			В качестве штурмовика в условиях зенитного огня	38

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
F-100D [150]	Прибор с непрерывной записью		а(1) Переучивание летчиков (2) Воздушный бой с применением пушек (3) Воздушные тактические операции (4) Бомбометание под большими углами (5) Бомбометание под малыми углами Сумма часов для пяти указанных видов применения плюс 1,6 час других видов применения	328 159 420 11,4 51 971
F-100C [150]	Прибор с непрерывной записью		а(1) Переучивание летчиков (2) Воздушный бой с применением пушек (3) Воздушные тактические операции (4) Бомбометание под большими углами (5) Бомбометание под малыми углами Суммарное число часов для пяти видов применения	121 57 160 6,7 12,9 358
Самолеты класса F-100 [150]	Прибор с непрерывной записью		б. Многоцелевое Многоцелевое, включая все виды, указанные выше для самолетов F-100A, C и D	45,5 6050
F-102A [153]	Прибор с непрерывной записью		(1) Многоцелевое (2) Многоцелевое	478 1608
F-104A [84]	Прибор с непрерывной записью		(1) Многоцелевое	634

Р-105В [154]	Прибор с непрерывной записью	5,85	(2) Многоцелевое, в основном на больших вы-сотах	220
			Многоцелевое	
РР-101С [158]	Прибор с непрерывной записью		Многоцелевое	381
			Многоцелевое	
Р-104С [85]	Прибор с непрерывной записью		Многоцелевое	1106
			Многоцелевое	
Р-106А [14]	Прибор с непрерывной записью		Многоцелевое	3773
			Многоцелевое	

Б. Результаты измерений нормальных перегрузок

(в скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его при-менение (см. разд. А)	Положительная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета				Отрицательная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета			
	30 час				30 час			
	30 час	100 час	300 час	1000 час	30 час	100 час	300 час	1000 час
„Метеор“ 8	(1) 6,5	7,75	8,4	(8,8)	-1,45	-1,9	-2,3	(-2,6)
	(2) 6,15	6,8	7,05	(7,1)	-1,67	-1,98	-2,25	(-2,5)
	(1) 6,35	6,85	7,15	(7,5)	-2,5	-3,4	-4,1	(-4,5)
	(2) 6,35	6,85	7,30	(7,7)	-2,4	-3,05	-3,55	(-4,0)
	(3) 8,1	8,55	(8,85)	(9,2)	-3,4	-3,75	-4,1	(-4,5)
„Спитфайр“	(4) 7,0	7,4	7,65	(8,1)	-2,65	-3,0	-3,2	(-3,5)
	(1) 7,25	7,25	8,05	(8,85)				
	(2) 7,7	6,65	7,7	8,9				
	(1) 6,25	6,9	7,3	(7,55)	-0,55	-0,8	-1,05	(-1,75)
	(2) 7,4	7,95	8,45	(8,85)	-1,7	-2,1	-2,4	(-2,7)
„Веном“ FB-1	(1) 5,55	6,05	6,6	(7,1)		-1,7	-2,1	(-2,65)
	(2) 5,7	6,25	6,8	(7,4)		-1,3	-1,6	(-1,9)
	а) 5,7	6,4	7,0	(7,65)		-1,32	-1,75	(-2,25)
„Хантер“	(2) 5,7							
	б.							

Самолет и его наименование (см. разд. А)	Положительная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета				Отрицательная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета			
	30 час	100 час	300 час	1000 час	30 час	100 час	300 час	1000 час
«Джэвелин» MkI	4,7	5,0	5,27	(5,55)	-1,75	-1,88	-1,97	(-2,06)
«Метеор» NFII	5,3	5,75	6,1	6,4	-0,9	-1,55	-2,05	(-2,75)
U	5,5	6,2	6,9	(7,5)	-1,1	-1,8	(-2,6)	(-3,3)
«Джэвелин»	4,6	5,2	5,7	(6,2)	-0,7	-1,0	-1,5	(-1,5)
«Хантер»	(8,2)	(8,8)	(9,7)	(10,5)	-1,8	(-2,3)	(-2,8)	(-3,3)
F-86E и F	6,85	7,4	7,9	8,4				
F-86F	7,5	8,3	(9,15)	(10,05)				
a(1)	7,35	7,7	(8,05)	(8,37)				
(2)	6,65	7,1	(7,45)	(8,05)				
(3)	5,4	5,7	(5,9)	(6,15)				
(4)	5,2	5,45	5,85					
(5)	6,25	7,0	7,7	8,35	-0,77	-1,2	-1,6	-2,05
б.	8,0	8,95	(9,9)	(6,95)				
F-84G		6,5	6,75					
F-100A	8,2	9,2	5,8	6,0				
F-100D	5,2	5,55						
a(1)	5,65	5,7	6,05	6,2				
(2)	5,5	5,85						
(3)	5,4	5,55						
(4)	4,8	4,95						
(5)	5,55	5,75	5,95	6,1				
F-100C	4,6	4,95	5,25	5,5				
a(1)	5,45	5,6	5,7	(5,8)				
(2)	5,5	5,9	6,2	(6,5)				
(3)	(6,5)	(6,8)						
(4)	5,7	(6,0)						
(5)	5,5	5,8	6,1	6,4				
б.	5,6	5,9	(6,1)	8,9				
Самолеты класса F-100	6,0	6,7	7,8					

Встречается редко

Встречается редко
Встречается редко

F-102A	(1)	4,6	5,1	5,5	5,95
	(2)	4,36	5,0	5,55	6,2
F-104A	(1)	4,45	5,1	5,6	6,3
	(2)	3,7	4,1	4,55	4,95
F-105B		5,4	5,9	6,3	6,8
RF-101C		4,6	5,2	5,9	6,6
F-104C		6,1	6,4	(6,8)	(7,2)
F-106A		4,5	5,0	5,6	6,3

Встречается редко
Встречается редко

-0,1 | -0,7 | -1,1

Таблица 5.2

Нормальные перегрузки в полете морских истребителей и истребителей-бомбардировщиков
А. Название и применение самолета

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
„Си-Хоук“ [61]	V-g	7,0	(1) Многоцелевое (2) В качестве штурмовика	245
„Си-Фьюри“ [62]	V-g	7,0	(1) Многоцелевое (2) В качестве штурмовика	67 126 84
„Гэнтит“ A/S MkI [100]	V-g		(1) Тренировочные полеты во время эксплуата- ции (2) Другие виды применения	179 171
„Уайверн“ S4 [95]	V-g	7,33	а(1) Атака наземных целей с применением пу- шек и ракет (2) Бомбометание с пикирования (3) Бомбометание из горизонтального полета на малых высотах Сумма часов для трех указанных выше видов применения в качестве штурмовика	178 50 22 250

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
L [неопубликованные данные]	Счетчик перегрузок		6(1) Тактические воздушные операции (2) Перелет из одного пункта в другой	178 127
"Си-Виксен" [неопуб- ликованные данные]	Счетчик перегрузок		Сумма часов для двух указанных в пункте 6 видов применения	305
F2H-2 [74]	134 пластинки с запи- сями самописца V-g	6,4	Многоцелевое	19400
F9F-2B [74]	30 пластинок с записа- ми самописца V-g	7,5	Многоцелевое	3049
F8F-2 [74]	41 пластинка с записа- ми самописца V-g	6,3	Многоцелевое (винтовой самолет)	5444
AD-4 [74]	61 пластинка с записа- ми самописца V-g	7,0	(1) Тренировочное бомбометание (2) Боевое бомбометание	1370 1092 1552 2936

Б. Результаты измерений нормальных перегрузок

(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его применение (см. разд. А)	Положительная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета				Отрицательная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета			
	30 час	100 час	300 час	1000 час	30 час	100 час	300 час	1000 час
„Си-Хоук“ (1) (2)	5,5 7,8	6,1 (9,0)	6,7	(7,4)	-0,65 -0,82	-1,05 -0,9	-1,45	(-1,9)
„Си-Фьюри“ (1) (2)	5,9 7,8	6,55 8,7	(7,15) (9,6)	(7,8) (10,5)	-1,4 -1,25	-0,9 -1,8 -1,6	-2,2 -1,95	(-2,6) (-2,35)
„Гэвинг“ А/ S MkI (1) (2)	3,7 2,95	4,8 3,35	5,0 3,7	(5,17) (4,1)				
„Уайверн“ S а (1) (2)	5,9 6,5	6,28 6,63	6,55 6,74	(6,8) (6,9)				
(3)	4,85	5,0	(5,14)	(5,28)				
6 (1)	6,13	6,40	6,62	(6,8)		-1,2	-1,5	(-1,82)
(2)	5,33	6,0	6,62	(7,25)				
	4,4	4,65	4,85	(5,05)		-0,7	-0,85	(-1,05)
	5,1	5,75	6,27	6,9				
	7,3	7,9	8,7	9,5				
Л „Си-Виксен“ F2H-2, F9F-2B F8F-2 AD-4	6,2	7,0	(7,67)	(8,35)				
		5,95	6,7	7,5				
		6,6	7,3	7,85				
		6,5	7,45	8,55				
(1)		7,0	7,66	7,9				
(2)		6,4	7,05	7,45				

Встречается редко

Нормальные перегрузки в полете учебно-тренировочных самолетов

А. Название и применение самолета

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
„Джет Провост“ [96]	V-g (запись на пластинках)	6,7	(а. 1) Высший пилотаж (2) Полеты по кругу и посадки (3) Другие виды применения Сумма часов для трех указанных видов применения	219 75 201 495
„Провост“ Т1 [63]	V-g (запись на пластинках)	6,7	(а. 1) Многоцелевое (винтовой самолет) (2) Высший пилотаж Сумма часов для двух указанных видов применения	615 652 1267
„Вампир“ [неопубликованные данные]	Счетчик перегрузок		Многоцелевое	1229
TV-1 [74]	V-g (174 пластинки с записями)	7,33	Морской реактивный учебно-тренировочный самолет	5660
T-34 [148]	Прибор с непрерывной записью		Учебно-тренировочный самолет для начальной летной подготовки, многоцелевое применение	426
T-33 [148]	Прибор с непрерывной записью		Учебно-тренировочный самолет для повышенной летной подготовки, многоцелевое применение	479
T-37 [148]	Прибор с непрерывной записью	5,85	Учебно-тренировочный самолет для повышенной летной подготовки, многоцелевое применение	1856

Б. Результаты измерений нормальных перегрузок

(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его при- менение (см. разд. А)	Положительная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета				Отрицательная перегрузка, получаемая в среднем один раз за указанное число часов полета			
	30 час	100 час	300 час	1000 час	30 час	100 час	300 час	1000 час
„Джет Провост“ а(1) (2) (3)		6,15	6,7	7,28		-2,45	-2,75	-3,0
		3,9	4,3	4,7		-0,55	-0,75	
		4,8	5,0	5,12		-1,3	-1,45	
„Провост“ Т1 а(1) (2)		5,75	6,3	6,9				
		4,85	5,2	5,6		-1,95		-2,5
		6,1	6,7	7,25		-2,4		-2,75
„Вампир“ TV-I T-34 T-33 T-37		5,75	6,4	7,0		-2,3	-2,55	-2,85
	6,2	6,6	(6,9)	(7,3)	-1,7	-2,0	(-2,3)	(-2,6)
		6,5	7,4	8,35	Встречается редко			
	4,1	4,5	4,85	5,2				
	5,75	6,25	6,7	7,2				
	5,3	5,7	5,95	6,25				

Нормальные перегрузки в полете транспортных самолетов и бомбардировщиков

(Приведенные данные соответствуют сумме перегрузок от морынов ветра и маневров, если нет специальных оговорок)

А. Название и применение самолета

Название самолета	Тип прибора	$\frac{2}{3}$ расчет- ной пере- грузки	Применение самолета	Налет, часы
„Канберра“ В2 [152]	V-g (запись на пла- стинках)	5,0	(1) В составе боевой эскадрильи	1799
„Канберра“ В6 [98]	V-g (запись на пла- стинках)	5,0	(2) В составе учебной эскадрильи	1246
Различные бомбарди- ровщики [неопубликован- ные данные] P4M-1 [74] PBМ-5S [74] С-130 [107] КС-135А [106] В-47Е [26] В-52 [157] В-52G [53] 6 гражданских самоле- тов [156]	Счетчики перегрузок		(1) Перелет из одного пункта в другой	889
			(2) В качестве штурмовика	117
			(3) Дополнительное обучение	96
			(4) Полеты строем	64
			(1) В составе боевой эскадрильи	14969
			(2) В составе учебной эскадрильи	5114
	V-g (28 пластинок с записями)	2,8	Морской патрульный бомбардировщик	916
	V-g (24 пластинки с записями)	2,6	Летающая лодка	1072
	Прибор с непрерывной записью		Только маневры при полетах транспортного са- молета	1977
	Прибор с непрерывной записью		Транспортный самолет	1167
	Прибор с непрерывной записью		Бомбардировщик	610
	Прибор с непрерывной записью		(1) Бомбардировщик, авиабаза им. Кастла	534
	Прибор с непрерывной записью		(2) Бомбардировщик, авиабаза им. Уолкера	486
	Прибор с непрерывной записью		(1) Бомбардировщик с малым весом	558
	Прибор с непрерывной записью		(2) Бомбардировщик с большим весом	624
	Прибор с непрерывной записью		(1) Только маневры при эксплуатации — четы- рехмоторный винтовой самолет	12063
	Прибор с непрерывной записью		(2) Только маневры при контрольных полетах — четырёхмоторный винтовой самолет	132

Физиологическая выносливость летчика (временная потеря зрения и т. п.) всегда оказывала влияние на величины максимальных перегрузок истребителей. Однако введение противоперегрузочных костюмов не оказало того существенного влияния на величины больших перегрузок для самолетов типа «Хантер» (см. табл. 5.1), которое можно было ожидать. Влияние прибора, по которому летчик мог визуально следить за величиной перегрузки, не исследовалось, так как ни в одной из работ не указано, были ли установлены на самолетах такие приборы или нет. По-видимому, такие приборы являются стандартным оборудованием для большинства рассмотренных истребителей. Перегрузки, встречающиеся от одного раза за 100 час до одного раза за 1000 час, по-видимому, примерно соответствуют тем величинам перегрузок, которые летчик будет получать сознательно, если это ему потребуется. Величины этих перегрузок примерно одинаковы для всех истребителей независимо от эксплуатационных ограничений. Однако имеются существенные указания на то, что распределение перегрузок при очень малых значениях повторяемости отличается от распределения часто встречающихся перегрузок. Ряд авторов рассматривали случаи редко встречающихся очень больших значений перегрузки и высказывали предположения относительно их повторяемости. По-видимому, при наличии приборов, позволяющих летчику визуально следить за перегрузкой, и противоперегрузочных костюмов в качестве стандартного оборудования отличие характеристик управляемости для различных типов самолетов оказывает гораздо меньшее влияние на повторяемость очень больших перегрузок.

Сравнение данных для истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, и для морских истребителей не выявило какого-либо существенного отличия повторяемости нормальных перегрузок. Нет также оснований полагать, что размер самолета или эксплуатационные ограничения перегрузки влияют на перегрузки, действующие на самолет. В связи с этим можно объединить данные, полученные для всех истребителей, и определить среднее распределение повторяемости различных уровней перегрузки. Так как только незначительное количество данных было получено для устаревших типов самолетов, то было решено исключить эти данные из дальнейшего рассмотрения. Для современных самолетов были рассмотрены все имеющиеся данные. Повторяемость приращений нормальной перегрузки для всех истребителей, кроме истребителей с треугольным крылом, при многоцелевом применении приведена на рис. 5.1 и 5.2. Аналогичная повторяемость для истребителей с треугольным крылом дана на рис. 5.3. На рис. 5.4 кривые повторяемости для истребителей при многоцелевом применении сравниваются с кривыми повторяемости для истребителей, выполнявших в основном более узкий круг задач.

На рис. 5.1 приведены данные по повторяемости положительных приращений перегрузки для десяти самолетов различных типов и нанесена средняя кривая повторяемости, полученная по суммарным данным для всех десяти самолетов. Измерения перегрузок производились в течение 28511 летных часов,

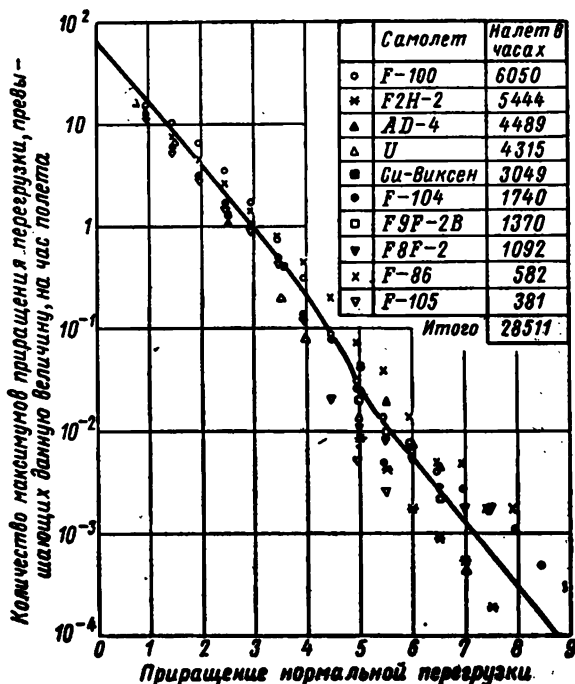


Рис. 5.1. Повторяемость положительных приращений нормальной перегрузки истребителей в полете при многоцелевом применении (без учета данных для самолетов с треугольным крылом)

однако не при всех измерениях регистрация перегрузок производилась в полном диапазоне возможных значений перегрузки. При измерении с помощью приборов с непрерывной записью регистрировались все значения перегрузки. По записям самописцев *V-g* определялись только перегрузки больше 6, а при измерении с помощью счетчика перегрузок значения больше 6 не регистрировались, за исключением измерений на самолете *U* в течение 1966 час. Таким образом, средние кривые повторяемости перегрузок больших 6 получены на основании измерений в течение 23113 летных часов; при этом 3 раза была зарегистрирована перегрузка больше 9,5 и 26 раз — перегрузка больше 8. Разброс данных для различных самолетов невелик: при перегрузках больших 6 незначительное количество результатов

измерений отклоняется от средних значений более чем на 10%, при меньших перегрузках разброс данных несколько больше, но редко превышает 15%. На рис. 5.2 приведены отрицательные приращения перегрузки для тех же самолетов, что и на рис. 5.1,

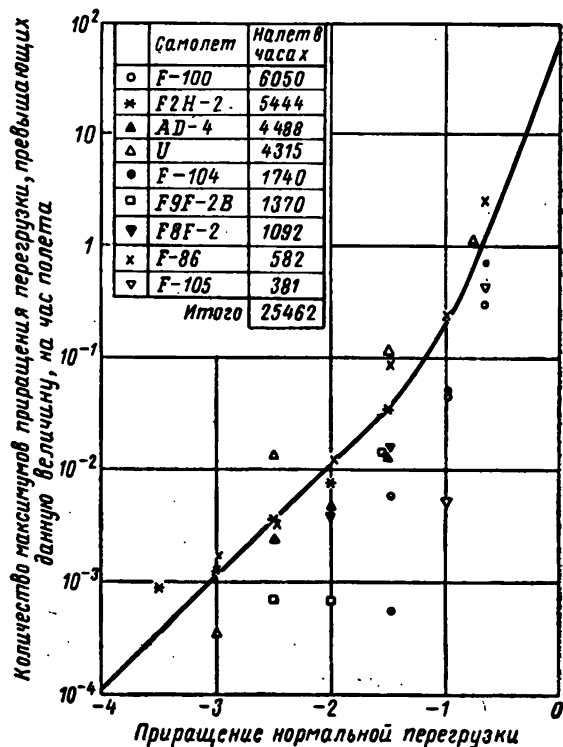


Рис. 5.2. Повторяемость отрицательных приращений нормальной перегрузки истребителей в полете при многоцелевом применении (без учета данных для самолетов с треугольным крылом)

за исключением самолета «Си-Виксен», для которого данные измерений отрицательных приращений перегрузки отсутствовали. Разброс отрицательных приращений перегрузки намного больше, чем положительных, поэтому использование средней кривой повторяемости отрицательных приращений для конкретных самолетов менее надежно.

На основании сводных данных, приведенных на рис. 5.1 и 5.2, можно получить следующие характеристики, которые могут представлять интерес при исследовании перегрузок истребителей, выполняющих в основном определенные полетные задания,

учебно-тренировочных самолетов и даже бомбардировщиков и транспортных самолетов:

1) повторяемость бесконечно малых приращений нормальной перегрузки (т. е. полное число приращений перегрузки), полученная путем экстраполяции, равна 60 перегрузкам за час полета, как для положительных, так и для отрицательных приращений перегрузки;

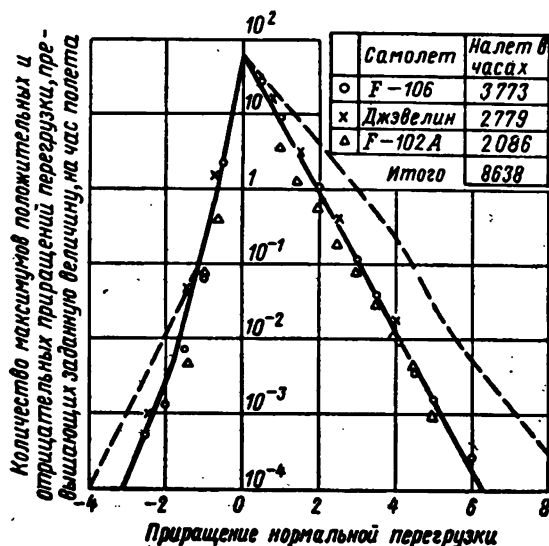


Рис. 5.3. Сравнение повторяемости приращений нормальной перегрузки истребителей с треугольным крылом в полете с повторяемостью для других истребителей при многоцелевом применении:

--- средние значения для истребителей при многоцелевом применении (см. рис. 5.1 и 5.2)

2) положительное приращение перегрузки, которое встречается один раз за 1000 час полета, примерно на 30% больше положительного приращения перегрузки, встречающегося один раз за 100 час полета;

3) отрицательное приращение перегрузки, которое встречается один раз за 1000 час полета, примерно на 50% больше отрицательного приращения перегрузки, встречающегося один раз за 100 час полета.

Так как экстраполяция до нулевых значений приращения перегрузки производилась исходя из данных для приращений перегрузки меньших $-0,7$ и больших 1 , то результат экстраполяции характеризует повторяемость маневренных перегрузок. Для более низких приращений перегрузки по сравнению с рассматривавшимися при указанной экстраполяции влияние перегрузок

от порывов ветра может оказаться значительным, и соответственно полная повторяемость перегрузок от маневров и от порывов ветра может быть больше, чем указано выше.

Для самолетов с треугольным крылом данные получены на трех самолетах в течение 8638 летных часов. Эти данные приведены на рис. 5.3, где для сравнения помещены также средние

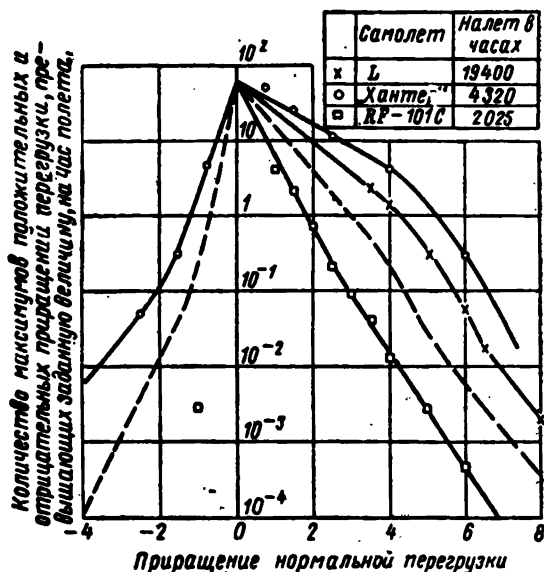


Рис. 5.4. Сравнение повторяемостей приращений нормальной перегрузки истребителей в полете при некоторых видах применения с повторяемостью для истребителей при многоцелевом применении:

— — — средние значения для истребителей при многоцелевом применении (см. рис. 5.1 и 5.2)
 «Хантер» применялся в качестве штурмовика, самолет типа L — в основном в качестве штурмовика, RF-101C — в 95% случаев в качестве фоторазведчика

кривые повторяемости приращений перегрузки для других истребителей при многоцелевом применении. Разброс данных для трех различных самолетов с треугольным крылом очень мал, особенно при больших приращениях перегрузки. Полное число приращений нормальной перегрузки на час полета составляет примерно по 60 для положительных и отрицательных приращений перегрузки, т. е. такое же как и для рассмотренных ранее истребителей, однако величины приращений перегрузки, встречающихся один раз за 100 час и за 1000 час, для истребителей с треугольным крылом примерно на 27% меньше, чем для рассмотренных ранее самолетов. Такое уменьшение наблюдается

как для положительных, так и для отрицательных приращений перегрузки.

В тех случаях, когда истребители используются в основном в каком-либо одном назначении, повторяемость нормальных перегрузок для этих самолетов может значительно отличаться от средней повторяемости при многоцелевом применении. На рис. 5.4 приведены характеристики повторяемости для трех самолетов, каждый из которых использовался в основном при одном назначении. Данные по самолету RF-101C были получены за 2025 летных часов, из которых 93% времени он использовался для проведения фоторазведки или выполнял аналогичные задания. Данные по самолету «Хантер» получены за 4320 летных часов при применении его в качестве штурмовика. Данные по самолету L были получены за 19400 летных часов, в течение которых этот самолет значительное время использовался в качестве штурмовика, но точные сведения о том, сколько процентов времени составляло такое использование самолета, отсутствуют. Во всех случаях полное число приращений перегрузки при маневрах на час полета, по-видимому, остается примерно равным 60 как для положительных, так и для отрицательных приращений перегрузки. Так как при применении самолета в качестве штурмовика количество перегрузок от действия порывов ветра возрастает, то это возможно является причиной более высокой повторяемости перегрузки, равной 1,75, для самолета «Хантер».

Положительные приращения перегрузки, встречающиеся для самолета RF-101C один раз за 100 час и один раз за 1000 час, примерно на 22% меньше соответствующих приращений перегрузки истребителей при многоцелевом применении. Хотя полный вес этого самолета довольно высок (16800 кг), нет оснований полагать, что перегрузки этого самолета будут отличаться от перегрузок для других самолетов, если характер применения этих самолетов будет одинаковым. Действительно, в течение 7% времени, когда самолет RF-101C использовался не в качестве разведчика, положительные приращения перегрузки для него были очень близки к величинам приращений для других самолетов при многоцелевом применении. Отрицательные приращения перегрузки этого самолета были небольшими и поэтому нельзя сделать какие-либо выводы об их относительной повторяемости.

Повторяемость нормальных перегрузок самолетов L и «Хантер» намного выше, чем для истребителей при многоцелевом применении. Для самолета L нет данных по отрицательным перегрузкам. У самолета «Хантер» отрицательные приращения перегрузок больше, чем средние величины приращений при многоцелевом применении истребителей. Данные для больших значений положительных перегрузок самолета L могут рассматриваться как весьма надежные, так как они включают 39 случаев, когда зарегистрированные перегрузки были больше 9 и 349 слу-

чаев, когда перегрузки были больше 7,5. Для самолета «Хантер» запись перегрузок, больших 7, не производилась, но кривые повторяемости были проэкстраполированы до больших значений в предположении, что форма кривой повторяемости перегрузок самолета «Хантер» будет аналогична форме кривых повторяемости, полученных для истребителей при многоцелевом применении и для самолета L. Некоторое количество данных имеется для самолета «Хантер» 4 (пятый самолет в табл. 5.1) при многоцелевом применении. Повторяемость перегрузок для этого самолета, полученная на основании измерений в течение 484 летных часов, несколько меньше, хотя и не намного, по сравнению со средней повторяемостью для истребителей при многоцелевом применении. Можно считать, как это указывалось ранее для самолета RF-101C, что на повторяемость перегрузок больше влияет характер применения, чем тип рассматриваемого самолета. Результаты, полученные для самолетов L и «Хантер», показывают, что для самолета, используемого только в качестве штурмовика, значения перегрузки, превышающие 8,8, будут встречаться один раз на 100 *час* полета. Данные для других самолетов, используемых в качестве штурмовиков, как правило, получены при числе летных часов меньше 100. Из этих ограниченных данных следует, что для самолетов «Вампир» 5; F-86F, «Си-Фьюри» и F-100A один раз за 100 *час* встречаются перегрузки, превышающие значения 8,55; 8,95; 8,7 и 9,2 соответственно. Труднее произвести оценку перегрузок, которые будут встречаться один раз за 1000 *час*, однако имеющиеся многочисленные данные для самолета L показывают, что величина перегрузки, встречающаяся один раз за 500 *час*, на 1,6 превышает перегрузку, встречающуюся один раз за 50 *час*. На такую же величину в среднем увеличивается перегрузка истребителей при многоцелевом применении, хотя само значение перегрузки, встречающейся один раз за 50 *час*, для них меньше, чем у самолета L. Можно ожидать, что для самолетов, используемых в качестве штурмовиков, нормальная перегрузка, превышаемая один раз за 1000 *час*, будет порядка 10,5.

На рис. 5.5 приведены данные по перегрузкам для 6 учебно-тренировочных самолетов. На этом рисунке для сравнения показаны также кривые средней повторяемости для истребителей при многоцелевом применении. За исключением самолета T-34, являющегося учебно-тренировочным самолетом для проведения начальной летной подготовки, у которого величины перегрузок сравнительно малы, кривые средней повторяемости перегрузок истребителей могут быть приняты также в качестве характеристики повторяемости перегрузок учебно-тренировочных самолетов. Разброс данных по повторяемости перегрузок различных учебно-тренировочных самолетов несколько больше, чем для самолетов-истребителей. В то же время количество данных по повторяемости отрицательных перегрузок, величина которых

меньше —2,5, достаточно велико и надежность полученной повторяемости таких отрицательных перегрузок возросла как для истребителей, так и для учебно-тренировочных самолетов.

Нормальные перегрузки при маневрах транспортных самолетов и бомбардировщиков гораздо меньше нормальных перегрузок при маневрах истребителей и учебно-тренировочных само-

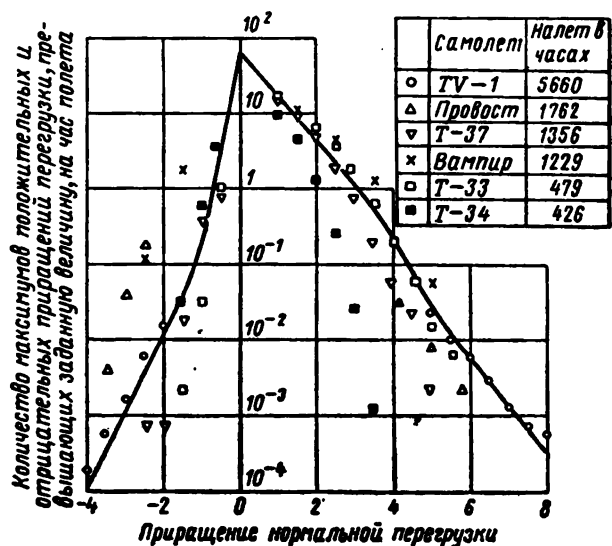


Рис. 5.5. Сравнение повторяемости приращений нормальных перегрузок учебно-тренировочных самолетов в полете с повторяемостью для истребителей при многоцелевом применении.

Т-34 — учебно-тренировочный самолет для начальной летной подготовки, все остальные — учебно-тренировочные самолеты для повышенной летной подготовки:
 — средние значения для истребителей при многоцелевом применении (см. рис. 5.1 и 5.2)

летов. Вследствие этого нельзя считать, что измеренные перегрузки этих самолетов в основном являются маневренными перегрузками. На рис. 5.6 приведены результаты оценки повторяемости перегрузок при маневрах транспортных самолетов и бомбардировщиков. Повторяемость маневренных перегрузок была далее просуммирована с повторяемостью перегрузок от порывов ветра, заданной в гл. X. Сравнение суммарных повторяемостей перегрузки для четырех типов самолетов произведено на рис. 5.7. В работе [156] сделан обширный обзор результатов измерений нормальных перегрузок, действующих на поршневые самолеты, эксплуатирующиеся на авиалиниях. В этой работе получены отдельно повторяемости перегрузок от порывов ветра и при маневрах, причем данные по маневренным перегрузкам получены раздельно для маневров при полетах по маршруту в

процессе эксплуатации на авиалиниях и для маневров при контрольных полетах. Приведены сводные данные по маневренным перегрузкам пяти четырехмоторных самолетов. Эти данные дополнены материалами по перегрузкам четырехмоторного турбовинтового гражданского транспортного самолета, полученными в работе [17].

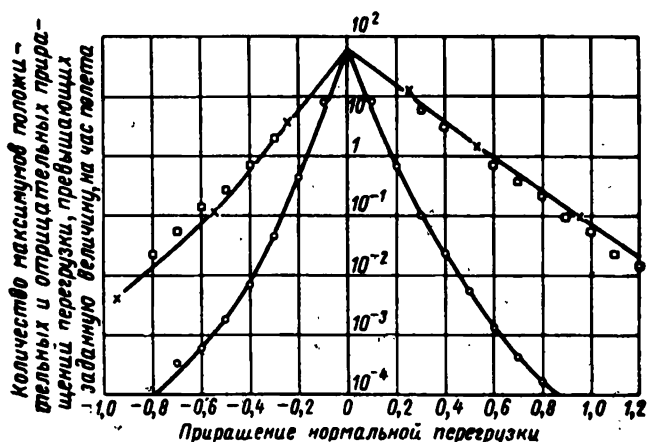


Рис. 5.6. Повторяемость приращений нормальных перегрузок при маневрах транспортных самолетов и бомбардировщиков.

Данные по гражданским самолетам были получены для 6 типов четырехмоторных самолетов, 132 часа контрольных полетов соответствуют 15 580 час полетов при эксплуатации на авиалиниях. Данные по бомбардировщикам были получены для различных типов самолетов и включают как перегрузки от порывов ветра, так и перегрузки при маневрах, хотя влияние перегрузок от порывов ветра на кривые повторяемости, по-видимому, мало для всех уровней перегрузки

	Самолет	Лет, час
○	Маневренные перегрузки для гражданских самолетов при эксплуатации на авиалиниях	12 063
□	Маневренные перегрузки для гражданских самолетов при контрольных полетах	132
×	Перегрузки для бомбардировщиков при учебно-тренировочных полетах (все нормальные перегрузки)	5114

Суммарные повторяемости перегрузок приведены на рис. 5.6. Эти суммарные повторяемости базируются на результатах, полученных при 12 063 летных часах эксплуатации на авиалиниях и при 132 час контрольных полетов, которые соответствовали 15 580 летным часам эксплуатации самолета. На рис. 5.6 приведены также суммарные повторяемости нормальных перегрузок

зок от порывов ветра и перегрузок при маневрах для 5114 час учебно-тренировочных полетов бомбардировщиков. При этом бомбардировщики использовались для обучения экипажей, впер-

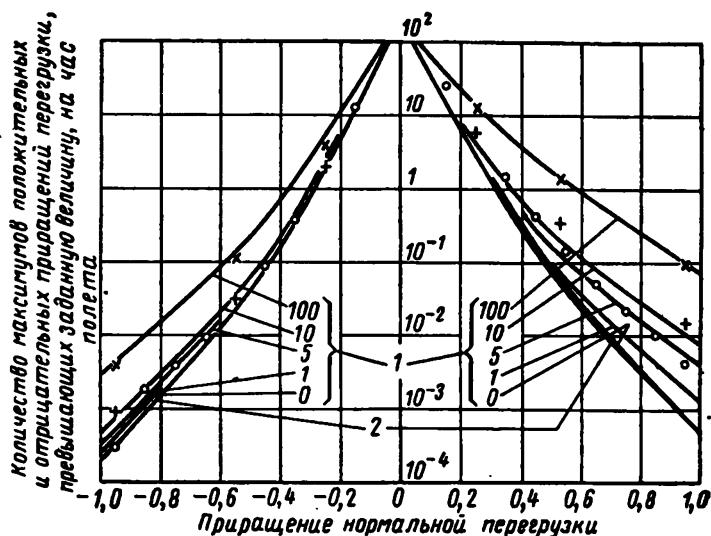


Рис. 5.7. Суммарные повторяемости перегрузок в полете от порывов ветра и при маневрах военных транспортных самолетов и бомбардировщиков:

1—процент учебно-тренировочных или контрольных полетов; 2—перегрузки только от действия порывов ветра.

Перегрузки при маневрах получены в соответствии с данными рис. 5.6; перегрузки от порывов ветра получены в соответствии с данными рис. 10.9, приращение перегрузки, равное единице, соответствует порыву ветра со скоростью 14 м/сек (среднее значение для самолетов В-47Е, В-52 и КС-135А, соответствующее приведенным данным)

	Самолет	Налет, час
+	Перегрузки для различных типов бомбардировщиков в процессе эксплуатации	14969
×	Перегрузки для различных типов бомбардировщиков при учебно-тренировочных полетах	5114
о	В-47Е, В-52 и КС-135А	3355

вые летающих на данных типах самолетов. Из сравнения полученных повторяемостей нормальных перегрузок с повторяемостями перегрузок от порывов ветра видно, что для приращений перегрузки, равных или больших 0,5, влияние перегрузок от порывов ветра на повторяемость пренебрежимо мало. Это позволяет сравнить повторяемости перегрузок гражданских самолетов

при контрольных полетах с повторяемостями перегрузок бомбардировщиков при учебно-тренировочных полетах.

Как видно из рис. 5. 6, отличие указанных повторяемостей перегрузок друг от друга незначительно и поэтому до тех пор, пока не будут получены дополнительные данные, можно принять, что примерно одни и те же маневры совершаются при контрольных и при учебно-тренировочных полетах. На рис. 5. 6 приведены кривые повторяемостей маневренных перегрузок при эксплуатации самолетов на авиалиниях и при учебно-тренировочных и контрольных полетах. В обоих случаях путем экстраполяции получаем, что полное количество положительных и отрицательных приращений перегрузки на час полета равно 60, т. е. такое же, как для истребителей и учебно-тренировочных самолетов. Повторяемость приращений перегрузки, равных $\pm 0,25$, для бомбардировщиков несколько больше, чем показано на приведенных на рис. 5. 6 кривых, так как при таком уровне перегрузки существенное влияние будут оказывать перегрузки от порывов ветра. Приращение положительной перегрузки при маневрах в эксплуатации, встречающееся один раз за 1000 час примерно на 30% больше положительного приращения перегрузки, встречающегося один раз за 100 час, а соответствующее отрицательное приращение перегрузки за 1000 час на 50% больше приращения за 100 час, т. е. относительные значения этих перегрузок такие же, как для истребителей.

Наибольшие зарегистрированные перегрузки при учебно-тренировочных и контрольных полетах встречаются примерно один раз за 100 час полета. Если провести экстраполяцию повторяемости до перегрузок, соответствующих 1000 час, то положительные и отрицательные приращения перегрузки, встречающиеся один раз за 1000 час, увеличатся примерно на 30% по сравнению с перегрузками, встречающимися один раз за 100 час. В отношении маневров при эксплуатации приходится полностью основываться на данных эксплуатации гражданских самолетов на авиалиниях, так как данные для военных самолетов, не включающие учебно-тренировочных полетов, не были выделены.

Косвенная проверка справедливости предположения, что интенсивность маневров при эксплуатации военных транспортных самолетов и бомбардировщиков одинакова, может быть сделана путем оценки полной повторяемости нормальных перегрузок от порывов ветра и маневров при различных процентах времени учебно-тренировочных и контрольных полетов и выбора на основании этой оценки соответствующего процентного отношения времени учебно-тренировочных и контрольных полетов и времени эксплуатации. Такая оценка сделана на рис. 5. 7, где проведено сравнение полученных результатов с повторяемостью перегрузок при эксплуатации различных самолетов-бомбардировщиков в течение 14 969 летных часов и с повторяемостью перегрузок при эксплуатации самолетов В-47Е, В-52 и КС-135А в течение 3355

летных часов. Указанное сравнение может быть сделано только в том случае, если принять некоторое определенное значение для коэффициента, связывающего скорость порыва ветра и величину соответствующего приращения нормальной перегрузки. В большинстве случаев для самолетов В-47Е, В-52 и КС-135А были получены отдельные характеристики нагружения при действии порывов, задаваемые в виде величин приведенной скорости порывов, и при маневрах, задаваемые в виде величин нормальных перегрузок. Для каждого из этих трех самолетов значение коэффициента, связывающего скорость порыва и величину приращения нормальной перегрузки, соответствовало скорости порыва ветра* 14 м/сек на единицу приращения перегрузки. Это соотношение между скоростью порыва и перегрузкой принималось при проведении расчетов. Соответствующее соотношение между скоростью порыва и перегрузкой для «различных типов бомбардировщиков» неизвестно, хотя, по-видимому, оно не сильно отличается от приведенной выше величины.

Суммарное число часов полета состоит из 1578 час полета самолета В-52, 1167 час полета самолета КС-135А и 610 час полета самолета В-47Е. Повторяемости различных уровней перегрузки самолетов В-52 и КС-135А очень близки друг к другу, а повторяемости перегрузок самолета В-47Е, полученные на основании значительно меньшего объема данных, несколько меньше при больших значениях приращений перегрузки по сравнению с повторяемостями для В-52 и КС-135А. Однако было принято, что суммирование результатов для всех трех самолетов позволит получить более точные характеристики повторяемости перегрузок.

При анализе результатов измерений маневренных перегрузок самолетов В-52 [157], КС-135А [106] и В-47Е [26] учитывались вторичные маневры, в которых максимум приращения перегрузки более чем на 0,1 превышал максимум приращения перегрузки при предшествующем маневре. Такие маневры не рассматривались при проведенном в настоящем параграфе анализе результатов. В работе [53] вторичные маневры не включены в результаты, полученные для самолета В-52. Если опустить из рассмотрения вторичные маневры, то результаты измерений на самолетах В-52, В-47Е и КС-135А, гражданских самолетах и бомбардировщиках различных типов по существу одинаковы и дают хорошую оценку повторяемости приращений перегрузок относительно значения перегрузки, равного единице. Чтобы сохранить возможность сравнения с данными для гражданских транспортных самолетов, разделение на перегрузки от порывов и маневренные

* Величина коэффициентов демпфирования порыва, использовавшихся в работах, из которых взяты данные, примерно на 7,5% меньше величины коэффициента демпфирования порыва, принятого в гл. X, и соответствующее соотношение между скоростью порыва и перегрузкой равно 15,2 м/сек на единицу приращения перегрузки.

перегрузки для самолетов В-52, В-47Е и КС-135А не производилось, так как для гражданских самолетов большое количество перегрузок от порывов ветра было отнесено к маневренным. Такой подход согласуется с подходом к исследованию повторяемости порывов ветра в гл. X.

Повторяемость порывов ветра при проводившемся в настоящей главе анализе принималась в соответствии с гл. X. Эта повторяемость является средней повторяемостью порывов, полученной за 19 000 час полета гражданских самолетов. В 10% общего времени полеты производились на высотах меньше 1500 м, где и было встречено большинство зарегистрированных порывов. Хотя рассматриваемые военные самолеты летают на больших высотах по сравнению с более старыми типами гражданских самолетов, тем не менее примерно в 10% от общего времени полет военных самолетов происходит на высотах до 1500 м и, следовательно, нет оснований считать, что количество порывов, которые встретят военные самолеты, будет заметно отличаться от количества порывов для гражданских самолетов.

Данные, приведенные на рис. 5.7, показывают, что нагрузки на бомбардировщики различных типов при выполнении учебно-тренировочных полетов соответствуют случаю, когда учебно-тренировочные или контрольные полеты совершаются в течение примерно 100% всего времени полетов. Это было показано также на рис. 5.6. Данные по положительным и отрицательным приращениям нормальных перегрузок для «различных типов бомбардировщиков» при их эксплуатации соответствуют случаю, когда учебно-тренировочные полеты совершаются приблизительно в течение 12% общего времени полетов при эксплуатации. Данные для самолетов В-47Е, В-52 и КС-135А соответствуют проведению учебно-тренировочных полетов примерно в 5% от общего времени полета этих самолетов.

Кроме приведенных данных, имеются результаты измерений в течение 624 летных часов для самолета В-52G при больших значениях полетного веса самолета. Однако для этого самолета только 3% времени полетов приходится на высоты меньше 3000 м, в связи с чем данные для самолета В-52G должны содержать сравнительно небольшое количество перегрузок от порывов ветра и поэтому эти данные нельзя сравнивать с результатами, полученными для других самолетов. Однако распределение положительных и отрицательных приращений перегрузки почти точно совпадает с распределением перегрузок от порывов, которое соответствует случаю полного отсутствия учебно-тренировочных полетов. В работе [107] приводятся данные для 1077 час полета самолета С-130. Полученная для этого самолета повторяемость отрицательных приращений перегрузки мало отличается от повторяемостей перегрузок гражданских самолетов при обычной эксплуатации, однако повторяемость положительных перегрузок в диапазоне от 1,65 до 2,25 приблизительно совпадает с повто-

ряемостью перегрузок при 10% учебно-тренировочных полетов. Важной особенностью этих результатов является их совпадение с расчетными данными до значения перегрузки, равного 2,25.

Косвенная проверка приведенных на рис. 5.7. данных по перегрузкам при эксплуатации и при учебно-тренировочных полетах самолетов показывает, что для всех транспортных самолетов и бомбардировщиков можно принять повторяемости маневренных перегрузок, приведенные на рис. 5.6. Для гражданских транспортных самолетов контрольные полеты составляют 0,8% полного времени полетов и поэтому маневренные перегрузки не дадут большой добавки к перегрузкам от действия порывов ветра. Для военных транспортных самолетов доля контрольных и учебно-тренировочных полетов значительно больше, чем для гражданских, и влияние маневренных перегрузок на повторяемость перегрузок этих самолетов будет существенным. Все рассмотренные экспериментальные данные были получены в условиях мирного времени и можно делать только предположительные оценки того, насколько увеличатся маневренные перегрузки в военное время.

§ 5.3. ПОВТОРЯЕМОСТЬ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Скорость полета самолета время от времени достигает больших величин так же, как и перегрузка, однако повторяемость скоростей полета гораздо труднее охарактеризовать по сравнению с повторяемостью нормальных перегрузок. Для нормальных перегрузок существует естественный уровень перегрузки горизонтального полета, равный единице, и все маневры представляют отклонения от этого уровня в ту или иную сторону.

Как указывалось в § 5.2, регистрацию перегрузки удобнее производить при возврате в исходное положение после достижения ее максимума. При этом необходимо только установить некоторую ширину полосы изменения перегрузки, т. е. величину изменения перегрузки, после которого производится отсчет. Более того, количество отсчетов не зависит от принятой ширины полосы. Продолжительность полета на максимальной скорости находится до некоторой степени во власти летчика и, кроме того, восстанавливающие силы невелики по сравнению с силами в случае действия нормальных перегрузок. Тем не менее при анализе скоростей полета необходимо ввести время в качестве одной из характеристик каким-нибудь способом: или в виде количества летных часов или в виде числа полетов. Количество летных часов, принятое в качестве масштаба времени, не должно быть настолько мало, чтобы один случай увеличения скорости учитывался несколько раз, и в то же время не должно быть настолько большим, чтобы из нескольких случаев увеличения скорости регистрировался только один, а ряд других случаев с

примерно таким же увеличением скорости выпадали из рассмотрения.

Прежде чем эмпирически выбрать масштабный интервал времени, необходимо сделать ряд предположений относительно общего характера получения больших скоростей полета. Основные черты характера получения больших скоростей можно просле-

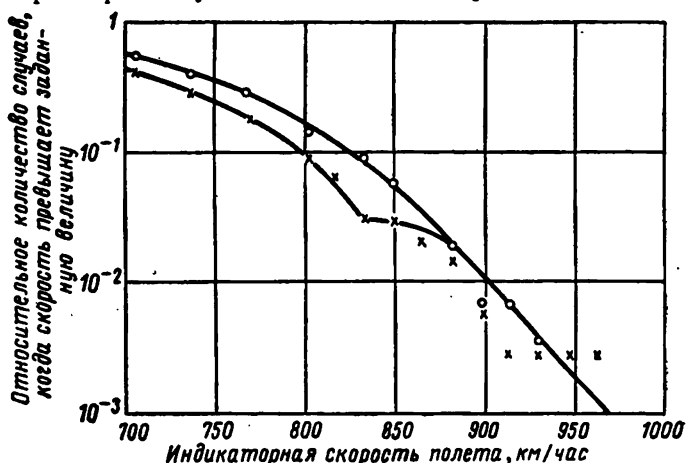


Рис. 5.8. Данные, подтверждающие предположение, что наибольшие скорости в основном достигаются в условиях прямолинейного горизонтального полета:

экспериментальные данные:
 X — при ограничении скорости — 360 летных часов;
 O — без ограничения скорости — 280 летных часов.
 Ограничения скорости при пикировании под углом 10° влияют на максимальные значения скорости истребителя «Метеор». Не делалось попытки провести отдельные кривые для скоростей полета выше 880 км/час, так как наблюдалось только 7 случаев превышения этого значения скорости полета при наличии ограничения скорости и 4 случая превышения при отсутствии ограничения скорости.

дить на примере истребителя «Метеор» 8, полеты которого примерно на протяжении половины времени, в течение которого производилась регистрация величин скорости полета, происходили при ограничении скорости в случаях пикирования под углом, равным или большим 10° . Результаты, приведенные на рис. 5. 8, дают основания считать, что наибольшие скорости преимущественно достигаются на режимах полета самолета, близких к прямолинейному горизонтальному полету. На этом рисунке приведены распределения* максимальных скоростей для самолета «Метеор» 8 как для случая ограничения ско-

* Распределения получены на основании данных о максимальных скоростях, зарегистрированных в отдельных полетах при помощи самописца V-g. Для каждой из пластинок с записями выбиралось максимальное значение скорости. В среднем продолжительность полета была примерно равна одному часу, что находится в соответствии с предположениями, сделанными далее в настоящем параграфе.

рости полета при пикировании, так и для случая отсутствия ограничения по скорости. Для случая ограничения скорости наблюдается резкое падение повторяемости при значениях скорости, несколько превышающих уровень ограничения, свидетельствующее о том, что введение ограничения привело к большому уменьшению случаев выхода на большие скорости полета при пикировании. Однако кривая зависимости полета имеет излом при более высоких скоростях и повторяемость самых больших значений скорости одинакова при наличии и при отсутствии ограничения по скорости.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что введение ограничения по скорости при пикировании не влияет на повторяемость самых больших значений скорости полета и что наибольшие значения скорости редко встречаются при пикировании независимо от того, имеется ограничение по скорости при пикировании или такого ограничения нет.

Распределение скоростей полета можно считать состоящим из трех групп данных. К первой группе относятся данные по скоростям при обычных крейсерских режимах полета, на которых самолет летает достаточно часто и в течение длительных промежутков времени. В этом случае основной интерес представляет распределение времени полета на различных скоростях, которое рассматривается в гл. VIII. Две другие группы данных связаны с маневрами, совершаемыми из режимов полета, относящихся к первой группе. Самые большие значения скоростей полета получаются в основном при горизонтальном полете во время маневров, состоящих в разгоне из первоначального режима полета с установившейся скоростью до некоторого максимального значения скорости полета и последующем возврате к исходной скорости. Промежуточные значения скоростей связаны с симметричными маневрами по тангажу. Эти скорости рассмотрены в § 5. 4.

Оценка порядка величин временного масштаба отклонений скорости от значений, соответствующих крейсерскому режиму полета, может быть произведена для двух случаев — изменения скорости полета при разгоне самолета и изменении скорости полета при действии нормальных перегрузок, когда тяга двигателя постоянна. Во втором случае можно сделать прямую оценку величины временного масштаба. Маневр в этом случае по существу заключается в изменении направления путем создания движения по тангажу. При движении в любой из плоскостей, от горизонтальной до вертикальной, максимальное изменение направления, которое, может оказаться, необходимо сделать, равно 180° . Минимальное время, за которое может быть сделан маневр при скорости полета самолета, равной V , и приращении перегрузки, равном Δn , составляет $\pi V / \Delta n g$ (т. е. рассматривается движение по окружности). Приняв в качестве типичных значений $V = 250 \text{ м/сек}$ и приращение перегрузки $\Delta n = 5$, получим, что минимальное время маневра с разворотом на 180° равно

примерно 16 сек. К этому времени необходимо добавить время, потребное для разгона самолета до скорости, на которой совершается маневр, а также некоторое дополнительное время, чтобы учесть то, что часть маневра происходит при перегрузке меньше максимальной. Такая оценка дает максимальное время, которое может быть затрачено на проведение маневра. Среднее время маневра будет меньше, так как обычно изменение направления при маневре меньше 180° .

В табл 5.5 анализируются данные для самолетов F-84E, F-84G и F-86F, полученные во время войны в Корее при использовании этих самолетов в качестве штурмовиков. Среднее значение времени разгона при пикировании было равно примерно 20 сек. Среднее значение времени выхода из пикирования зависит от величины изменения угла наклона траектории полета самолета. Если принять, что угол набора высоты после выхода из пикирования примерно равен углу пикирования, то полное изменение угла будет составлять от 20° до 118° , т. е. будет в два раза больше угла пикирования. Время выхода из пикирования будет зависеть также от радиуса кривизны траектории полета самолета при выходе, величина которого примерно пропорциональна средней величине приращения перегрузки, а не максимальной величине приращения перегрузки. В среднем в указанных маневрах радиус кривизны траектории при выходе из пикирования был примерно в 1,5 раза больше минимального значения радиуса, соответствующего случаю, когда в течение всего времени выхода из пикирования полет происходит с максимальной перегрузкой. Для указанного выше типичного случая, когда $V = 250$ м/сек, $\Delta n = 5$, время изменения угла наклона траектории на 118° будет равно 16 сек ($16 \times 1,5 \times 118 : 180$). Таким образом, время, в течение которого происходит изменение скорости при маневре, равно примерно 60 сек (если принять, что время набора высоты примерно равно времени пикирования).

Временной масштаб для случая изменения скорости полета самолета при разгоне можно оценить только косвенным образом, исходя из данных относительно полного времени полета на различных скоростях. Единственным самолетом, для которого объем соответствующих данных достаточно велик, является самолет F-100. Оценки, приведенные для этого самолета в гл. VIII, показывают, что средняя продолжительность случаев полета с увеличенной скоростью, которые встречаются один раз за 30 час полета или реже, составляет 0,05 час (т. е. 3 мин) для полета со скоростями, близкими к максимальной скорости. Точность такой оценки невелика и в связи с этим нет необходимости вводить уточнения путем учета времени разгона и торможения.

При анализе результатов измерений удобно подсчитывать повторяемость больших скоростей полета, рассматривая только наибольшее значение скорости для каждого из полетов или наибольшее значение скорости, зарегистрированное на каждой из

Анализ характеристик режимов полета истребителей, использованных против наземных целей во время войны в Корее [33]

Доля налета самолета по отдельным видам его применения в %	Средние значения						
	угол пикирования, град	радиус выхода из пикирования, м	высота выхода из пикирования, м	потеря высоты при пикировании, м	скорость при выходе из пикирования, км/час	увеличение скорости при пикировании, км/час	максимальная перегрузка
Бомбометание под большими углами атаки	40	1220	640	1890	700	339	4,7
	39	1220	1250	1710	732	278	4,8
	59	1590	1040	4020	882	386	5,4
Бомбометание под малыми углами атаки	19,4	1100	520	850	603	174	3,9
	26	1550	1070	1620	693	259	3,9
	18,9	980	580	1190	592	264	4,5
Стрельба ракетами							
F-84E 27%							
Нанесение удара с бреющего полета	16	1100	610	850	568	181	4,6
	24	1040	730	1040	674	209	4,7
	39	1620	850	2100	790	251	4,8
Применение нападения	10	1830	640	2840	629	129	3,1
F-84G 7%							

пластинок с записями самописца *V-g*. Большинство рассмотренных пластинок с записями самописцев *V-g* содержит результаты записей примерно для 1 час полета на одной пластинке. Такой метод применялся при обработке результатов измерений. Проверку точности метода можно произвести исходя из указанных выше данных гл. VIII и убедиться, что среднее время случаев полета с увеличенной скоростью, встречающихся один раз на 30 час полета, равно 0,05 час. Это означает, что если нет большого разброса продолжительностей отдельных случаев полета с повышенными скоростями, то максимальные значения скорости для каждого 0,5 час полета (т. е. $10 \times 0,05$ час) можно рассматривать, не рискуя учесть один и тот же случай превышения скорости дважды. Единственным преимуществом выбора такого короткого интервала времени является то, что при этом не будут опускаться случаи полета с повышенной скоростью, которые отделены друг от друга незначительными промежутками времени. Такие группы случаев полета с повышенной скоростью возникают при действии нагрузок от порывов ветра (см. гл. X), однако появление таких групповых повышений скоростей полета, по-видимому, не будет наблюдаться в случаях, когда повышение скорости происходит вследствие действия продольных или нормальных перегрузок. Таким образом, методика подсчета допускает существенные отклонения, и результаты подсчета случаев максимальных скоростей полета могут служить хорошей базой для получения повторяемости скоростей, возникающих не чаще чем один раз за 30 час, независимо от того, производился ли подсчет случаев повышенных скоростей, встречающихся за один полет, или случаев, встречающихся за 1 час полета.

Строго говоря, при проведении анализа не разделяются случаи повышенных скоростей, возникающих вследствие действия только продольных перегрузок, и случаи повышенных скоростей, соответствующих комбинированному действию продольных и нормальных перегрузок. Выше в настоящем параграфе было показано, что самые большие значения скоростей полета соответствуют в основном маневрам, заключающимся только в разгоне самолета. При меньших значениях максимальных скоростей полета наличие нормальных перегрузок более вероятно, но, вообще говоря, значения скорости полета, которые превышаются один раз за 30 час, являются довольно большими, чтобы можно было ожидать, что при этих скоростях приращения нормальной перегрузки имеют заметную величину.

Повторяемости больших значений скоростей полета для истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, морских истребителей, учебно-тренировочных самолетов и одного легкого бомбардировщика приведены в табл. 5.6; 5.7; 5.8 и 5.9 соответственно. Для каждого из самолетов в таблицах приведены величины расчетной скорости пикирования. Хотя данные о повторяемости больших скоростей полета имеются для меньшего числа самоле-

Таблица 5.6

**Повторяемость максимальных скоростей полета истребителей,
базирующихся на наземные аэродромы**

(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.1)	Расчетная скорость пикирования V_D , км/час	Значение скорости, превышаемое один раз за указанное число часов налета, км/час			
		30 час	100 час	300 час	1000 час
„Метеор“ 8					
(1)	967	854	893	930	(969)
(2)		833	893	930	(969)
„Вампир“ 5					
(1)	885	793	815	833	848
(2)		806	828	850	(869)
(3)		817	852	(867)	
(4)		796	820	(837)	
„Веном“ FB-I					
(1)		824	891	922	1004
(2)		865	907	945	(995)
„Хантер“ 4					
a(1)	1148	1013	1048	1076	(1100)
(2)		1074	1093	1113	(1133)
		1056	1102	1124	(1143)
„Метеор“ NF II	1019	824	859	889	915

тов, чем данные о повторяемости нормальных перегрузок, объем данных о повторяемости больших скоростей достаточен для того, чтобы получить хорошее представление о повторяемости скоростей для всех типов самолетов, за исключением транспортных самолетов и бомбардировщиков. Полученные результаты приведены на рис. 5.9. Повторяемость больших значений скоростей полета сильно зависит от величины расчетной скорости пикирования и кривые повторяемости на рис. 5.9 построены по отношению к этой скорости.

Существует некоторое отличие ограничений скорости для военных самолетов в Соединенных Штатах Америки и Великобритании. В Соединенных Штатах предельная скорость полета в эксплуатации, задаваемая летчику, принимается равной расчетной скорости пикирования, а в Великобритании — равной 90% расчетной скорости пикирования. Однако при рассмотрении ограниченного количества имеющихся данных не было обнаружено существенного отличия для самолетов США и Великобритании. Вероятность превышения скорости полета, равной 90% расчетной скорости пикирования, больше зависит от характера применения, чем от конструктивных особенностей самолета. Для

Таблица 5.7

Повторяемость максимальных скоростей полета морских истребителей

(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.2)	Расчетная скорость пикирования V_D , км/час	Значение скорости, превышаемое один раз за указанное число часов полета, км/час			
		30 час	100 час	300 час	1000 час
„Си-Хоук“ (1)	1046	872	915	945	(972)
(2)		926	957	(989)	(1020)
„Си-Фьюри“ (1)	845	757	813	(833)	
(2)		832	856	(880)	
„Уайверн“ S4 a(1)	887	763	815	861	909
(2)		789	813	(833)	(854)
(3)		763	843		
		754	809	837	(863)
b(1)		806	819	837	(848)
(2)		733	800	(861)	(930)
F2H-2	945	772	815	841	(861)
F9F-2B	935		889	926	954
			907	954	967

Таблица 5.8

Повторяемость максимальных скоростей полета учебно-тренировочных самолетов

(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.3)	Расчетная скорость пикирования V_D , км/час	Значение скорости, превышаемое один раз за указанное число часов полета, км/час			
		30 час	100 час	300 час	1000 час
„Джет Провост“ a(1)	704		639	661	(680)
(2)			624	(648)	(674)
(3)			541	565	(587)
TV-I	945		583	619	657
			822	863	907

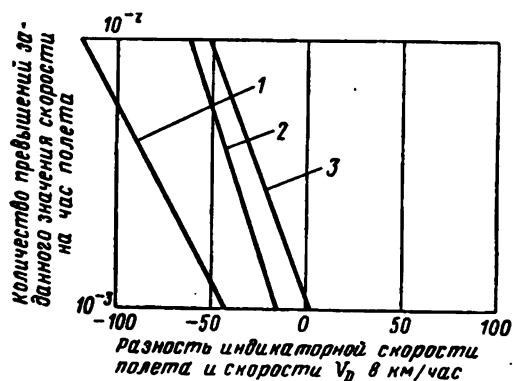


Рис. 5.9. Повторяемость максимальных значений скорости полета:

Приведенные на рисунке кривые соответствуют средним результатам, полученным на основании следующих данных

Тип самолета	Налет, час	Тип самолета	Налет, час
Истребители, базирующие на наземные аэродромы		Морские истребители	
«Вампир»	1082	F2H-2	5444
«Метеор»	640	F9F-2B	1370
«Хантер»	484	«Уайверн»	585
		«Си-Хоук»	312
Учебно-тренировочные самолеты		«Си-Фьюри»	210
TV-I	5660		
«Джет Провост»	495		

1—учебно-тренировочные самолеты; 2—истребители, базирующиеся на наземные аэродромы; 3—морские истребители.

Таблица 5.9

Повторяемость максимальных скоростей полета легкого бомбардировщика
(В скобках указаны значения, для которых возможна значительная ошибка вследствие экстраполяции)

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.4)	Расчетная скорость пикирования V_D , км/час	Значение скорости, превышаемое один раз за указанное число часов полета, км/час			
		30 час	100 час	300 час	1000 час
„Канберра“ В6					
(1)	926		806	852	889
(2)			861	898	(935)
(3)			837	878	(907)
(4)		небольшие скорости			

одной из рассмотренных групп самолетов, а именно для истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, различные значений скорости, встречающихся один раз за 100 и за 1000 час, меньше разброса скоростей при повторяемости один раз за 100 час. Средние характеристики повторяемости скоростей полета для истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, морских истребителей и учебно-тренировочных самолетов даны в табл. 5.10.

Таблица 5.10

Средняя повторяемость больших скоростей полета

Количество случаев превышения скорости за час полета	Разность скорости полета и расчетной скорости пикирования (индикаторная скорость в км/час)		
	истребители, базирующиеся на наземные аэродромы	морские истребители	учебно-тренировочные самолеты
10—2	—63	—52	—120
10—8	—15	+ 2	— 43

Для всех самолетов, кроме транспортных и бомбардировщиков, расчетная скорость пикирования превышает крейсерскую скорость на такую большую величину, что влияние крейсерской скорости невелико. Для транспортных самолетов и бомбардировщиков расчетная скорость пикирования находится ближе к предельной крейсерской скорости и до некоторой степени связана с величиной крейсерской скорости. Однако для этой группы самолетов данные отсутствуют. Легкий бомбардировщик, указан

ный в табл. 5.9, не является в действительности характерным представителем этой группы самолетов, так как он имел малый полетный вес и эксплуатационное ограничение перегрузки, равное 5. Экстраполяция данных, полученных для истребителей и учебно-тренировочных самолетов, на транспортные самолеты и бомбардировщики также невозможна.

§ 5.4. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА, ПРИ КОТОРЫХ ДЕЙСТВУЮТ МАКСИМАЛЬНЫЕ НОРМАЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

В § 5.2 и 5.3 приведены повторяемости больших значений нормальных перегрузок и больших значений скоростей полета. Этих данных недостаточно, чтобы построить совместную повторяемость нормальных перегрузок и скоростей полета, так как было установлено, что летчики по возможности избегают маневров с увеличенными нормальными перегрузками при наибольших значениях скорости полета. Однако для полноты исследования нагрузок на самолет при маневрах по тангажу необходимо знать не только нормальные перегрузки, но и относительную повторяемость различных скоростей полета, соответствующих максимальным значениям нормальных перегрузок. В работе [29] проанализированы случаи высоких и умеренных нормальных перегрузок для большого числа самолетов и показано, что распределение скоростей полета для каждого из самолетов является по существу одинаковым для всех уровней нормальной перегрузки. В этой работе также показано, что при использовании самолета в основном по какому-либо одному назначению распределение является симметричным и мало отличается от нормального распределения. В случае использования самолета по большому количеству различных назначений распределение представляет комбинацию некоторого числа симметричных распределений. Относительная повторяемость различных скоростей полета самолета F-100D приведена на рис. 5.10. Эта повторяемость получена на основании данных для 420 маневров по тангажу, при которых перегрузка превышала 4,5. На рисунке приведена гистограмма результатов измерений, построенная для интервалов скорости величиной 46,3 км/час. Расчетная кривая показывает относительную повторяемость для 120 маневров при значении средней скорости 611 км/час и стандартном отклонении 46,3 км/час и 300 маневров при значении средней скорости 748 км/час и стандартном отклонении 70,4 км/час. Величина средней скорости для группы, состоящей из меньшего числа маневров, равная 611 км/час, примерно на 75 км/час больше обычной величины крейсерской скорости полета (см. гл. VIII) и в эту группу входят в основном маневры, совершавшиеся из крейсерского режима полета. Группа маневров со средней скоростью

полета 748 км/час, по-видимому, состоит главным образом из маневров при использовании самолета в качестве штурмовика, когда максимальное значение нормальной перегрузки возникало вскоре после достижения максимальной скорости полета.

Совместное распределение максимальных нормальных перегрузок и скоростей полета, соответствующих этим перегрузкам, может быть получено в простом виде, если принять предположение, справедливость которого для большого числа самолетов

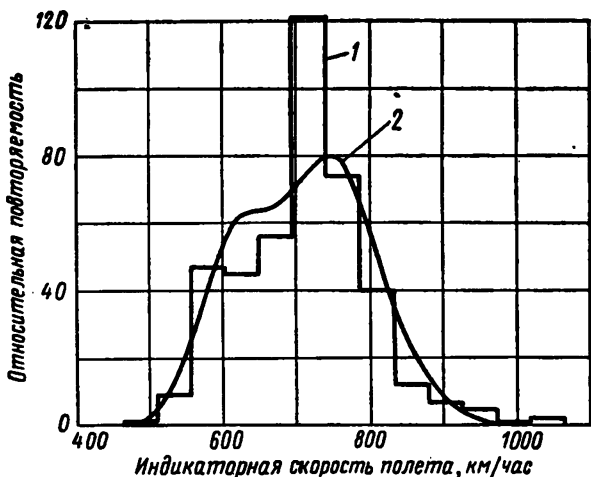


Рис. 5.10. Относительная повторяемость скоростей полета, соответствующих максимальным значениям нормальных перегрузок при маневрах самолета F-100D:

1—гистограмма результатов измерений; 2—расчетное распределение

была установлена в работе [29], что распределение скоростей полета не зависит от величины нормальной перегрузки. Распределение описывается двумя независимыми выражениями, одно из которых характеризует распределение нормальной перегрузки, а другое — распределение скорости полета. Распределение скоростей полета было получено как среднее для всех случаев действия перегрузок, величина которых превышает значение, соответствующее повторяемости один раз за 3 час полета. Если рассматривать более высокие значения перегрузки, то количество записей будет мало, а если включить в рассмотрение более низкие перегрузки, то полученное распределение будет менее точным для диапазона больших значений перегрузки, представляющего основной интерес. В табл. 5.11, 5.12, 5.13 и 5.14 приведены средние значения V_m , стандартные отклонения σ_V и коэффициент асимметрии ξ (третий момент) для скоростей полета истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, морских истребителей,

Таблица 5.11

Распределение скоростей полета истребителей, базирующихся на наземные аэродромы, для всех случаев, когда нормальная перегрузка превышала указанные значения

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.1)	Наименьшее значение максимальной перегрузки	При положительных перегрузках			При отрицательных перегрузках		
		$V_{тн}$, км/час	σ_y , км/час	ζ	$V_{тн}$, км/час	σ_y , км/час	ζ
„Метеор“ 8							
(1)		626	82,8	-0,06	593	108,9	
(2)	4,95	644	72,2	+0,085	567	96,7	
„Вампир“ 5							
(1)	5,15	611	83,3	-0,48	522	113,9	+0,36
(2)		583	67,6	+0,145	541	84,5	-0,38
(3)		602	50,9		569	70,7	+0,205
(4)		602	66,7		561	70,7	-0,34
„Веном“ FB-1							
(1)		548	105,6	+0,58	537	91,7	
(2)	5,65	580	49,1	+0,85	522	150,0	
„Хантер“ 4							
(1)	4,35	685	85,2	+0,183	607	134,3	+0,55
(2)	4,35	724	105,6	+0,33	595	156,5	+0,43
(3)	4,35	688	99,1	мало	606	144,5	+0,425
„Джэвелин“ MkI	3,75	634	111,1	+0,61	572	95,2	+0,2
„Гэнтит“ A/SMkI							
(1)	2,75	490	115,8	+0,078			
(2)	1,95	430	115,8	+0,123			
„Метеор“ NFII	3,55	593	71,3	+1,32	563	105,6	+0,8
F-86E и F	5,45	704	75,9	-0,1	583	144,5	+1,17
F-86F							
a(1)	5,0	833	152,8	-1,07			
(2)	5,5	741	95,4	+0,58			
(3)	5,5	689	85,2	-0,05			
(4)	4,0	615	69,3	+0,54			
(5)	3,5	578	63,5	+0,267			
		709	137	-0,23			
F-86F	6,0	815	77,8	-0,51			
F-84G	4,5	707	67	-0,276			
F-100D							
a(1)	3,5	648	109,3	+0,07			
(2)	5,0	715	74	-0,30			
(3)	4,5	717					
(4)	4,5	763	104,6	-0,44			
(5)	4,0	706	59,8	+1,03			
		709	88,9	-0,08			
F-100C							
a(1)	4,5	651	95,4	+0,82			
(2)	4,5	704	75,9	-0,175			
(3)	4,5	651	95,4	+0,82			
(4)	4,5	717	42,6	+0,5			
(5)	4,5	706	69,5	-0,153			
		682	88,9	мало			
6.	4,5	863	129,6	+0,34			

652 159,3 +0,25
Только три случая

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.1)	Наименьшее значение максимальной перегрузки	При положительных перегрузках			При отрицательных перегрузках		
		V_m , км/час	σ_V , км/час	ζ	V_m , км/час	σ_V , км/час	ζ
F-102A	3,5	704	138,9	+0,44			
F-104A	3,0	750	153,2				
	3,0	748	132	+0,1			
F-105B	4,5	943	107,4	0			
RF-101C	3,0	724	101,8	+0,16			
F-104C	4,45	850	70,4	-0,55			

Таблица 5.12

Распределение скоростей полета морских истребителей для всех случаев, когда нормальная перегрузка превышает указанные значения

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.2)	Наименьшее значение максимальной перегрузки	При положительных перегрузках			При отрицательных перегрузках		
		V_m , км/час	σ_V , км/час	ζ	V_m , км/час	σ_V , км/час	ζ
„Си-Хоук“							
(1)	4,45	652	83,3	+0,43	578	113	
(2)		702	105,6	-0,40	600	125,9	
„Си-Фьюри“							
(1)	4,35	533	88,9	+0,31	476	80,6	
(2)	5,15	704	55	-0,38	532	120,4	
„Уайверн“ S4							
(a)	4,95	648	63,6	+0,374	507	95,7	+0,13
(6)	3,95	569	100,9	+0,455	522	110,2	+0,178
F2H-2	6,0	706	84,3	+0,36			
F9F-2B	5,5	726	90,7	+0,44			
F8F-2	4,5	709	89,8	+0,19			
AD-4							
(1)	5,0	609	96,3	+0,26			
(2)	5,5	559	72,2	-0,24			

лей, учебно-тренировочных и транспортных самолетов и бомбардировщиков, соответственно. В пределах точности данные распределения для большинства самолетов можно считать нормальными, а в тех случаях, когда коэффициент асимметрии велик, распределения можно рассматривать как нормальные, но с разными величинами стандартного отклонения для скоростей, меньших среднего значения, и для скоростей, больших среднего значения.

Таблица 5.13

Распределение скоростей полета учебно-тренировочных самолетов для всех случаев, когда нормальная перегрузка превышает указанные значения

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.3)	Наименьшее значение максимальной перегрузки	При положительных перегрузках			При отрицательных перегрузках		
		$V_{тн}$ км/час	σ_V , км/час	ζ	$V_{тн}$ км/час	σ_V , км/час	ζ
„Джет Провост“							
а(1)	4,35	433	98,2	0			
(2)	2,15	339	99,1	+0,3			
(3)	3,35	380	90,7	+0,47	313	79,6	+1,04
	3,95	394	91,7	+0,3			
T-34	3,0	256	35,2	-0,25			
T-33	5,0	622	70,4	+1,61			
T-37	4,5	444	60,2	+0,07			
TV-1	6,0	585	72,2	-0,10			

Таблица 5.14

Распределение скоростей полета транспортных самолетов и бомбардировщиков для всех случаев, когда нормальная перегрузка превышает указанные значения

Самолет и его применение (см. разд. А табл. 5.4)	Наименьшее значение максимальной перегрузки	При положительных перегрузках			При отрицательных перегрузках		
		$V_{тн}$ км/час	σ_V , км/час	ζ	$V_{тн}$ км/час	σ_V , км/час	ζ
„Канберра“ B2							
(1)	2,95	530	99,1	+0,85	530	144,5	-0,34
(2)	2,75	522	96,3	0	456	144,5	+0,31
„Канберра“ B6							
(1)	2,15	515	102,4	+0,17			
(2)	3,55	537	81,5	+0,19			
(3)	2,35	593	120,4	+0,5			
C-130	1,35	352	59,3	+0,3			
KC-135A	1,40	500	48,2	-0,63			
B-47E	1,35	450	93,5	-0,26			
B-52G							
(1)	1,45	476	57,4	-0,03			
(2)	1,35	478	50	-1,44			
P4M-1	1,75	387	84,3	+0,74			
PBM-5S	1,25	293	38,2	+0,56			

§ 5.5. СОВМЕСТНАЯ ПОВТОРЯЕМОСТЬ НОРМАЛЬНЫХ ПЕРЕГРУЗОК И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

В предыдущих параграфах характеристики повторяемости перегрузок и скоростей полета рассматривались независимо друг

от друга. В § 5.2 был проведен анализ повторяемости перегрузок безотносительно к скорости полета, а в § 5.3 была рассмотрена повторяемость скоростей полета независимо от перегрузки. В § 5.4 была рассмотрена повторяемость скоростей полета, при которых действуют максимальные нормальные перегрузки. На основании этих трех видов повторяемостей можно получить совместную повторяемость нормальных перегрузок и скоростей полета. Если бы распределение скоростей полета, при которых действуют максимальные нормальные перегрузки, оставалось справедливым для всех значений нормальной перегрузки, то для получения совместной повторяемости было бы достаточно только двух видов рассмотренных характеристик повторяемости. Однако для скоростей полета, при которых действуют максимальные нормальные перегрузки, была получена средняя повторяемость в случаях, когда перегрузки превышали значение, соответствующее повторяемости перегрузки один раз за 3 час полета. Если рассматривать всю совокупность нормальных перегрузок, а не ограничиваться перегрузками, которые превышают значение, соответствующее повторяемости один раз за 3 час, то в этом случае более хорошую оценку можно сделать, используя распределение скоростей полета, полученное независимо от величины перегрузки. Кроме того, можно проверить, является ли распределение скоростей полета, соответствующих максимальным нормальным перегрузкам при маневрах, аналогичным распределению скоростей полета, не связанных с маневрами. Такое сравнение позволяет установить случаи, когда существует два распределения скоростей полета.

Основные принципы построения совместной повторяемости можно проиллюстрировать, приняв для различных используемых зависимостей простые формулы и представив затем результаты в графическом виде. Для больших значений нормальной перегрузки повторяемость N_n на час полета нормальных перегрузок, превышающих n , дается формулой

$$N_n = N'_0 \exp(-n/n_1). \quad (5.1)$$

Коэффициенты N'_0 и n_1 выбираются так, чтобы получить наиболее точную оценку повторяемости для перегрузок, встречающихся реже чем один раз за 100 час. Во многих случаях, в частности для истребителей при многоцелевом применении (см. рис. 5.1 и 5.2), это распределение мало отличается от распределения, полученного по результатам измерений, для повторяемости один раз за час полета.

Для больших скоростей полета в соответствии с предположениями в § 5.3 получаем формулу

$$N_v = N'_0 \exp(-V/V_1). \quad (5.2)$$

Коэффициенты N'_0 и V_1 выбираются аналогично тому, как выбираются N'_0 и n_1 в формуле (5.1), т. е. таким образом, чтобы получить наиболее точную оценку повторяемости для значений скорости, встречающихся реже, чем один раз за 100 час. Применять данную формулу в качестве характеристики повторяемости для скоростей, встречающихся более часто, чем один раз за 100 час полета, нецелесообразно.

В § 5.4 было сделано предположение, что для всех нормальных перегрузок, повторяемость которых меньше $1/3$ на час полета, распределение скоростей полета, соответствующих максимальным значениям перегрузки, является нормальным. Отсюда получим формулу

$$N_{Vn}/N_n = (1/\sigma_V \sqrt{2\pi}) \int_V^{\infty} \exp \{ -(V - V_m)^2 / 2\sigma_V^2 \} dV, \quad (5.3)$$

где N_{Vn} — количество случаев на час полета, когда скорость полета превышает V и нормальная перегрузка превышает n ;

V_m — среднее значение скорости полета;

σ_V — стандартное отклонение от среднего значения скорости полета.

Подставив (5.1) в (5.3), получим следующее выражение для N_{Vn} :

$$N_{Vn} = N'_0 \exp(-n/n_1) (1/\sigma_V \sqrt{2\pi}) \int_V^{\infty} \exp \{ -(V - V_m)^2 / 2\sigma_V^2 \} dV. \quad (5.4)$$

Надежность результатов, получаемых по формуле (5.3), зависит от точности распределений, на основании которых были найдены данные, приведенные в табл. 5.11—5.14. Указанные распределения основываются на сравнительно небольшом количестве случаев и вследствие этого точность получаемых данных для экстремальных значений ограничена. Нормальное распределение, по-видимому, полностью справедливо для значений скорости полета, лежащих в пределах двух стандартных отклонений от среднего значения скорости полета, но его нельзя использовать для экстремальных значений, т. е. формула может применяться для значений N_{Vn}/N_n , больших примерно 0,01. Следовательно, N_n должно быть меньше 100 N_{Vn} , чтобы при данном значении N_{Vn} величина n была минимальной. Повторяемость больших скоростей полета без учета влияния нормальных перегрузок, т. е. для $n=1$, дается формулой (5.2). Эти значения могут использоваться для экстраполяции величины N_{Vn} , учитывая, что в значительной части случаев наибольших скоростей полета соответствующие величины нормальных перегрузок невелики.

Совместная повторяемость нормальных перегрузок, больших n , и скоростей полета, превышающих V , показана в без-

размерном виде на рис. 5.11. Масштаб для нормальной перегрузки выбран таким, чтобы единица масштаба соответствовала изменению перегрузки при десятикратном изменении повторяемости. Масштаб для скорости полета выбран таким, чтобы единица масштаба соответствовала значению стандартного отклонения скорости полета в формуле (5.3). Имеется также вторая

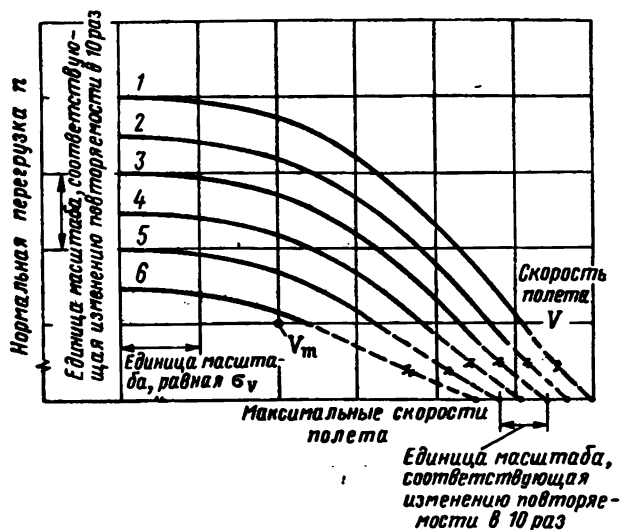


Рис. 5.11. Совместная повторяемость скоростей полета, больших V , и нормальных перегрузок, превышающих n :

1—один раз за 10 000 час; 2—за 3000 час; 3—за 1000 час; 4—за 300 час; 5—за 100 час; 6—один раз за 30 час.

Максимальные значения нормальных перегрузок n соответствуют скорости полета V , для которой среднее значение равно V_m и стандартное отклонение равно $0,6 \sigma_v$.

Положение оси, по которой отложена максимальная скорость полета, задано произвольно как относительно нормальной перегрузки, так и относительно скорости полета

единица масштаба скорости полета, соответствующая десятикратному изменению повторяемости, задаваемой формулой (5.2). Эта единица масштаба принята равной 0,6 стандартного отклонения. На представленном обобщенном графике нулевой уровень приращения перегрузки соответствует неизвестному количеству единиц масштаба, отложенному от значения перегрузки, встречающегося один раз за 100 час. Точно так же значение скорости полета, встречающейся один раз за 100 час, отстоит от средней скорости V_m , соответствующей большим значениям нормальных перегрузок, на неизвестное число единиц масштаба. Таким образом, положение самой низкой кривой, показывающей распределение, задаваемое формулой (5.2), неизвестно ни по горизонтали, ни по вертикали, а известно только, в каком напра-

влении лежит эта кривая. В практических примерах положение такой кривой будет известно и можно проследить, насколько гладкой является экстраполяция от кривых в верхней части графика к наиболее низкой кривой.

Недостатком метода представления данных, получаемых по формулам (5.1), (5.2) и (5.3) в виде, показанном на рис. 5.11, является то, что при таком представлении данные для скоростей, меньших V_m , получаются в более сжатом виде, а для скоростей, больших V_m — в более растянутом виде. С другой стороны, если построить повторяемость скоростей полета, меньших заданной величины, то положение будет обратным и данные для скоростей, больших V_m , будут получены в более сжатом виде. Обычно, однако, наибольший практический интерес представляют данные, полученные в таком виде, как на рис. 5.11. Практический смысл величины N_{Vn} в предельных случаях $V=0$ и $n=1$ довольно ясен. Если $V=0$, то N_n есть повторяемость нормальных перегрузок, больших n , и его числовое значение, соответствующее данной прочности конструкции (в единицах n), дает хорошее представление о надежности тех частей конструкции, прочность которых в основном определяется величиной нормальной перегрузки, а не величиной скорости полета. Если $n=1$, то N_V есть повторяемость скоростей полета, больших V . В этом случае числовое значение N_V также дает хорошее представление о надежности тех частей конструкции, прочность которых в основном определяется величиной скорости полета. Этим двум предельным случаям присуща одна общая черта: увеличение рассматриваемого параметра (n или V) приводит к увеличению нагрузки. Увеличение перегрузки n , по-видимому, почти неизбежно приводит к увеличению нагрузки. При увеличении скорости полета рост нагрузки не происходит таким автоматическим образом, как при увеличении перегрузки. Для больших скоростей полета, по-видимому, рост скорости приводит к росту нагрузок, но при более низких скоростях могут иметь место случаи, когда уменьшение скорости полета вызывает изменение распределения аэродинамических нагрузок и, как следствие этого, приводит к увеличению нагрузок на отдельные части самолета. В таких особых случаях необходимо использовать кривые, соответствующие повторяемости скоростей, меньших заданной величины, т. е. дополнительные кривые по отношению к приведенным на рис. 5.11. При этом для случаев, когда V больше V_m , кривые на рис. 5.11 задают не слишком тяжелые условия, а когда V меньше V_m , что является более обычным случаем, эти кривые будут задавать слишком тяжелые условия.

Характеристики прочности самолета, вообще говоря, могут быть представлены в виде диаграммы $V-n$ и через каждую точку этой кривой будет проходить одна из кривых, аналогичных представленным на рис. 5.11. Минимальное значение N_{Vn} для этих кривых является характеристикой надежности само-

лета, прочность которого задана диаграммой $V-n$ для всех частей самолета, нагрузки на которые возрастают при увеличении предельных величин скорости полета или перегрузки. Кроме того, необходимо провести аналогичную проверку тех частей конструкции, для которых уменьшение предельных величин скорости приводит к увеличению нагрузок, используя при этом в случае необходимости кривые, дополнительные к приведенным на рис. 5.11.

Как уже указывалось, значение кривых совместной повторяемости при скоростях полета, меньших средней скорости, зависит от характеристик самолета, для которого применяются эти кривые. Общим является то, что для каждого значения нормальной перегрузки существует определенное значение скорости полета, при которой происходит срыв, и поэтому кривые повторяемости не должны строиться для скоростей полета, меньших указанного значения скорости. На первый взгляд кажется необычным, что максимум кривой N_{yn} находится при наименьшей скорости полета, когда еще нет срыва. Такая максимальная нормальная перегрузка превышает один раз при некоторой скорости, большей скорости срыва, т. е. скорость не будет равна скорости срыва и, кроме того, наибольшая перегрузка не обязательно приводит к возникновению самой большой нагрузки. Если при движении вдоль кривой повторяемости получается, что уменьшение нормальной перегрузки с увеличением скорости полета приводит к меньшему падению нагрузки по сравнению с увеличением нагрузки от роста скорости полета, то максимальная нагрузка будет иметь место при значении нормальной перегрузки, меньшей максимальной, и при соответствующей скорости полета, большей минимальной. Таким образом, хотя остается справедливым, что каждому значению нормальной перегрузки соответствует определенное значение повторяемости, эквивалентная нагрузка при той же повторяемости будет соответствовать меньшему значению нормальной перегрузки.

Количественные данные, полученные для самолетов F2H-2 и F-100, были подставлены в формулы (5.1), (5.2) и (5.3). Кривые совместной повторяемости перегрузок и скоростей полета для этих самолетов приведены на рис. 5.12 и 5.13 соответственно. Такая форма представления результатов позволяет провести сравнение распределений скоростей полета при больших значениях нормальной перегрузки и полного распределения скоростей полета, соответствующего всем значениям нормальных перегрузок. Однако при экстраполяции данных необходимо проявить осторожность, так как наибольшие скорости полета в основном достигаются в горизонтальном полете. Для самолета F2H-2 числовые значения всех параметров, входящих в формулы (5.1), (5.2) и (5.3), были определены по экспериментальным данным. Для самолета F-100 измерения повторяемости больших скоростей не производились и в качестве характеристики повто-

реимости скоростей этого самолета были приняты осредненные данные для истребителей, приведенные на рис. 5.9. Значения скоростей полета, полученные по формуле (5.2), соответствуют точ-

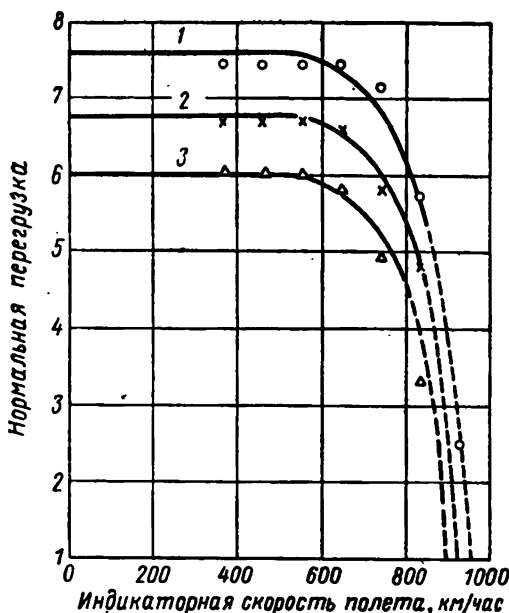


Рис. 5.12. Совместная повторяемость скоростей полета и нормальных перегрузок, превышающих заданные значения, полученная по результатам измерений при 5444 час полета самолета F2H-2:

1—один раз за 1000 час; 2—один раз за 300 час;
3—один раз за 100 час; экспериментальные точки:
○—один раз за 1000 час;
×—один раз за 300 час;
△—один раз за 100 час.

Расчетные кривые получены по формулам (5.1), (5.2) и (5.3). Параметры, входящие в формулу (5.1), приняты из условия превышения перегрузки, равной 6, один раз за 100 час и перегрузки, равной 7,6, один раз за 1000 час. Параметры, входящие в формулу (5.2), приняты из условия превышения индикаторной скорости 889 км/час один раз за 100 час и превышения индикаторной скорости 964 км/час один раз за 1000 час.

Параметры, входящие в формулу (5.3), получены исходя из среднего значения для индикаторных скоростей полета, соответствующих максимальным перегрузкам, равного 706 км/час, и стандартного отклонения индикаторной скорости полета, равного 83,3 км/час.

кам кривых повторяемости при нормальной перегрузке, равной единице, т. е. точкам кривых, расположенным на оси абсцисс. Кривые, получаемые по формуле (5.3), справедливы при малых скоростях полета. Они нанесены в виде сплошных линий до скоростей полета, равных 90% от максимальных значений скорости,

отложенных на оси абсцисс, и продолжены на глаз в виде пунктирных линий до максимальных значений скорости.

Расчетные кривые повторяемости хорошо согласуются с экспериментальными данными для обоих рассмотренных истре-

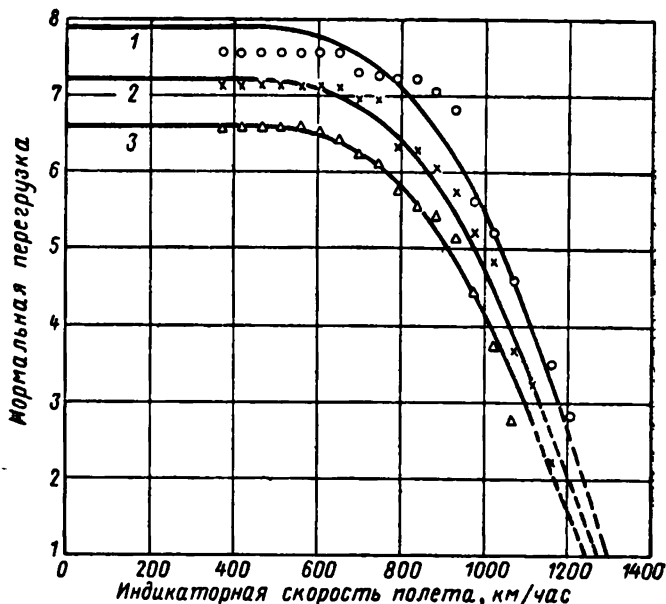


Рис. 5.13. Совместная повторяемость скоростей полета и нормальных перегрузок, превышающих заданные значения, полученная по результатам измерений при 3405 час полета самолета F-100:

1—один раз за 1000 час; 2—один раз за 300 час; 3—один раз за 100 час;

экспериментальные точки:

O—один раз за 1000 час;

X—один раз за 300 час;

Δ—один раз за 100 час.

Расчетные кривые получены по формулам (5.1), (5.2) и (5.3).

Параметры, входящие в формулу (5.1), приняты из условия превышения перегрузки, равной 6,6, один раз за 100 час и перегрузки, равной 7,9, один раз за 1000 час. Параметры, входящие в формулу (5.2), приняты из условия превышения индикаторной скорости полета 1241 км/час один раз за 100 час и превышения индикаторной скорости 1296 км/час один раз за 1000 час. Параметры, входящие в формулу (5.3), получены исходя из среднего значения для индикаторных скоростей полета, соответствующих максимальным перегрузкам, равного 713 км/час, и стандартного отклонения индикаторной скорости полета, равного 129,6 км/час.

бителей. Эти самолеты имеют примерно одинаковую среднюю скорость полета, при которой возникают максимальные нормальные перегрузки, но расчетные скорости пикирования для них сильно отличаются.

Глава VI

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСИММЕТРИЧНЫХ МАНЕВРОВ И ОТКЛОНЕНИЙ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

§ 6.1. ВВЕДЕНИЕ

Несимметричные маневры настолько тесно связаны с отклонением управляющих поверхностей, что их совместное исследование дает ряд преимуществ. Отклонение руля высоты или поворотного стабилизатора без отклонения других управляющих поверхностей приводит к симметричному маневру в плоскости тангажа. Получающиеся при этом максимальные нормальные перегрузки в центре тяжести самолета были рассмотрены в гл. V. Объем данных о нагрузках на горизонтальное оперение настолько мал, что в гл. V не делалось попыток получить какие-либо общие выводы на основании этих данных и было решено рассматривать отклонения руля высоты вместе с отклонениями элеронов и руля направления, которые приводят к несимметричным маневрам.

Все имеющиеся по рассматриваемому вопросу данные относятся к истребителям и истребителям-бомбардировщикам. Несимметричные маневры для этих типов самолетов наиболее часто выполняются преднамеренно и поэтому являются более важными, чем для других самолетов. Распространение данных о несимметричных маневрах, полученных для истребителей и истребителей-бомбардировщиков, на другие типы самолетов нежелательно вследствие различного характера маневров для разных типов самолетов.

Хотя движение самолета при маневре существенно зависит от аэродинамических характеристик самолетов, совершающих маневр, можно выделить значительное количество общих характеристик, исследование которых позволяет получить данные, справедливые для всех типов истребителей. Однако для нагрузок на горизонтальное оперение оказалось невозможным выделить такие общие характеристики, которые не зависели бы от

особенностей конструкции отдельных самолетов. Поэтому данные по нагрузкам на горизонтальное оперение не были приведены. Как было показано в § 4.6, нагрузки на горизонтальное оперение зависят от величины нормальной перегрузки и углового ускорения тангажа. Так как максимальные значения этих параметров возникают в различные моменты времени, то ни один из максимумов в отдельности не может быть использован для определения нагрузок на горизонтальное оперение. Эмпирический метод определения нагрузок на горизонтальное оперение был бы очень сложным, так как время между максимумами перегрузки и углового ускорения сильно зависит от особенностей конструкции самолета.

Существуют два основных вида несимметричных маневров: в одном из них преобладающим является движение по крену, а в другом — движение рыскания, приводящее к появлению угла скольжения. При маневре по крену наиболее тяжелые условия получаются, когда возникают гироскопические силы, что имеет место в тех случаях, когда движение по крену сочетается с вращением относительно некоторой оси, перпендикулярной оси вращения по крену. Это дополнительное движение будет представлять собой комбинацию движений по тангажу и рысканию, однако в начальный период возникновения гироскопических сил движение будет происходить в основном по тангажу. Маневр, при котором происходит только движение со скольжением, строго говоря, является симметричным, но такой маневр редко осуществляется на практике и лучше рассматривать маневр со скольжением лишь как часть общего движения при маневре и в связи с этим отнести его к несимметричным маневрам. Однако ниже приведены экспериментальные данные для маневров со скольжением независимо от других видов движения, причем эти данные согласуются с результатами расчетов нагрузок на вертикальное оперение, полученными в предположении, что скольжение не зависит от других составляющих движения.

Рассматриваемые данные были получены при нормальной эксплуатации самолетов, но при этом запись производилась в тех случаях, когда можно было ожидать, что количество маневров, совершаемых за рассматриваемый промежуток времени, будет большим. Таким образом, полученные данные представляют в основном интерес для получения относительной повторяемости исследуемых величин, а не для получения абсолютной величины вероятности их возникновения. Результаты измерений для самолетов F-86A, F2H-2, F-84G и F-94B приведены в работе [73], для самолетов F-84G и F-84F — в работе [37] и для самолета F-100A — в работах [105], [72]. Полное число летных часов, в течение которых производились измерения, составляет 125 *час* из примерно 400 *час* полета рассматриваемых самолетов при их нормальной эксплуатации, причем около 40 *час* из 125 составляли маневры самолетов.

§ 6.2. УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

Отклонение управляющих поверхностей приводит непосредственно к возникновению нагрузок на эти поверхности и, как следствие, к возникновению нагрузок на самолет в целом. Нагрузки на управляющие поверхности зависят от величины углов отклонения и от характеристик движения самолета. Для элеронов и руля направления угол, соответствующий нейтральному положению этих поверхностей, примерно равен нулю при всех скоростях полета, в то время как для руля высоты и поворотного стабилизатора угол отклонения в нейтральном положении не равен нулю и зависит от скорости полета. В связи с этим описание отклонений управляющих поверхностей горизонтального оперения представляет более трудную задачу.

Для того чтобы объединить данные, приведенные в различных источниках, необходимо провести некоторый предварительный анализ. Данные для самолета F-84F содержат повторяемость максимальных отклонений элеронов и руля направления, превышающих заданные уровни, а также содержат распределение больших отклонений указанных управляющих поверхностей в зависимости от скорости полета. Однако в этих данных не указывается, какую часть времени составляли маневры. Данные для самолетов F-86A, F2H-2, F-84G, F-94B включают распределения больших отклонений элеронов и руля направления в зависимости от скорости полета и содержат сведения о том, какую часть времени, в течение которого производились измерения, составляли маневры, но в этих данных отсутствуют повторяемости максимальных отклонений управляющих поверхностей, превышающих заданные уровни. Чтобы объединить данные для рассмотренных самолетов, сделаем предположение, что за 45 летних часов, в течение которых производились измерения отклонений управляющих поверхностей на самолете F-84F, маневры составляют такой же процент, как и за суммарное время 60 час, в течение которого производились измерения на самолетах F-86A, F2H-2, F-84G и F-94B, т. е. время, в течение которого происходили маневры, примем равным 30% времени проведения измерений. Кроме того, предположим, что общее время нормальной эксплуатации, соответствующее полученным результатам, в три раза превышает время, в течение которого производились измерения. Такое предположение дает несколько завышенные результаты по сравнению с оценкой, сделанной в работе [37] для самолета F-84F, где предполагалось, что общее время полета в три-четыре раза больше времени измерений. Кроме имеющейся для самолета F-84F повторяемости отклонений управляющих поверхностей, превышающих заданные уровни, были сделаны оценки аналогичных повторяемостей для других самолетов путем подсчета экспериментальных точек в распределениях больших отклонений управляющих поверхностей в зависимости

от скорости полета. В соответствии со сделанными выше предположениями имеющиеся суммарные данные представляют 315 час полета при нормальной эксплуатации, из которых 31,5 час составляли маневры.

На рис. 6.1 приведена повторяемость максимальных углов отклонения элеронов, превышающих заданные величины, а на рис. 6.2 приведена повторяемость максимальных углов отклонения руля направления. Данные, приведенные на рисунках, по-

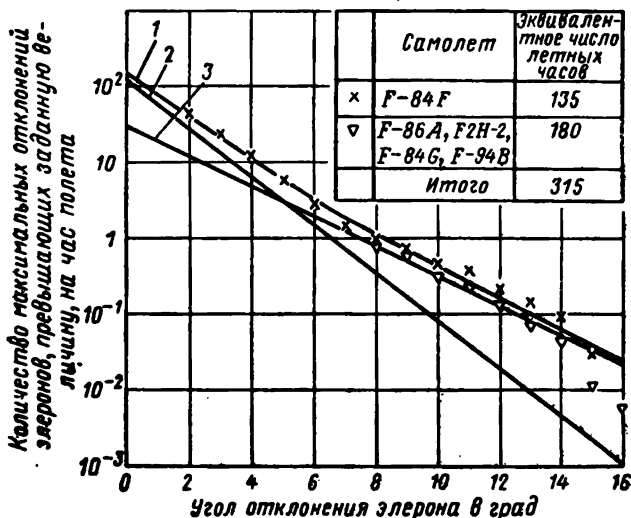


Рис. 6.1. Углы отклонения элеронов истребителей при многоцелевом применении:

1— $120\exp(-\xi/0,73) + 30\exp(-\xi/1,18)$; 2— $120\exp(-\xi/0,73)$; 3— $30\exp(-\xi/1,18)$.

Углы отклонения при сваливании, штопоре, взлетах и посадках не включены

лучены при многоцелевом применении истребителей и не включают углов отклонения элеронов и руля направления при сваливании самолета, штопоре, взлетах и посадках. На этих рисунках показаны экспериментальные данные для самолета F-84F и суммарные экспериментальные данные для группы самолетов: F-86A, F2H-2, F-84G и F-94B. Количество данных для каждого самолета из этой группы слишком мало, чтобы можно было поместить на рисунках данные для каждого самолета в отдельности. Все распределения больших значений углов отклонения в зависимости от скорости полета показывают, что величины максимальных зарегистрированных отклонений элеронов и руля направления уменьшаются при больших значениях скорости полета. Частично это вызвано тем, что время, в течение которого самолет совершает полет с большими скоростями, относительно невелико. На основании данных о распределении

времени полета самолета в зависимости от скорости полета произведена оценка величин углов отклонения элеронов и руля направления, которые могут возникать на различных скоростях. При этом для получения совместной повторяемости отклонений управляющих поверхностей и скоростей полета использовался тот же метод, который использовался для получения приведен-

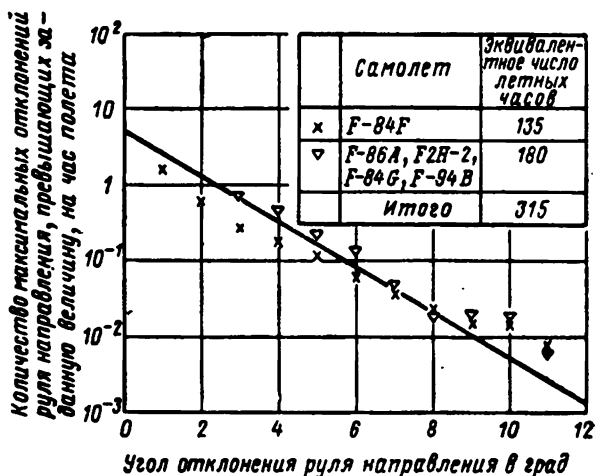


Рис. 6.2. Углы отклонения руля направления истребителей при многоцелевом применении.

Углы отклонения при сваливании, штопоре, взлетах и посадках не включены

ных на рис. 5.11 — 5.13 совместных повторяемостей скоростей полета, превышающих данный уровень, и нормальных перегрузок, больших заданной величины. В пределах точности исходных данных можно принять, что распределение времени полета на различных скоростях подчиняется нормальному закону. Средние значения скорости полета и значения стандартных отклонений скорости полета для рассмотренных самолетов даны в табл. 6.1.

Таблица 6.1

Распределение скоростей и полное время маневров при экспериментальных полетах

Самолет	Время маневров, час	Среднее значение индикаторной скорости полета, км/час	Стандартное отклонение индикаторной скорости полета, км/час
F-86A	3,6	544	167
F2H-2	2,5	532	131
F-84G	8,0	506	139
F-94B	3,9	494	148
F-84F	13,5 (оценка)	667	156

На основании результатов, приведенных на рис. 6.1 и 6.2 и в табл. 6.1, получена совместная повторяемость отклонений управляющих поверхностей и скоростей полета, превышающих заданные уровни. На рис. 6.3 приведена повторяемость для элеронов и на рис. 6.4 — повторяемость для руля направления. По

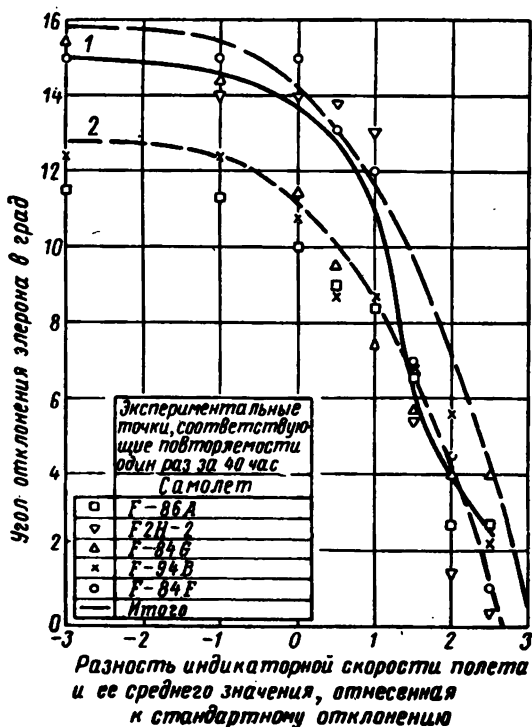


Рис. 6.3. Совместная повторяемость скоростей полета и максимальных углов отклонения элеронов, превышающих заданные уровни, для истребителей при многоцелевом применении:

1—один раз за 40 час; 2—один раз за 10 час.
Расчетные кривые получены на основании данных рис. 6.1 и табл. 6.1.

оси абсцисс отложено количество стандартных отклонений скорости полета от среднего значения, чтобы данные для различных самолетов можно было поместить на одном рисунке. Экспериментальные кривые на рис. 6.3 и 6.4, полученные по объединенным результатам измерений для всех самолетов, соответствуют величинам, встречающимся при нормальной эксплуатации самолетов один раз за 40 час. Экспериментальные точки для различных самолетов, приведенные на этих рисунках, также даны для величин, встречающихся один раз за 40 час. Из рисунков видно, что как для элеронов, так и для руля направления при больших

скоростях полета экспериментальные кривые повторяемости, соответствующие величинам, встречающимся один раз за 40 час полета, довольно близки к расчетным кривым повторяемости, соответствующим величинам, встречающимся один раз за 10 час полета. Это является следствием того, что отклонения управляющих поверхностей на большие углы более вероятны при малых

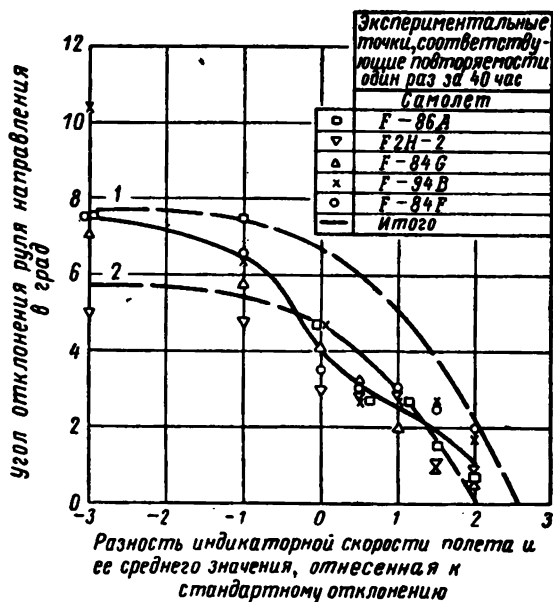


Рис. 6.4. Совместная повторяемость скоростей полета и максимальных углов отклонения руля направления, превышающих заданные уровни, для истребителей при многоцелевом применении:

1—один раз за 40 час; 2—один раз за 10 час;

Расчетные кривые получены на основании данных рис. 6.2 и табл. 6.1

скоростях полета. Для отклонений руля направления уменьшение вероятности с ростом скорости наблюдается для всех самолетов. Что же касается отклонений элеронов, то такое уменьшение вероятности больших отклонений имеет место только для самолетов F2H-2 и F-84F. До тех пор, пока не будут получены дополнительные данные, можно принять, что результаты, приведенные на рис. 6.1 и 6.2, могут быть использованы для определения углов отклонения управляющих поверхностей до скорости полета, равной средней скорости плюс одно стандартное отклонение. При более высоких скоростях полета повторяемость отклонений управляющих поверхностей можно принять равной одной четверти указанных величин. Более точные оценки продол-

жительности полета самолетов на различных скоростях даны в гл. VIII.

Приведенные характеристики максимальных отклонений руля направления получены для обычных маневров при эксплуатации самолетов и не включают данных для взлетов, посадок, сваливания самолета и штопора. При сваливании и штопоре могут быть получены очень большие отклонения руля направления. В результатах измерений, проводившихся на самолете F-84G, имеются данные для двух маневров, при которых руль направления отклонялся практически на полный угол, равный $23,5^\circ$, а в результатах измерений, проводившихся на самолете F-86A, имеются данные для трех маневров, при которых отклонение руля направления составляло более 75% от величины полного угла отклонения руля направления, равной $27,5^\circ$. Углы отклонения руля направления при взлетах и посадках самолетов могут быть значительно больше углов отклонения при обычных маневрах в эксплуатации. Для большинства истребителей не будет слишком большого завышения, если принять, что при сваливании самолета, штопоре, взлетах и посадках руль направления может отклоняться на полный угол.

Данные по отклонениям элеронов не включают результатов измерений углов отклонения элеронов при сваливании, штопоре, взлетах и посадках. Однако влияние этих режимов полета на величину углов отклонения элеронов не так велико, как на величину углов отклонения руля направления. Влияние взлетов и посадок на данные, приведенные на рис. 6.1, было незначительным. Влияние случаев сваливания и штопора было существенным только * для данных, полученных на самолете F-84G, когда наблюдались три случая отклонения элеронов на полный угол.

Данные, полученные для самолета F-100A, нельзя прямо суммировать с другими рассмотренными данными. Если принять те же предположения, которые были сделаны выше относительно самолета F-84F, то можно считать, что имеющиеся для самолета F-100A результаты измерений при маневрах самолета в течение 6 час соответствуют 60 час нормальной летной эксплуатации этого самолета. Данные по распределению скоростей полета для самолета F-100A отсутствуют. Приведены только значения максимальных углов отклонения управляющих поверхностей для различных скоростей полета. Если предположить, что распределение скоростей полета для самолета F-100A имеет примерно такой же характер, как и распределение скоростей для самолета F-84F, то распределение максимальных отклонений элеронов для каждой скорости полета будет приблизительно соответствовать распределению, полученному по данным рис. 6.1.

* Для самолета F-84F данные, относящиеся к случаям сваливания и штопора, не отделялись специально от других данных. Однако можно считать, что влияние сваливания и штопора было незначительным.

Отклонения элеронов на полный угол 15° возникали вплоть до скорости полета, несколько превышающей значение, равное средней скорости плюс одно стандартное отклонение. Распределение максимальных углов отклонения руля направления также совпадает с тем распределением, которое можно было ожидать для всех скоростей, больших среднего значения скорости полета. Какие-либо указания относительно того, были ли случаи сваливания или штопора, отсутствуют. Поскольку ничего не говорится специально относительно взлетов и посадок, то можно считать, что в результаты измерений для самолета F-100A входят данные, полученные при взлетах и посадках самолета. Отклонение руля направления на полный угол 20° наблюдались до скорости полета 460 км/час.

В работе [105] было высказано предположение, что причина больших отклонений руля направления для самолета F-100A состояла в том, что летчикам было известно о неблагоприятных характеристиках движения по рысканию, особенно при скоростях, меньших 460 км/час, и в руководстве по учебно-тренировочным полетам им рекомендовалось для борьбы с этим использовать руль направления при маневрах по крену. Хотя величины отклонений руля направления для самолета F-100A кажутся довольно высокими по сравнению с величинами отклонений для других самолетов, они не настолько велики, чтобы считать рассматриваемый самолет необычным в этом отношении.

Вследствие изменения угла отклонения руля высоты или поворотного стабилизатора, соответствующего горизонтальному полету самолета, при изменении скорости полета зависимости для углов отклонения этих управляющих поверхностей, если их строить так же как были получены зависимости для углов отклонения элеронов и руля направления, будут иметь несколько другой смысл. Поэтому такие зависимости для руля высоты и поворотного стабилизатора не приведены. Отклонение управляющих поверхностей горизонтального оперения является суммой балансировочного угла, соответствующего исходному режиму полета, и дополнительного угла отклонения руля высоты или поворотного стабилизатора при маневре. Разброс характеристик отклонений управляющих поверхностей горизонтального оперения для различных самолетов больше, чем разброс характеристик углов отклонения элеронов и руля направления. Величины отклонений для руля высоты или поворотного стабилизатора по отношению к полному углу примерно того же порядка, что и для элеронов. Примерно половина угла отклонения служит для балансировки, что особенно хорошо видно для самолета F-84F, имеющего поворотный стабилизатор. Для самолета F-100A отклонение вниз на полный угол, равный 25° , наблюдалось при индикаторных скоростях полета до 630 км/час. Это более тяжелые условия по сравнению с другими самолетами, независимо от того, имеют ли они руль высоты или поворотный стабилизатор. Однако, при отсутствии других данных

следует принимать, что для любого истребителя может иметь место отклонение управляющих поверхностей горизонтального оперения на полный угол при значениях скорости полета вплоть до средней скорости полета самолета.

Данные по скоростям отклонения управляющих поверхностей имеются для всех самолетов, кроме F-100A. Оценку влияния скорости отклонения на величину нагрузок на самолет трудно произвести, так как нагрузки сильно зависят от величины отклонения управляющих поверхностей при максимальных скоростях отклонения и от того, в течение какого времени выдерживалась данная скорость отклонения. Скорости отклонения элеронов, встречающиеся один раз за 40 час, таковы, что если данные величины скорости отклонения будут выдерживаться в течение всего времени отклонения элерона, то отклонение элерона от нейтрального положения на полный угол будет происходить для самолетов F-86A, F2H-2, F-84G и F-94B * за 0,28 сек, а для самолета F-84F, у которого отклонение элеронов производится несколько быстрее, — за 0,21 сек. Скорость отклонения двух других управляющих поверхностей может быть весьма различной, но, по-видимому, для их отклонения на полный угол при нормальной эксплуатации требуется время, в 2—3 раза превышающее время отклонения элеронов на полный угол. Исключение составлял самолет F-84F, для которого время отклонения руля направления при нормальной эксплуатации равнялось 0,29 сек. Однако при сваливании или при штопоре, когда летчику потребуется производить более быстрые отклонения управляющих поверхностей, отклонение руля высоты и руля направления также будет осуществляться со скоростями, соответствующими отклонению на полный угол за 0,28 сек. Путем экстраполяции данных, соответствующих повторяемости один раз за 40 час, получаем, что значение времени отклонения управляющих поверхностей для повторяемости один раз за 400 час полета равно 0,2 сек. Время отклонения на полный угол, которое можно ожидать в действительности, должно быть больше приведенных величин для всех случаев, кроме идеального случая, когда максимальная скорость отклонения поддерживается в течение всего времени отклонения управляющих поверхностей. Имеющиеся данные не дают возможности произвести оценку допущений, сделанных при проведенном анализе.

§ 6.3. МАНЕВРЫ ПРИ ОТКЛОНЕНИИ ЭЛЕРОНОВ

Отклонение элеронов может применяться либо для получения угла крена самолета при развороте, либо для получения угловой скорости вращения самолета относительно продольной оси. На рис. 6.1 приведена повторяемость углов отклонений элеронов в виде количества максимальных отклонений элеронов, пре-

* В английском тексте F-84F — опечатка. (Прим. перев.)

вышающих данную величину ξ , за час полета. Повторяемость дана как сумма двух распределений: $120\text{exp}(-\xi/0,73)$ и $30\text{exp}(-\xi/1,18)$. Сравнение первого распределения с результатами, приведенными на рис. 5.1 и 5.2, и второго распределения с данными рис. 6.5 показывает, что первое из распределений в основном характеризует развороты самолета, а второе — случаи вра-

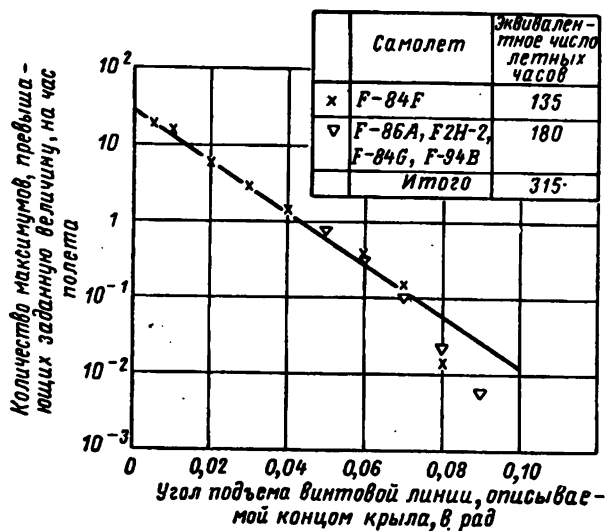


Рис. 6.5. Углы подъема винтовой линии, описываемой концом крыла, при движении по крену для истребителей при многоцелевом применении.

Данные, полученные при сваливании, штопоре и быстрых бочках, не включены

щения относительно продольной оси. Полное число случаев вращения самолета по крену, полученное путем экстраполяции экспериментальных данных, приведенных на рис. 6.5, равно 30 случаям на час полета, что совпадает с полным числом случаев отклонения элеронов, соответствующим второму распределению. Полное число случаев действия нормальных перегрузок, полученное экстраполяцией данных рис. 5.1 и 5.2, состоит из 60 случаев с положительными приращениями перегрузки и 60 случаев с отрицательными приращениями перегрузки и в сумме равно 120 случаям на час полета, т. е. такое же, как полное число случаев отклонения элеронов, соответствующее первому распределению. Указанное первое распределение углов отклонения элеронов получено только по данным для самолета F-84F, однако наблюдающееся совпадение полного числа случаев показывает, что это распределение в основном связано со случаями действия нормальных перегрузок. Кроме того, такое совпадение

подтверждает до некоторой степени предположение, что экспериментальные полеты соответствовали в три раза большему времени полетов при нормальной эксплуатации.

Основная часть отклонений элеронов на большие углы относится ко второму распределению. Поэтому можно ожидать, что в этих случаях будет происходить вращение по крену. Если вращение по крену происходит одновременно с движением по тангажу, то возникает важный случай несимметричного маневра самолета, при котором появляются гироскопические силы.

В гл. IV отмечалось, что летчики, по-видимому, не могут реагировать на гироскопические силы таким образом, чтобы производить корректировку маневра, поэтому при маневрах с инерционным взаимодействием летчики обычно отпускали управление. Несимметричные маневры такого рода могут быть охарактеризованы условиями в начале маневра. Последующее движение будет прямо зависеть от конструктивных особенностей отдельных типов самолетов, но начальные условия могут быть достаточно хорошо описаны для всего класса самолетов-истребителей.

Движение самолета в результате отклонения элеронов зависит от характера отклонения элеронов по времени. Данные для самолета F-100A содержат результаты измерений угловых скоростей во всех случаях отклонения элеронов. Часть больших значений угловых скоростей соответствуют случаю, когда элерон находится в отклоненном положении в течение как угодно большого промежутка времени, а другие, особенно очень низкие значения угловых скоростей крена, соответствуют импульсному виду отклонения элеронов. Углы крена изменяются в широком диапазоне от 90° или меньше, до углов, значительно превышающих 760° во всех случаях, кроме движения с малыми угловыми скоростями крена. Эти данные подтверждают предположение о том, что установившееся вращение по крену может быть получено при любых углах отклонения элерона. Представление данных при этом сильно упрощается, так как не нужно указывать временные характеристики маневров по крену.

Данные для различных самолетов лучше совпадают друг с другом, если сравнивать не угловые скорости крена, а углы подъема винтовой линии, описываемой концом крыла при движении самолета по крену. На рис. 6.5 показана повторяемость максимальных углов подъема винтовой линии, превышающих данные величины, для самолета F-84F. Для сравнения на этом рисунке приведены также суммарные данные для самолетов F-86A, F2H-2, F-84G и F-94B, полученные только для углов, больших $0,05 \text{ рад}$. Рассматриваемые данные не включают результатов, относящихся к случаям сваливания, штопора и быстрым бочкам. Для каждого из самолетов существует максимально возможный угол подъема винтовой линии, описываемой концом крыла, однако в условиях, которым соответствуют приведенные

на рис. 6.5 результаты, максимально возможные значения не достигались. В одном маневре самолета F-86A и в одном маневре самолета F2H-2 при сваливании или при штопоре были достигнуты значения углов подъема винтовой линии $0,12 \text{ рад}$; для самолета F-84G в семи случаях аналогичных маневров были получены значения углов больше $0,1 \text{ рад}$, причем в двух случаях из семи углы превышали $0,14 \text{ рад}$. Кроме того, на самолете F-84G были выполнены две быстрые бочки, при которых значения углов были больше $0,1 \text{ рад}$.

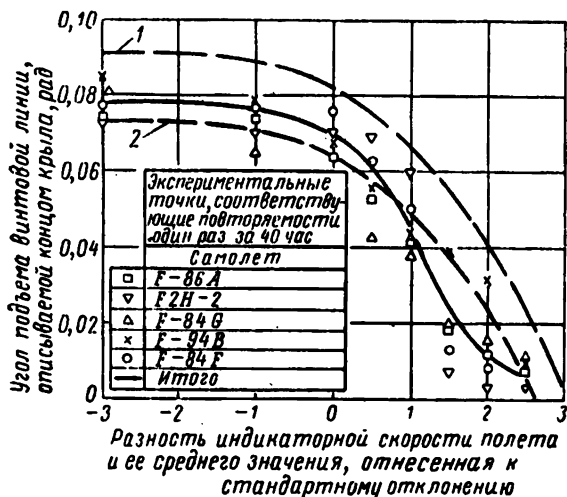


Рис. 6.6. Совместная повторяемость скоростей полета, больших данной величины, и углов подъема винтовой линии, описываемой концом крыла, превышающих данную величину, для истребителей при многоцелевом применении:

1—один раз за 40 час; 2—один раз за 10 час.
Расчетные кривые получены на основании данных рис. 6.5 и табл. 6.1.

По данным, приведенным на рис. 6.5 и в табл. 6.1, построена совместная повторяемость углов подъема винтовой линии, описываемой концом крыла, и скоростей полета, превышающих заданные уровни. Полученная повторяемость показана на рис. 6.6, где нанесены также экспериментальные точки, соответствующие повторяемости один раз за 40 час полета, аналогично тому, как это было сделано на рис. 6.1. При скоростях полета, меньше средней, экспериментальные точки для угла подъема винтовой линии согласуются с расчетной кривой, соответствующей повторяемости один раз за 40 час, однако, при скоростях, больше средней, наблюдается тенденция к расположению экспериментальных точек ниже расчетной кривой, соответствующей повторяемости один раз за 10 час полета. При анализе резуль-

татов рис. 6.1 отмечалось, что существует некоторое снижение углов отклонения элеронов на больших скоростях полета. Наблюдающееся более значительное уменьшение углов подъема винтовой линии, по-видимому, является следствием того, что при больших скоростях полета элероны отклоняются на более короткие промежутки времени.

В работах, из которых взяты приведенные данные, производится сравнение угловых скоростей крена и нормальных перегрузок для каждого самолета. Величины нормальных перегрузок в момент начала маневра по крену специально указываются только в работе [72]. Данные этой работы, полученные для самолета F-100A, показывают, что примерно одинаковые значения угловых скоростей крена возникают при маневрах по крену, осуществляемых из режима полета с нормальными перегрузками от 1 до 4. Для маневров, при которых перегрузки в исходном полете перед началом маневра по крену находились вне пределов указанного диапазона, наблюдалось уменьшение угловых скоростей крена, причем при отрицательных величинах нормальной перегрузки угловые скорости крена были пренебрежимо малы. Для остальных самолетов характеристики маневров аналогичны, хотя угловые скорости крена при отрицательных перегрузках имеют некоторую небольшую величину, а не являются пренебрежимо малыми. Однако для этих самолетов нет данных о том, когда действовали отрицательные перегрузки — в начале или в ходе несимметричного маневра. Если такие перегрузки возникали в ходе маневра, то полученные результаты очень сильно зависят от специфических особенностей конструкции конкретных самолетов и поэтому не могут использоваться в качестве обобщенных характеристик.

Для получения угловых скоростей крена требуется определенное время. Измерения времени, за которое происходил поворот самолета на угол крена 90° , были проведены для всех рассмотренных самолетов. Минимальное время, соответствующее теоретической кривой повторяемости один раз за 40 час, равно приблизительно 0,25 сек для всех значений угловых скоростей крена. Это время нельзя прямо сравнивать со временем, в течение которого элероны находились в отклоненном положении, так как характер маневра зависит от ряда аэродинамических и конструктивных параметров самолета. Однако можно ожидать, что порядок времени для этих случаев будет одинаковым.

§ 6.4. БОКОВЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛЫ СКОЛЬЖЕНИЯ

Боковые перегрузки и углы скольжения измерялись для самолетов F-86A, F2H-2, F-84G, F-94B и F-84F, причем указывались значения скорости полета, при которых наблюдались соответствующие максимальные значения этих величин. В двух работах для указанных самолетов было проведено сравнение

между величинами n_T и βq_D — коэффициентом, характеризующим нагрузку на киль.

Здесь n_T — боковая перегрузка;

β — угол скольжения;

q_D — скоростной напор, $\frac{1}{2}\rho V_T^2$ кг/м²;

ρ — плотность воздуха, $\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$;

V_T — истинная скорость полета, м/сек.

При этом сравнении было обнаружено, что разброс данных относительно линейной зависимости между n_T и βq_D невелик.

Дальнейший анализ экспериментальных результатов показывает, что данные для различных самолетов ближе совпадают друг с другом, если сравнивать значения βq_D , а не значения n_T . Хотя коэффициент βq_D является более общим параметром по сравнению с перегрузкой n_T , полученные данные не могут быть распространены на самолеты, конструкция которых сильно отличается от конструкции самолетов, на которых производились измерения, так как величины βq_D и n_T существенно зависят от конструкции хвостового оперения.

Повторяемость максимальных значений коэффициента, характеризующего нагрузку на киль, превышающую заданную величину, приведена на рис. 6.7. В эти данные не входят результаты, полученные при сваливании; штопоре, боковых колебаниях при высоких скоростях полета, взлетах и посадках. Отдельно приведены данные для самолета F-84F при бомбометании с малых высот. Характеристики нагружения при маневрах самолетов, кроме бомбометания с малых высот, хорошо согласуются друг с другом для всех самолетов. Приведенная на рис. 6.7 кривая — это средняя кривая для всех самолетов. Полное число маневров, при которых действуют нагрузки на киль, полученное путем экстраполяции, практически совпадает с полным числом маневров, при которых происходит отклонение элеронов. При маневрах самолета F-84F, связанных с бомбометанием с малых высот, максимальные величины коэффициентов, характеризующих нагрузку на киль, примерно в 1,5 раза превышают соответствующие значения этих коэффициентов при остальных маневрах. На основании данных рис. 6.7 и табл. 6.1 получена приведенная на рис. 6.8 совместная повторяемость величин коэффициентов βq_D , характеризующих нагрузку на киль, и скоростей полета, превышающих заданные величины. Как и при проводившемся ранее сравнении отклонений управляющих поверхностей и углов подъема винтовой линии, описываемой концом крыла, на рис. 6.8 показаны экспериментальные точки, соответствующие повторяемости один раз за 40 час, для всех рассмотренных самолетов. Разброс значительно больше по сравнению с разбросом для других рассматривавшихся ранее данных. Поэтому какие-либо выводы, сделанные по приведенным на рис. 6.8 результатам, будут

менее надежными, чем для других рассматривавшихся характеристик. Однако одна черта в поведении экспериментальных данных может быть выявлена довольно хорошо: экспериментальные точки, соответствующие повторяемости один раз за 40 час, при высоких скоростях полета располагаются таким образом,

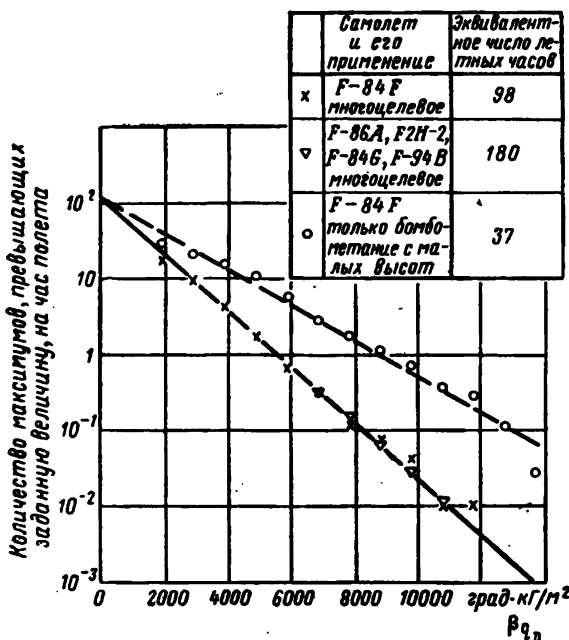


Рис. 6.7. Значения коэффициента βq_d , характеризующего нагрузку на киль, для истребителей при многоцелевом применении.

Данные, полученные при сваливании, штопоре, боковых колебаниях при высоких скоростях полета, взлетах и посадках, не включены

что их поведение соответствует поведению экспериментальных точек для других рассматривавшихся параметров, а именно, они ближе соответствуют кривой повторяемости один раз за 10 час полета, полученной на основании данных рис. 6.7 и табл. 6.1, чем кривой повторяемости один раз за 40 час. Между тем, для диапазона более низких скоростей полета экспериментальные точки при повторяемости один раз за 40 час полета соответствуют более высоким нагрузкам на киль по сравнению с нагрузками, задаваемыми расчетной кривой при повторяемости один раз за 40 час. Причина этого заключается в том, что существует тенденция к повышению нагрузок на киль с ростом скорости полета, если рассматривать повторяемость на час полета на данной скоро-

сти, вплоть до скорости полета, равной средней плюс одно стандартное отклонение.

Для результатов, приведенных для самолета F-84F, которые почти полностью получены при маневрах во время бомбомета-

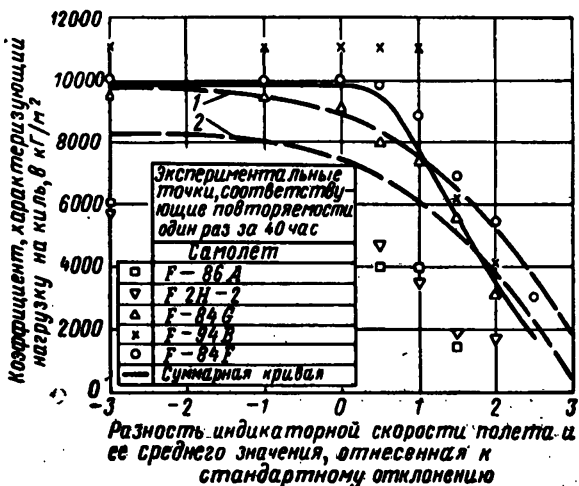


Рис. 6.8. Совместная повторяемость скоростей полета, больших заданной величины, и максимальных значений коэффициентов βq_D , характеризующих нагрузку на киль, превышающих заданную величину, для истребителей при многоцелевом применении:

1—один раз за 40 час; 2—один раз за 10 час.
Расчетные кривые получены на основании данных рис. 6.7 и табл. 6.1.

ния с малых высот, указанная тенденция еще более заметна и, за исключением скоростей полета близких к критической скорости срыва, углы скольжения практически имеют одинаковую повторяемость при всех скоростях полета, если рассматривать повторяемость на час полета при данной скорости.

Глава VII

НАГРУЗКИ НА САМОЛЕТ ПРИ ВЗЛЕТЕ, ПОСАДКЕ И РУЛЕЖКЕ

§ 7.1. ВВЕДЕНИЕ

Значение нагрузок, действующих на самолет при движении по аэродрому, существенно возросло за последнее время. Для самолетов с крыльями очень малого удлинения эти нагрузки являются расчетными практически для всей конструкции самолета. В связи с этим данные о величине таких нагрузок представляют чрезвычайно большой интерес. Нагрузки на самолет при движении по аэродрому можно разделить на три группы: при рулежке, при взлете и при посадке.

Совершенно очевидно, что характеристики аэродромов, описанные в гл. III, являются важным фактором для определения нагрузок, действующих на самолет при взлете, посадке и рулежке. Однако характер пилотирования и атмосферные условия, особенно видимость и осадки в виде дождя и снега, также являются важными факторами. Это означает, что на аэродромах, имеющих идентичную поверхность, но расположенных в разных местах земного шара, нагрузки на самолет могут сильно отличаться вследствие различия атмосферных условий и различия имеющегося на этих аэродромах наземного навигационного оборудования. Изменения наземного оборудования и приборного оборудования самолета могут существенно повлиять на технику пилотирования, применяемую летчиком при посадке и взлете, а также привести к изменению требований инструкций, устанавливающих условия, при которых посадка или взлет должны быть запрещены. С технической точки зрения нет таких причин, по которым следовало бы когда-нибудь полностью отменить требования, запрещающие взлет в определенных условиях. Что же касается требований, устанавливающих условия, при которых запрещается посадка, то они должны допускать определенные отступления, так как всегда могут быть случаи аварийных посадок из-за появления таких неисправностей отдельных частей самолета.

та или вследствие столь быстрого и простирающегося на большие расстояния изменения атмосферных условий, что уход на другой аэродром будет представлять больший риск по сравнению с посадкой на данный аэродром в сложившихся условиях. Один из недостатков, присущий имеющимся данным о нагрузках при посадке, состоит в том, что они получены для небольшого числа аэродромов в течение непродолжительных периодов времени при хорошей видимости и поэтому не могут дать достаточно полную характеристику нагрузок при посадке для аэродромов всего земного шара и для посадок в любое время года.

Нагрузки на самолет при движении по земле можно охарактеризовать наиболее простым образом как все нагрузки, действующие на самолет от момента первого соприкосновения посадочного шасси с поверхностью аэродрома при посадке до момента отрыва шасси от поверхности при взлете во время следующего полета. Однако такое определение имеет тот недостаток, что оно объединяет три различных режима движения самолета, а именно: режим движения с торможением, начиная с момента, когда подъемная сила примерно равна весу, режим движения с почти постоянной скоростью, когда подъемная сила пренебрежимо мала, и режим движения с ускорением до момента, когда подъемная сила становится равной весу. Любое другое определение будет приводить в некотором роде к взаимному наложению этих трех фаз движения. Положение облегчается тем, что значение этих трех фаз движения для нагружения самолета является ярко выраженным и состоит в том, что на этих режимах в основном имеют место усталостные нагрузки на самолет, за исключением отдельных нагрузок при посадке и взлете. Нагрузки при взлете труднее отделить от нагрузок при предшествующей рулежке и может быть их лучше рассматривать как продолжение нагрузок при рулежке. Нагрузки при посадке легко выделяются из всей совокупности нагрузок и могут быть статистически связаны с положением самолета в момент приземления. В тех случаях, когда нагрузки при посадке очень малы, они могут быть пропущены при анализе экспериментальных записей нормальной перегрузки, так как последующие нормальные перегрузки при рулежке будут иметь большую величину. Это не имеет существенного практического значения, за исключением случаев проведения строгих исследований статистической зависимости между скоростью снижения и нормальной перегрузкой.

§ 7.2. НАГРУЗКИ ПРИ РУЛЕЖКЕ

Чтобы определить нагрузки, которые будут действовать на самолет при рулежке, необходимо знать профиль взлетно-посадочной полосы и величины промежутков времени, в течение которых происходит рулежка при различных скоростях движения

самолета. В работе Уэстфолла и др. [161] было показано, что время, в течение которого происходит рулежка, было почти постоянным для трех типов транспортных самолетов и средние значения времени рулежки для этих самолетов с точностью до нескольких секунд равны пяти минутам. Перегрузки, действующие на самолет при рулежке, будут зависеть от передаточной функции самолета. Хауболт в работе [44] производит сравнение средних величин перегрузок самолета F-100, полученных расчетным и экспериментальным путем для одной из взлетно-посадочных полос.

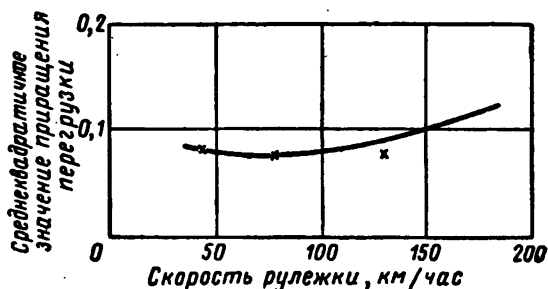


Рис. 7.1. Сравнение результатов измерений перегрузок при рулежке в центре тяжести самолета F-100 с результатами расчетов:

× — экспериментальные точки из работы [44]

Результаты этого сравнения приведены на рис. 7.1. По-видимому, имеются основания считать, что средние величины перегрузок при рулежке для различных взлетно-посадочных полос, полученные путем расчетов, будут достаточно близки к экспериментально полученным величинам перегрузок, но расчетные распределения вероятностей перегрузок, имеющих различный уровень, будут менее точными. Хауболт не производит такого сравнения, но делает следующее замечание: «В работе рассмотрены непрерывные неровности. Рулежка по дискретным неровностям, таким как выбоины, или сход с полосы при рулежке являются существенно отличающимися специфическими случаями, которые требуют отдельного рассмотрения». Как было указано в гл. III, Хитч в работе [43] отмечает, что местные углубления приводят к возникновению нормальных перегрузок, существенно превышающих обычный уровень.

Хауболт [44] на основании изучения записей самописцев перегрузки по скорости и высоте полета определил, что среднее значение максимумов приращения перегрузки при рулежке во время эксплуатации на авиалиниях равно 0,12. Уэстфолл и др. [161] из рассмотрения нескольких сотен пробегов при рулежке установили, что максимальные нагрузки при рулежке имеют место при скоростях, как правило, меньших 32 км/час, и что частота колебаний для перегрузки в центре тяжести мало отличается от 1,75 гц

для пяти самолетов, начиная от В-36 и кончая небольшим реактивным истребителем. Распределение повторяемостей перегрузки, приведенное Уэстфоллом, дано на рис. 7.2. Это распределение идентично приведенному Хауболтом распределению повторяемостей перегрузки, для которого среднее значение максимумов приращения перегрузки равно 0,12. Для сравнения на

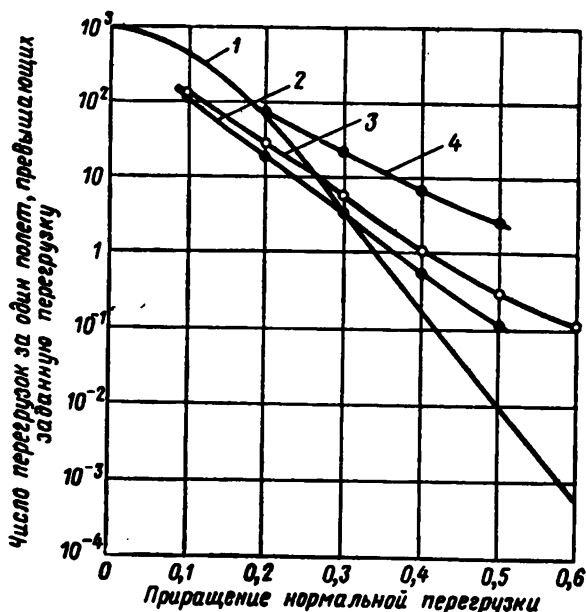


Рис. 7.2. Повторяемость нагрузок при рулежке за один полет:

1—данные для большого количества полетов, не включающие перегрузок при первом ударе при посадке [161]; 2—неопубликованные данные Тейлора для 17 взлетов; 3—неопубликованные данные Тейлора для 18 посадок, не включающие перегрузок при первом ударе при посадке; 4—данные Тейлора [143] для 36 полетов, включающие перегрузки при первом ударе при посадке

рис. 7.2 приведено распределение, взятое из работы Тейлора [143], и ряд неопубликованных полученных им ранее данных.

Количество имеющихся данных недостаточно для того, чтобы провести сравнение профилей взлетно-посадочных полос и результатов измерений перегрузок. Результаты, полученные Уэстфоллом, свидетельствуют о том, что важными являются только длины волн, соответствующие скоростям движения до 32 км/час и частотам до 1,75 гц. Эти длины волн равны 5,1 м. По-видимому, целесообразно использовать приведенные величины при оценке часто встречающихся перегрузок. Немногое можно сделать, чтобы получить раздельно данные для различных самолетов. Поэтому данные, приведенные на рис. 7.2, по-видимому, содержат всю

информацию, которая может быть использована, пока не будут получены более полные сведения о связи фактических перегрузок с перегрузками, определенными исходя из профилей взлетно-посадочных полос, приведенных в гл. III.

Хотя Уэстфолл установил, что максимальные нагрузки при рулежке имеют место при скоростях меньше 32 км/час, нельзя считать, что очень редко встречающиеся большие значения нагрузок также будут наблюдаться при скоростях меньше 32 км/час. Так, например, более длинные волны и резкие изменения уклона взлетно-посадочной полосы могут сыграть важную роль при создании больших нагрузок. Эти факторы должны быть рассмотрены в случае, если будет предпринята попытка заменить данные, приведенные на рис. 7.2, данными, полученными путем прямых расчетов с использованием профилей взлетно-посадочных полос.

7.2.1. Влияние упругости конструкции самолета

В неопубликованной работе Морриса [81] исследовано поведение самолета-истребителя при рулежке по сильно неровной взлетно-посадочной полосе для различных скоростей движения самолета и давлений в пневматике с учетом упругости конструкции самолета. Особое внимание уделялось нормальным перегрузкам на концах крыла и в кабине летчика, которая была расположена почти над носовым колесом. Собственные частоты основных тонов колебаний конструкции — симметричного изгиба крыла, антисимметричного изгиба крыла и изгиба фюзеляжа — были равны 10, 13 и 14 гц соответственно. Эти частоты были преобладающими в характеристиках реакции самолета. При таких высоких частотах наблюдается большое количество пересечений уровня, соответствующего нулевому значению приращения перегрузки, и для каждого пробега может быть построено распределение количества пересечений других уровней перегрузки для диапазона приращений перегрузки, соответствующего двум или трем величинам среднеквадратичного значения перегрузки. На рис. 7.3. производится сравнение распределений, полученных при трех значениях скорости движения самолета и при давлении в пневматике, равном $5,62 \text{ кг/см}^2$, с кривыми нормального распределения. На рис. 7.4 приведены среднеквадратичные значения перегрузки для этих пробегов, а также для нескольких других пробегов при рулежке, при которых давление в пневматике было равно $7,03 \text{ кг/см}^2$. Анализ измерений перегрузок в центре тяжести самолета показывает, что характер этих перегрузок близок к характеру перегрузок в кабине, но амплитуда перегрузок в центре тяжести примерно в два раза меньше.

При помощи аналогового вычислительного устройства были проведены расчеты, при которых рассматривались 10 степеней свободы конструкции самолета и посадочного шасси. Реальные

спектры неровностей взлетно-посадочной полосы на входе не могли задаваться с большой точностью особенно в наиболее важном диапазоне частот порядка 10—15 *гц*. Если произвести прибли-

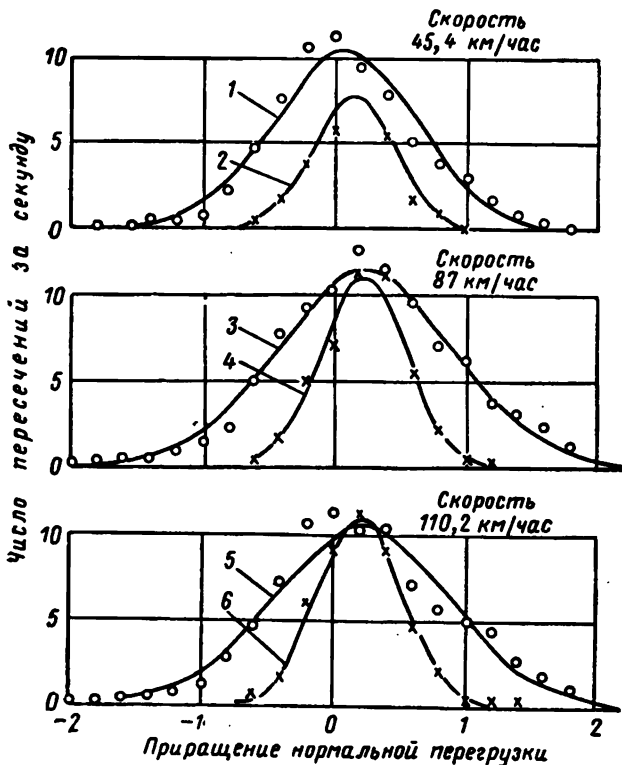


Рис. 7.3. Распределение числа пересечений различных уровней нормальной перегрузки для самолета *L* при рулежке с различными скоростями для давления в пневматике 5,62 кг/см^2 (отсчет для каждого пересечения производился только в одном направлении):

1—нормальное распределение — конец крыла, среднее значение равно +0,09, стандартное отклонение равно 0,553; 2—нормальное распределение — кабина, среднее значение равно 0,14, стандартное отклонение равно 0,306; 3—нормальное распределение — конец крыла, среднее значение равно +0,26, стандартное отклонение равно 0,67; 4—нормальное распределение — кабина, среднее значение равно +0,23, стандартное отклонение равно 0,320; 5—нормальное распределение — конец крыла, среднее значение равно +0,21, стандартное отклонение равно 0,670; 6—нормальное распределение — кабина, среднее значение равно 0,20, стандартное отклонение равно 0,335;

○ — экспериментальные точки для конца крыла;
 × — экспериментальные точки для кабины

женный учет различий спектров перегрузок, то экспериментальные данные достаточно хорошо согласуются с результатами расчетов. Отличие измеренных величин нормальных перегрузок самолета при давлении в пневматике, равном 5,62 кг/см^2 , от вели-

чин перегрузок при давлении в пневматике, равном $7,03 \text{ кг/см}^2$, по-видимому, обусловлено простым разбросом экспериментальных данных для разных пробегов. Результаты расчетов на аналоговом устройстве показывают также, что для одной и той же взлетно-посадочной полосы влияние изменений скорости на перегрузки является пренебрежимо малым.

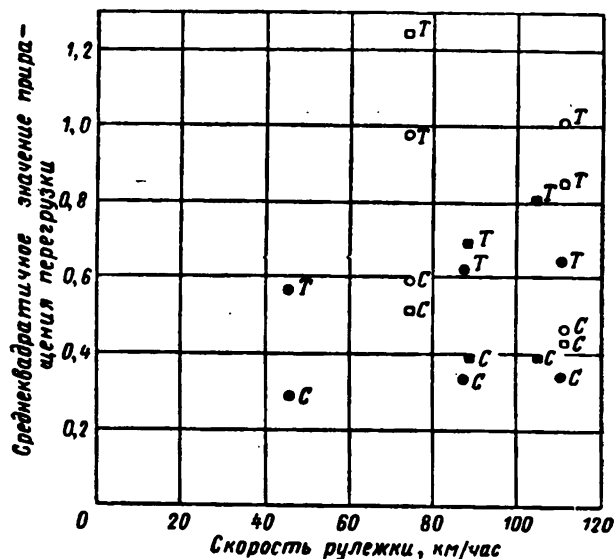


Рис. 7.4. Сравнение результатов измерений приращений перегрузок при рулежке в кабине и на конце крыла с результатами расчетов:

- — расчетные точки для давления в пневматике $5,62 \text{ кг/см}^2$;
- — расчетные точки для давления в пневматике $7,03 \text{ кг/см}^2$;
- — экспериментальные точки для давления в пневматике $5,62 \text{ кг/см}^2$;
- ⊗ — экспериментальные точки для давления в пневматике $7,03 \text{ кг/см}^2$; T — точки, относящиеся к концу крыла; C — точки, относящиеся к кабине

Допущения, которые должны быть сделаны при представлении характеристик неровностей взлетно-посадочных полос и характеристик самолета в форме, пригодной для применения методов обобщенного гармонического анализа, по-видимому, не очень сильно влияют на результаты расчетов для часто повторяющихся нагрузок. В частности, нелинейность характеристик посадочного шасси, по-видимому, не очень сильно влияет на величины перегрузок. Однако следует отметить, что при синусоидальных колебаниях амплитуда приращения перегрузки, равная ± 1 , соответствует при частоте 10 гц амплитуде перемещений $\pm 2,5 \text{ мм}$, а при частоте 14 гц — амплитуде перемещений $\pm 1,25 \text{ мм}$, и поэтому

большая часть флюктуаций перегрузки не связана с большими нелинейными изменениями характеристик масляной амортизации посадочного шасси.

Для редко встречающихся больших перегрузок, в частности для перегрузок при частотах колебаний примерно 2 гц, соответствующих собственным колебаниям шасси, или для перегрузок при более низких частотах, также необходимо исследовать влияние упругости, которая должна учитываться при анализе движения центра тяжести самолета.

§ 7.3. НОРМАЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Для большинства часто повторяющихся нагрузок взлет можно рассматривать как продолжение рулежки. Действительно, для взлетно-посадочных полос, аналогичных полосам, для которых приведены перегрузки на рис. 7.1—7.4, среднеквадратичные значения перегрузок, по-видимому, не сильно изменятся при взлетных скоростях самолета.

Теоретически большие нагрузки могут возникать время от времени при случайных комбинациях различных составляющих неровностей поверхности земли и различных положений самолета и посадочного шасси. Практически гораздо более вероятно, что наибольшие нагрузки будут в основном зависеть от конкретного расчетного профиля взлетно-посадочной полосы, особенно той ее части, где движение самолета будет происходить со скоростью, близкой к взлетной. В связи с этим принимается, что взлетно-посадочная полоса состоит из расчетного профиля и накладывающихся на него неровностей. Согласно техническим условиям НАТО, изложенным в гл. III, требуется, чтобы точки изменения величины продольного уклона профиля отстояли друг от друга не менее, чем на 305 м, и неровности взлетно-посадочных полос измеряются только до длины волны, равной 45 м. Из-за недостаточного количества данных нельзя провести подробный вероятностный анализ совместных характеристик профиля и неровностей. Поэтому необходим до некоторой степени эмпирический подход и возможно, что наиболее простой способ состоит в том, чтобы выбрать более или менее произвольно ряд профилей, определить максимальные нормальные перегрузки, которые получаются от воздействия этих профилей, и после этого прибавить к ним перегрузки от воздействия неровностей. При таком подходе можно принять, что редкие события от воздействия профиля и от воздействия неровностей не будут совпадать по времени. Поэтому должны рассматриваться либо такие профили, которые встречаются довольно часто, либо такие перегрузки от воздействия неровностей, которые часто повторяются.

В гл. III на рис. 3.5 приведена интегральная повторяемость изменений уклонов. Максимальное изменение угла наклона, до-

пускаемое техническими условиями НАТО, равно $0,02 \text{ рад}$, однако изменение угла наклона, равное $0,01 \text{ рад}$, встречается примерно для 10% взлетно-посадочных полос. Требования НАТО содержат также ограничения на скорость изменения продольного уклона — изменение уклона должно происходить не быстрее 0,548% на 100 м — но в большом числе случаев изменение уклона происходит более резко. По-видимому, без особого завышения можно принять для проектирования самолетов, что изменение угла наклона на $0,01 \text{ рад}$ происходит со скоростью изменения продольного уклона 5,48% на 100 м (т. е. в 10 раз быстрее, чем задано в требованиях НАТО).

Нагрузки от изменения уклона на $0,01 \text{ рад}$, которые имеют место в 10% взлетов, наблюдаются только на некотором участке взлетной дистанции. В связи с недостаточной точностью данных нет оснований использовать сложные методы и можно принять, что протяженность участка взлетно-посадочной полосы, на котором такое изменение уклона влияет на нагрузки при рулежке, составляет 10% всей длины полосы, и скорость самолета на этом участке равна взлетной скорости. Таким образом, средняя перегрузка, соответствующая пересечению места изменения уклона со взлетной скоростью, должна суммироваться приблизительно с 1% случайных перегрузок при рулежке (это примерно эквивалентно 10% времени рулежки для 10% взлетов).

Изменение уклона не является единственным фактором, который приводит к созданию более высоких нагрузок по сравнению с нагрузками, которые можно ожидать при рассмотрении средних неровностей. К появлению больших нагрузок могут привести участки с необычно большой степенью неровности или возможные местные ступенчатые неровности. Результаты измерений неровностей взлетно-посадочных полос для 36 взлетно-посадочных полос НАТО не содержат данных, позволяющих принять какие-либо величины неровностей для очень неровных участков и для ступенчатых неровностей. Поэтому до тех пор, пока не будет получено большее количество данных, вопрос о величинах таких неровностей должен рассматриваться на основе соответствующих данных для отдельных взлетно-посадочных полос.

§ 7.4. НОРМАЛЬНЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ПОСАДКЕ

Нагрузки при посадке значительно легче отличить от нагрузок при рулежке, чем нагрузки при взлете. Кроме того, значительно проще можно установить условия, влияющие на нагрузки при посадке, так как фактическая траектория полета и соответствующие скорости в момент приземления могут быть измерены для сравнительно большого числа самолетов при ограни-

ченном количестве контрольных измерений на отдельных самолетах.

Положение самолета в момент приземления полностью определяется, если известны следующие параметры:

- 1) вертикальная скорость;
- 2) горизонтальная скорость;
- 3) угол крена;
- 4) угловая скорость крена;
- 5) угол рыскания;
- 6) угловая скорость рыскания;
- 7) угол тангажа;
- 8) угловая скорость тангажа.

Уэстфолл [161] рассмотрел статистические данные большого числа экспериментов, проведенных Дреером [22], Харриным [38], Колником и Моррисом [57], Силсби [128], [131], Силсби и Харриным [129], [130], для вертикальной скорости, горизонтальной скорости, угла крена и угловой скорости крена и не обнаружил каких-либо корреляционных связей между любыми двумя из этих величин. Уэстфолл не пишет прямо об исследовании корреляции между горизонтальной и вертикальной скоростью, но указывает, что статистический анализ показал отсутствие сколь-либо существенной корреляционной зависимости между подъемной силой крыла и вертикальной скоростью. Нормальные перегрузки при посадке зависят в основном от четырех рассмотренных параметров — вертикальной скорости, горизонтальной скорости, угла крена и угловой скорости крена. Надежная оценка влияния каждого из этих параметров может быть получена, если рассматривать их как статистически независимые величины. В дополнение к этому на нормальную перегрузку существенно влияет тангаж и косвенным образом влияет рыскание. Наличие угла и угловой скорости рыскания в момент приземления приводит к возникновению лобовых и боковых сил на посадочное шасси, что влияет на работу масляной амортизации. При проводившихся экспериментах нельзя было измерить характеристики тангажа и рыскания, поэтому, если такие характеристики будут необходимы, то они должны определяться теоретическим путем.

7.4.1. Вертикальная скорость при приземлении

Наиболее важным параметром, влияющим на вертикальную перегрузку, является вертикальная скорость. В работах, рассмотренных Уэстфоллом [161], которые были перечислены в § 7.4, вертикальная скорость для большинства посадок определялась фотографическим методом. В 268 посадках учебно-тренировочного самолета такие измерения вертикальной скорости не производились и эти посадки следует анализировать отдельно. Экспериментальные данные имеются для 1361 посадки

военных самолетов; в основном это данные, рассмотренные Уэстфоллом. В их число не входят 215 посадок самолета В-47, при которых измерения производились фирмой Боинг, и 59 посадок самолета КС-97. Результаты измерений при указанных посадках находятся в хорошем соответствии с результатами, полученными для 222 посадок самолета В-47, при которых измерения производились NASA. Кроме того, имеются данные для 478 посадок гражданских самолетов (Уэстфолл рассматривает 2385 посадок гражданских самолетов, но не указывает, из каких источников были взяты данные для остальных посадок). В настоящей главе рассматриваются дополнительно следующие экспериментальные материалы, полученные за последнее время: 340 экспериментов, проведенных Силсби и Ливингстоном [132], и 495 экспериментов, проведенных Стиклом и Силсби [137] и Стиклом [138]. Анализ данных проводится для 2674 посадок. Экспериментальные материалы для одного из самолетов (302 посадки) были найдены нехарактерными по причинам, которые будут изложены далее. Остальные данные были использованы для сравнения посадок военных (1059) и гражданских самолетов (1313), тяжелых (760) и легких самолетов (1612), турбореактивных (1085) и винтовых самолетов (1287).

В табл. 7.1 приведены значения средней вертикальной скорости (V_V) и стандартного отклонения (σ) от средней скорости для всех самолетов, для которых имелось достаточное количество посадок, чтобы получить стандартное отклонение с приемлемым уровнем его достоверности. Скорость, соответствующая $V_V + 2\sigma$, превышает примерно один раз за 25 посадок, и это значение скорости используется для сравнения различных самолетов.

Таблица 7.1

Вертикальная посадочная скорость различных самолетов

Самолет	Количество посадок	Полетный вес, кг	Вертикальная скорость м/сек		
			среднее значение V_V	стандартное отклонение σ	$V_V + 2\sigma$
В (гражданский, винтовой) [128]	67	12 200	0,30	0,15	0,60
Е (гражданский, винтовой) [128]	91	19 400	0,50	0,25	1,00
Р (гражданский, винтовой) [128]	75	33 100	0,41	0,19	0,79

Самолет	Количество посадок	Полетный вес, кг	Вертикальная скорость м/сек		
			среднее значение V_V	стандартное отклонение σ	$V_V + 2\sigma$
Г (гражданский, винтовой) [128]	100	19 000	0,42	0,20	0,82
Н (гражданский, винтовой) [128]	36	48 500	0,48	0,26	1,00
Ј (гражданский, винтовой) [128]	71	39 900 или 46 700	0,45	0,19	0,83
А (гражданский, реактивный) [138]	282	111 000	0,46	0,27	1,00
В (гражданский, реактивный) [138]	112	120 000	0,44	0,28	1,00
Гражданский, турбовинтовой [138]	101	51 300	0,32	0,22	0,76
В-36 (военный, винтовой) [129]	144	от 162 000 до 186 000	0,70	0,33	1,36
В-47 (военный, реактивный) [57]	222	83 900	0,60	0,25	1,10
В-26 (военный, винтовой) [131]	224	14 700	0,40	0,20	0,80
Т-33 (военный, реактивный) [131]	166	6 800	0,31	0,21	0,73
В-57 (военный, реактивный) [131]	109	24 200	0,29	0,19	0,67
F-94C (военный, реактивный) [131]	194	8 700	0,31	0,20	0,71
F-84F (военный, реактивный) [131]	302	12 200	0,52	0,37	1,26

Единственным параметром, в зависимости от которого можно было обнаружить заметное различие имеющихся данных, является размер самолета. Для самолетов с полетным весом ниже 70 000 кг вертикальные скорости несколько меньше, чем для са-

молетов с полетным весом выше 70 000 кг. Какая-либо зависимость данных от веса самолета для 12 самолетов, имеющих вес ниже 70 000 кг, не обнаруживается, а для самолетов с весом, большим 70 000 кг, дополнительное разбиение данных произвести невозможно, так как эта группа состоит всего из 4 самолетов. За исключением данных для самолета F-84F, отличие данных от одного самолета к другому для группы самолетов с меньшим весом невелико. Среднее значение скорости $V_V + 2\sigma$ для 11 самолетов равно 0,79 м/сек и стандартное отклонение относительно этого среднего значения равно 0,12 м/сек. Средние значения скорости $V_V + 2\sigma$ для различных групп самолетов имеют следующие величины:

7 гражданских самолетов	0,83 м/сек
4 военных самолета	0,73 м/сек
3 турбореактивных самолета	0,71 м/сек
8 винтовых самолетов	0,83 м/сек

Средние значения $V_V + 2\sigma$ для всех этих групп самолетов лежат в пределах одного стандартного отклонения от среднего значения для всей совокупности из 11 самолетов, а средние значения $V_V + 2\sigma$ для любого из самолетов не выходят за пределы двух стандартных отклонений. Между отдельными группами нет большого отличия. Однако значение скорости $V_V + 2\sigma$ для самолета F-84F примерно на 4 стандартных отклонения превышает среднее значение соответствующей скорости для всех остальных самолетов, имеющих вес меньше 70 000 кг. Если провести анализ всех данных, включая данные для F-84F, то среднее значение скорости $V_V + 2\sigma$ и стандартное отклонение возрастают до 0,83 м/сек и 0,18 м/сек соответственно. Средние значения $V_V + 2\sigma$ для различных групп самолетов — гражданских, военных, турбореактивных и винтовых — становятся равными соответственно 0,83 м/сек, 0,84 м/сек, 0,85 м/сек и 0,83 м/сек. Таким образом, отличие всех групп становится меньше, чем ранее, и составляет только одну десятую стандартного отклонения, однако данные для F-84F отличаются от среднего значения на 2,5 стандартного отклонения. Независимо от того, учитываются или не учитываются данные для самолета F-84F, нет большого отличия между гражданскими и военными и между винтовыми и турбореактивными самолетами, но данные для F-84F не рассматривались при настоящем анализе из-за большого отличия от данных для других самолетов. Только 4 из рассмотренных самолетов имели вес больше 70 000 кг. Среднее значение скорости $V_V + 2\sigma$ для этих самолетов равно 1,13 м/сек по сравнению с 0,79 м/сек для самолетов легче 70 000 кг. Такое отличие является существенным, но было бы опасно делать какие-либо дальнейшие выводы на основании того, что вертикальная скорость винтового самолета была больше, чем соответствующая средняя вертикальная скорость для 3 турбореактивных самолетов, а также на основании того,

что средняя вертикальная скорость для двух военных самолетов была больше, чем для двух гражданских самолетов.

Повторяемость различных вертикальных скоростей при приземлении дана на рис. 7.5. Данные для самолетов с весом меньше 70 000 кг и с весом больше 70 000 кг показаны отдельно. Приведенные данные включают результаты измерений для 340 посадок, полученные Силсби и Ливингстоном [132], и ре-

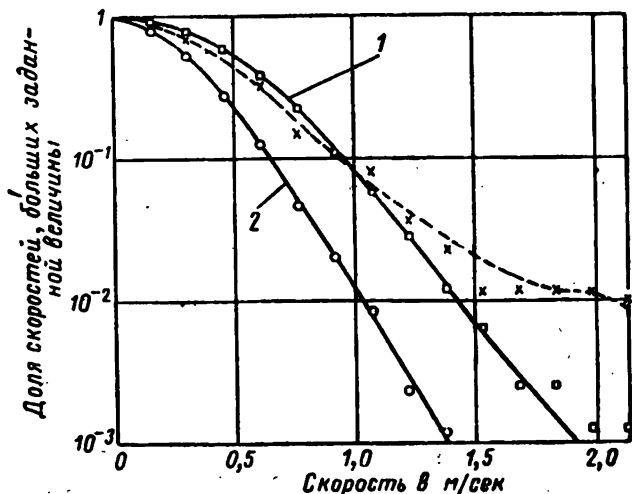


Рис. 7.5. Вертикальная скорость при приземлении:

- 1—760 посадок 4 самолетов с весом больше 70 000 кг; 2—1612 посадок 13 самолетов с весом меньше 70 000 кг;
 ○ — самолет с весом меньше 70 000 кг;
 □ — самолет с весом больше 70 000 кг;
 × — самолет F-84F (302 посадки)

зультаты для рассмотренных Силсби [128] 38 посадок, которые относятся к неизвестному самолету с весом меньше 70 000 кг. При использовании этого графика необходимо помнить, что результаты для всех посадок были получены при помощи фотографирования и поэтому посадки в ночное время и посадки в условиях плохой видимости не входят в число рассмотренных. Силсби и Харрин [130] особо подчеркивают: «Испытания проводились в ясную погоду и... результаты не содержат данных... для случаев шквального ветра или других грозовых условий».

7.4.2. Горизонтальная скорость при приземлении

Горизонтальная скорость в момент приземления самолета при посадке измерялась при большом количестве посадок, для которых одновременно производились измерения вертикальной скорости снижения. Хотя самолет F-84F оказался нетипичным

по сравнению со всеми другими самолетами в отношении вертикальной скорости, в характеристиках его горизонтальной скорости нет ничего необычного. В связи с этим посадки самолета F-84F также рассматривались при анализе данных по горизонтальной скорости самолетов. В данных, приведенных Силсби [128], для всех 478 посадок гражданских транспортных самолетов имеются результаты измерений горизонтальной скорости. Исследования были проведены для десяти самолетов, но три из них сделали каждый только по три посадки. Для других 7 самолетов критическая скорость срыва находилась в диапазоне от 108 км/час до 145 км/час. Силсби приводит средние значения посадочной скорости и стандартные отклонения в процентах от критической скорости. Дополнительный анализ первоначальных данных показал, что разброс характеристик горизонтальной посадочной скорости для различных самолетов становится намного меньше, если проводить сравнение характеристик, полученных для величины, показывающей на сколько километров в час посадочная скорость превышает критическую скорость. В табл. 7.2. приведены сравнительные величины для двух самолетов с наименьшей критической скоростью и для двух самолетов с наибольшей критической скоростью.

Таблица 7.2

Посадочные скорости для ряда гражданских самолетов [128]

Самолет	Количество посадок	Критическая скорость, км/час	Посадочная скорость минус критическая скорость		Стандартное отклонение	
			км/час	% от критической скорости	км/час	% от критической скорости
A	19	107,8	44,1	40,9	13,2	12,2
B	67	107,8	34,6	32,1	13,2	12,2
H	36	136,8	33,2	24,3	11,1	8,1
I	10	144,8	36,2	25,0	11,9	8,2
Среднее значение для всех самолетов от A до K	478	130,4	37,4	28,7	12,5	9,6

Если анализ данных о посадках самолетов производится путем сравнения разностей между посадочной скоростью и критической скоростью, а не путем сравнения величин, показывающих на сколько процентов посадочная скорость превышает критическую скорость, то все же существует значительное отличие дан-

ных для винтовых и реактивных самолетов. Была проведена соответствующая группировка данных и, кроме того, были отдельно показаны данные для военных и гражданских самолетов. Для винтовых самолетов кроме данных для 478 посадок, приведенных Силсби [128], имеются и другие данные, которые могут быть проанализированы путем сравнения разностей между посадочной скоростью и критической скоростью. Эти данные включают 101 посадку гражданского турбовинтового самолета (Стикл [138]), 144 посадки тяжелого бомбардировщика В-36 (Силсби и Харрин [129]) и 224 посадки двухмоторного винтового бомбардировщика В-26 (Силсби [131]). Критическая скорость для гражданского турбовинтового самолета на 25% выше среднего значения критической скорости для других гражданских самолетов, но средняя величина разности между посадочной скоростью и критической скоростью и стандартное отклонение разности скоростей для этого самолета равно 37 км/час и $12,2 \text{ км/час}$ по сравнению со средней величиной разности скоростей $37,4 \text{ км/час}$ и стандартным отклонением $12,6 \text{ км/час}$ для других гражданских самолетов. Для военных самолетов В-26 и В-36 аналогичные величины равны $38,5$; $15,9 \text{ км/час}$ и $30,6$; $14,1 \text{ км/час}$ соответственно.

Силсби и Ливингстон [132] приводят данные для 340 посадок 7 различных винтовых самолетов в виде отношения посадочной скорости к критической скорости в процентах. Так как в этой работе не содержится данных отдельно для каждого типа самолетов, то нельзя было провести полный анализ данных, однако приближенные расчеты показывают, что результаты не намного отличаются от результатов для рассмотренных ранее 947 посадок. Отличие данных для различных реактивных самолетов намного больше по сравнению с винтовыми как для гражданских, так и для военных самолетов, но для единства представления эти данные показаны в таком же виде, что и данные для винтовых самолетов. Сводные данные для реактивных самолетов приведены в табл. 7.3.

Горизонтальные скорости при приземлении приведены на рис. 7.6. Данные для винтовых самолетов достаточно хорошо согласуются друг с другом. Характеристики повторяемости посадочной скорости для военных и гражданских самолетов очень мало отличаются для величин разности посадочной скорости и критической скорости до 55 км/час . Ряд данных свидетельствует о том, что некоторое количество посадок образует небольшую выделяющуюся группу со значительно большими скоростями по сравнению с остальной совокупностью посадок и что такие посадки со значительно большими скоростями более вероятны для военных самолетов, чем для гражданских. Для турбореактивных самолетов разница между средними значениями посадочных скоростей и критических скоростей больше, чем для винтовых; такой увеличенный запас по скорости возможно оказался необходимым вследствие сравнительной неэффективности турбореактив-

Таблица 7.3

Посадочные скорости реактивных самолетов

Самолет	Количество посадок	Критическая скорость, км/час	Посадочная скорость минус критическая скорость, км/час	Стандартное отклонение, км/час
Гражданские: турбореактивный А [137]	103	185,2	60,2	14,56
турбореактивный А [138]	179	185,2	49,1	15,93
турбореактивный В [138]	110	179,6	39,8	13,85
Военные: Т-33	166	166,7	44,1	11,58
В-57	109	148,2	69,3	17,96
F-94C	194	222,2	36,7	15,83
F-84F	302	211,1	61,1	20,00

ных двигателей при малых скоростях и соответственно меньших запасов тяги. В табл. 7.3 показано, что результаты для различных турбореактивных самолетов имеют большой разброс, так что эти результаты заслуживают меньшей степени доверия, чем результаты для винтовых самолетов. Возможно, что разброс частично объясняется сравнительной новизной турбореактивных самолетов и, как следствие этого, недостаточной стандартизацией методов посадки. В связи с этим следует отметить, что техника пилотирования при посадке для гражданского турбореактивного самолета А заметно различалась в сентябре 1959 г. [137] и в апреле — мае 1960 г. [138] для одного и того же аэропорта. Кроме того, посадочные скорости двух военных самолетов из четырех рассмотренных были гораздо меньше, а двух других — гораздо больше средней посадочной скорости гражданских турбореактивных самолетов.

7.4.3. Угол крена и угловая скорость крена при приземлении

Чтобы иметь полные данные о характеристиках положения самолета, оказывающих непосредственное влияние на нормальные перегрузки, необходимо знать угол крена и угловую ско-

рость крена в момент приземления самолета. В работе Силсби [128] приведены результаты измерений при 478 посадках гражданских транспортных самолетов. В 413 посадках измерялись угол крена и угловая скорость крена. Измерения производились при посадках самолетов на одну и ту же взлетно-посадочную полосу и в одном и том же направлении и только в шести слу-

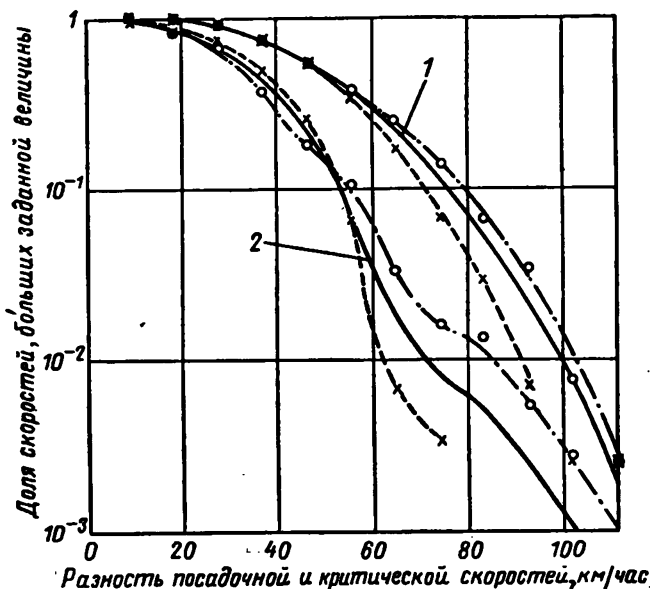


Рис. 7.6. Горизонтальная скорость при приземлении:

1—1163 посадки 3 гражданских и 4 военных реактивных самолетов; 2—947 посадок 8 гражданских и 2 военных винтовых самолетов;

— $\times$ — $\times$ — экспериментальные данные для гражданских самолетов;
— $\circ$ — экспериментальные данные для военных самолетов

чаях посадки ветер был попутным. Силсби в работе [129] приводит также данные для 86 посадок самолета В-36. В другой работе Силсби [131] приведены сводные данные по углам крена и угловым скоростям крена, полученным при измерениях в 990 случаях посадок еще 5 военных самолетов В-57, В-26, Т-33, F-94С, F-84F. NASA любезно предоставила подробности характеристик этих посадок.

Все посадки военных самолетов были разделены на группы, в каждой из которых содержатся характеристики посадок какого-либо одного самолета. Для гражданских самолетов такое разбиение не производилось. Кроме того, характеристики посадок были сгруппированы в зависимости от величины и направления (справа или слева) бокового ветра. В табл. 7.4 приведены средние значения, стандартные отклонения и коэффициенты асиммет-

Таблица 7.4

Углы крена в момент приземления на различных самолетах

Самолет	Количество посадок	Боковой ветер, км/час (П—справа Л—слева)	Угол крена в град°		
			среднее значение	стандартное отклонение	асимметрия
B-57 [131]	13	от 15,9П до 8П	—1,03	0,86	+0,51
	48	от 7,9П до 8Л	—0,90	0,67	+1,00
	22	от 8,1Л до 16Л	—0,96	0,84	+0,12
	26	от 16,1Л до 24Л	—1,16	0,87	+0,12
	109	Итого:	—0,99	0,77	+0,34
B-26 [131]	64	от 15,9П до 8П	—0,30	1,27	+0,41
	71	от 7,9П до 8Л	—0,67	0,98	+0,31
	64	от 8,1Л до 16Л	—0,86	1,01	+0,27
	25	от 16,1Л до 24Л	—1,13	0,86	+0,67
	224	Итого:	—0,67	1,10	+0,67
T-33 [131]	44	от 15,9П до 8П	—0,12	1,57	+0,35
	57	от 7,9П до 8Л	—0,63	1,22	+0,33
	44	от 8,1Л до 16Л	—0,88	1,02	+0,19
	20	от 16,1Л до 24Л	—1,54	1,02	—0,65
	165	Итого:	—0,67	1,33	+0,52
F-94C [131]	28	от 15,9П до 8П	—0,31	1,52	+0,47
	99	от 7,9П до 8Л	—0,82	1,45	+0,34
	27	от 8,1Л до 16Л	—1,22	1,68	—0,01
	40	от 16,1Л до 24Л	—2,56	1,75	+0,24
	194	Итого:	—1,16	1,69	+0,26
F-84F [131]	83	от 15,9П до 8П	—0,75	1,24	+0,35
	127	от 7,9П до 8Л	—1,02	1,47	—0,28
	61	от 8,1Л до 16Л	—1,18	1,72	0,00
	27	от 16,1Л до 24Л	—1,44	1,57	—0,40
	298	Итого:	—1,02	1,48	—0,01
B-36 [129]	18	от 15,9П до 8П	+0,44	0,96	+0,02
	19	от 7,9П до 8Л	+0,19	0,83	+0,13
	19	от 8,1Л до 16Л	+0,04	1,14	—0,38
	30	от 16,1Л до 24Л	+0,30	1,24	+0,86
	86	Итого:	+0,25	1,07	+0,36
Различные гражданские самолеты: 6 двухмоторных, 5 четырехмоторных [128]	144	от 15,9П до 8П	—0,36	1,01	0,00
	98	от 7,9П до 8Л	—1,21	1,11	—0,51
	122	от 8,1Л до 16Л	—1,16	1,50	+0,09
	49	от 16,1Л до 24Л	—1,44	1,53	+0,10
	413	Итого:	—0,93	1,32	—0,23

рии для распределений повторяемости углов крена, а в табл. 7.5 приведены соответствующие величины для угловой скорости крена.

Объем имеющихся данных недостаточен для того чтобы сделать какие-либо выводы, кроме чисто качественных, так как данные для разных самолетов сильно отличаются друг от друга. При слабом боковом ветре средние значения углов крена и угловой скорости крена, по-видимому, не зависят от назначения и размера самолета и отличие данных от одного самолета к другому невелико. Средний угол крена соответствует крену влево менее чем на 1° для всех самолетов, кроме самолета В-36, для которого средний угол крена равен $0,1^\circ$ вправо. Средняя угловая скорость крена меньше 1° в секунду и соответствует вращению в сторону колеса, которое первым соприкасается с землей, за исключением самолета В-57, для которого средняя угловая скорость крена равна $0,3^\circ$ в секунду и соответствует вращению от колеса, которое первым соприкасается с землей. Влияние бокового ветра на величину среднего угла крена во многом одинаково для всех самолетов. Боковой ветер слева приводит к увеличению среднего угла крена влево, а боковой ветер справа увеличивает средний угол крена вправо. Эти изменения угла крена зависят от величины бокового ветра и величина их имеет порядок 1° на 32 км/час скорости ветра. Зависимость изменений угловой скорости крена от величины бокового ветра не обнаружена.

Разброс величин угла крена и угловой скорости крена от посадки к посадке главным образом зависит от размера самолета. Исходя из общих соображений, можно предположить, что важным фактором является момент инерции самолета относительно продольной оси. При боковом ветре слева для трех небольших самолетов Т-33, F-94C и F-84F стандартное отклонение угла крена было равно примерно $1,4^\circ$, а стандартное отклонение угловой скорости крена — примерно $2,8^\circ$ в секунду. Для самолетов В-26, В-57, В-36 и для гражданских самолетов стандартное отклонение угла крена составляет примерно 1° . Величина стандартного отклонения угловой скорости крена для этих самолетов уменьшается в зависимости от величины момента инерции относительно продольной оси и составляет примерно $1,7^\circ$ в секунду для самолета В-57 и $0,7^\circ$ в секунду для самолета В-36. С увеличением бокового ветра наблюдается тенденция к увеличению разброса, но это увеличение разброса с увеличением бокового ветра не прослеживается четко до скорости ветра 24 км/час .

Скорость бокового ветра, превышающая 24 км/час , имела место только при посадках гражданских самолетов. В таких условиях были сделаны 49 посадок из 413. Из табл. 7.4 и 7.5 видно, что стандартные отклонения угла крена и угловой скорости крена при таком сильном боковом ветре примерно на 50% больше соответствующих величин для посадки при слабом боковом вет-

Таблица 7.5

Угловые скорости крена в момент приземления на различных самолетах

Самолет	Количество посадок	Боковой ветер км/час (П—справа Л—слева)	Угловая скорость крена в град/сек		
			среднее значение	стандартное отклонение	асимметрия
В-57 [131]	13	от 15,9П до 8П	-0,03	1,94	+0,48
	48	от 7,9П до 8Л	-0,29	1,70	-0,09
	22	от 8,1Л до 16Л	-0,34	1,42	-0,83
	26	от 16,1Л до 24Л	-0,09	1,97	+0,64
	109	Итого:	-0,22	1,72	+0,20
В-26 [131]	64	от 15,9П до 8П	0	1,73	+0,65
	71	от 7,9П до 8Л	0	1,30	+0,90
	64	от 8,1Л до 16Л	+0,68	1,39	-0,63
	25	от 16,1Л до 24Л	+0,76	1,40	-0,24
	224	Итого:	+0,27	1,52	+0,27
Т-33 [131]	44	от 15,9П до 8П	+1,02	2,69	+0,28
	57	от 7,9П до 8Л	+0,38	2,91	+0,47
	44	от 8,1Л до 16Л	-0,29	2,82	-0,57
	20	от 16,1Л до 24Л	-1,49	3,62	-0,22
	165	Итого:	+0,15	3,00	-0,10
F-94C [131]	28	от 15,9П до 8П	+0,64	2,84	+0,88
	99	от 7,9П до 8Л	+0,90	2,28	+0,45
	27	от 8,1Л до 16Л	+0,80	2,47	-0,17
	40	от 16,1Л до 24Л	+0,90	3,12	+0,19
	194	Итого:	+0,76	3,07	+0,20
F-84F [131]	83	от 15,9П до 8П	+0,52	2,55	+0,22
	127	от 7,9П до 8Л	+1,00	2,70	+1,08
	61	от 8,1Л до 16Л	+0,29	3,08	-0,26
	27	от 16,1Л до 24Л	+0,93	2,57	+0,34
	298	Итого:	+0,71	2,73	+0,42
В-36 [129]	18	от 15,9П до 8П	+0,10	0,80	+1,05
	19	от 7,9П до 8Л	+0,14	0,73	+0,25
	19	от 8,1Л до 16Л	+0,27	0,70	+0,93
	30	от 16,1Л до 24Л	-0,10	0,70	+0,12
	86	Итого:	+0,09	0,73	+0,06
Различные гражданские самолеты: 6 двухмоторных, 5 четырехмоторных [128]	144	от 15,9П до 8П	+0,16	1,21	-0,01
	98	от 7,9П до 8Л	+0,41	1,25	+0,09
	122	от 8,1Л до 16Л	+0,35	1,39	-0,10
	49	от 16,1Л до 24Л	+0,77	2,04	-0,30
	413	Итого:	+0,35	1,40	-0,02

ре. Из указанных 49 посадок 28 относятся к посадкам двухмоторных самолетов, посадочный вес которых находился в пределах 11 000—18 000 кг, и 21 посадка относится к посадкам четырехмоторных самолетов с посадочным весом от 27 000 кг до 45 000 кг. Для более легких самолетов стандартное отклонение угла крена только на 8% больше, чем для тяжелых, но стандартное отклонение угловой скорости крена больше на 50%. Объем данных для величин скорости бокового ветра, больших 24 км/час, довольно мал, но эти данные показывают, что для самолетов с малыми значениями момента инерции относительно продольной оси могут возникать большие нагрузки.

Асимметрия распределений для гражданских самолетов очень мала и распределения могут быть с достаточной степенью точности приняты нормальными для всего диапазона измерений, т. е. примерно для диапазона, соответствующего двум стандартным отклонениям от среднего значения. Распределения для военных самолетов значительно более асимметричны, но даже в этом случае ошибка не будет большой, если принять, что распределения являются нормальными.

7.4.4. Сравнение условий посадки в моменты удара первого и второго колес о землю

Как уже указывалось, четыре параметра, а именно: горизонтальная скорость, вертикальная скорость, угол крена и угловая скорость крена, по-видимому, не связаны корреляционными зависимостями. Поэтому можно получить величину вертикальной скорости касания земли вторым колесом, исходя из распределений величин указанных выше четырех параметров для момента касания земли первым колесом. Однако вертикальная скорость снижения сама по себе настолько важна, что представляет интерес анализ прямой корреляционной зависимости величин вертикальной скорости касания земли первым и вторым колесом. В 312 посадках из 478 посадок транспортных самолетов, для которых Силсби [128] проводил измерения, определялись величины вертикальной скорости для обоих колес. Харрин [38] проанализировал эти результаты, разделив их на две группы в зависимости от направления угловой скорости вращения самолета в момент приземления. Он показал, что получение более высокой вертикальной скорости является более вероятным для колеса, по направлению к которому происходит движение самолета по крену в момент первого касания земли. На рис. 7.7 приведены относительные распределения вертикальной скорости для каждого из колес, полученные по суммарным данным двух групп результатов, рассмотренных Харриным. Такое сравнение является более надежным, чем сравнение результатов, полученных на основании данных об углах крена и угловых скоростях крена, и до тех пор, пока не будут получены дополнительные данные, при-

веденные результаты с достаточной степенью надежности могут быть использованы применительно ко всем самолетам. Из рис. 7.7

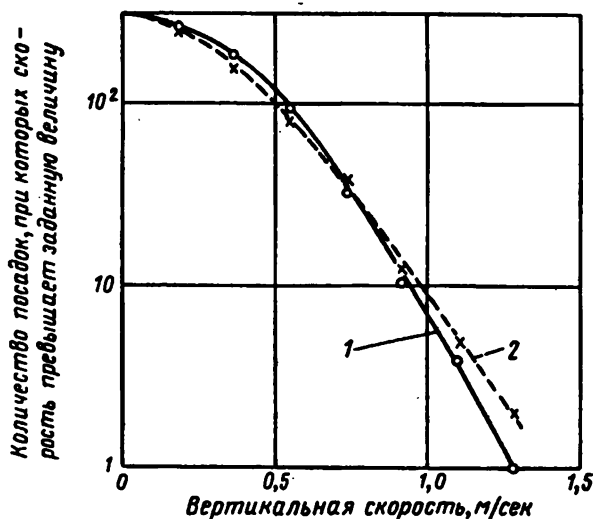


Рис. 7.7. Сравнение вертикальных скоростей в момент приземления для первого и второго колеса:

1—первое колесо; 2—второе колесо

видно, что для второго колеса малые значения скорости встречаются несколько реже, а большие несколько чаще, чем для первого колеса.

7.4.5. Непосредственные измерения нормальной перегрузки

Нагрузки, действующие на самолет со стороны шасси, зависят от положения самолета при ударе колесами о землю. Шасси представляет собой нелинейную систему, и на корреляционные зависимости для максимальных нормальных перегрузок в центре тяжести будет сильно влиять рыскание. Дреер [22] рассмотрел 268 посадок учебно-тренировочного самолета и на основании их анализа показал, что несмотря на некоторый разброс, который можно было ожидать, существует определенная связь между максимальными значениями приращений нормальной перегрузки и значениями вертикальной скорости, измеренными только для одного колеса, и эта зависимость находится в хорошем соответствии с теоретическими результатами Милвицкого [78]. Использование максимальных приращений нормальной перегрузки для определения вертикальной скорости дает определенные преимущества по сравнению с фотографическим методом, так как таким способом можно определять перегрузки для любых посадок, особенно для посадок при плохой видимости. Записи перегруз-

зок имеются примерно для 3000 посадок самолетов с поршневыми двигателями и примерно для 7000 посадок самолетов с турбореактивными двигателями. На рис. 7.8 приведены данные

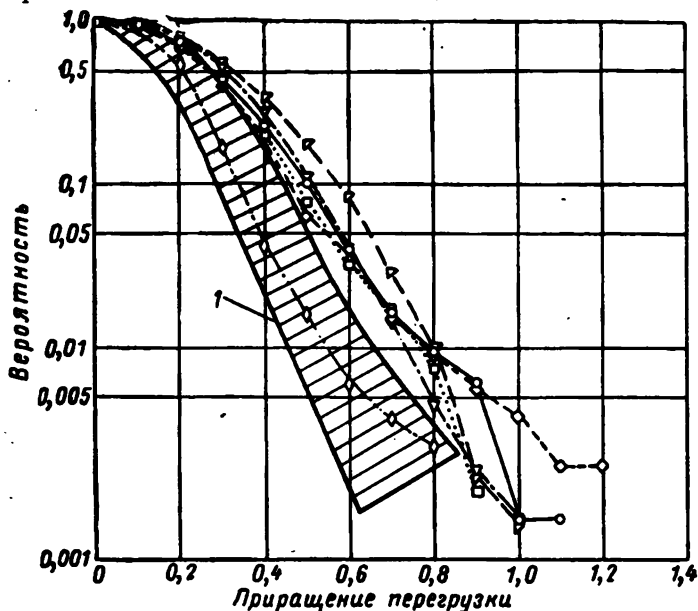


Рис. 7.8. Нормальная перегрузка при приземлении самолета:

I — поршневые самолеты, 3211 посадок

Тип самолета	Варианты самолета	Количество посадок
—○— I	A, D	1129
...□... II	A, B, C	1480
- - -◇- - - III	A	524
- - -▽- - - IV	A	1096
- - -▽- - - V	A	2445
- - -◇- - - VI	A	799

по перегрузкам, взятые из работы [136]. Соответствующие данные, необходимые для того чтобы провести сравнение с вертикальными скоростями при приземлении, отсутствуют.

§ 7.5. ПРОДОЛЬНЫЕ И БОКОВЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Перегрузки, действующие в плоскости взлетно-посадочной полосы, оказывают большое влияние на нагрузки на шасси, а

также на взлетные и посадочные аэродинамические характеристики самолетов. Джойнер [49] составил сводные данные для большого количества исследований, проведенных в Исследовательском центре им. Лентли для случаев торможения на мокрых взлетно-посадочных полосах и для торможения при наличии мокрого снега. Для большого количества приведенных случаев известны характеристики самолетов и пневматиков, что позволяет сделать некоторые выводы, которые могли бы быть справедливы для самолетов вообще. Однако в работе Джойнера [49] и в работах, на которые он ссылается, не было предпринято попыток провести такой анализ.

Глава VIII

ТЕМПЕРАТУРА И СКОРОСТЬ В ПОЛЕТЕ

§ 8.1. ВВЕДЕНИЕ

Между температурой конструкции и числом M в полете имеется как прямая связь, так и косвенная, обусловленная действиями летчика. Работа турбореактивных двигателей так же, как и работа конструкции самолета, сильно связана с температурой; для каждой из этих частей самолета имеется свое предельно допустимое число M , зависящее от температуры окружающего воздуха и от времени, в течение которого эта температура действует. Интенсивность нагрева двигателя и конструкции самолета различны, поэтому в инструкции по пилотированию должны учитываться оба эти фактора. Число M в полете зависит от истинной скорости самолета. При увеличении температуры окружающего воздуха при заданном значении M увеличивается и температура конструкции. Одновременно возрастает истинная скорость полета, хотя и не в такой степени. Таким образом, чтобы выдержать постоянную истинную скорость при увеличении температуры окружающего воздуха, можно уменьшить число M , однако не в такой степени, чтобы предотвратить рост температуры конструкции самолета.

Летчик имеет достаточно большую свободу в выборе числа M и он принимает решение, учитывая, что при заданном числе M с ростом температуры окружающего воздуха температура двигателя и конструкции, а также истинная скорость полета возрастают. Простой подход к выбору температуры атмосферы только на основе сведений гл. II, но без учета действий пилота из-за изменений температуры окружающего воздуха, не представляет особой ценности. Более того, следует учитывать изменения температуры атмосферы, которые могут появляться на сравнительно коротких отрезках пути, когда скорость самолета не может быть существенно изменена летчиком.

Имеющиеся сведения относительно температуры конструкции и чисел M в полете настолько ограничены, что приходится принимать некоторые условные допущения и экстраполяцию с тем,

чтобы получить данные, пригодные для определения нагрузок на конструкцию. Для уверенности при пользовании тем или иным параметром, а также для облегчения замены одних данных другими, более применимыми для каждого конкретного самолета, рассматриваемая проблема разделена на несколько частей, основные из них следующие:

1) общая продолжительность полета с данной индикаторной скоростью;

2) число достижений каждой скорости;

3) продолжительность полета с различными скоростями в различных диапазонах высот для некоторых выбранных самолетов;

4) отклонение температуры окружающего воздуха от средней температуры.

Эти части существенно взаимосвязаны и ниже будет сделана попытка качественно оценить эту взаимосвязь.

§ 8.2. ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ ИНДИКАТОРНЫХ СКОРОСТЯХ

Большая часть располагаемых данных относится к самолетам, максимальная скорость которых меньше, чем соответствующая числу $M=1,5$. Ограниченные сведения имеются и для самолетов, имеющих число M до 2,8, однако они не достаточны для получения надежного распределения скоростей при значении M до 2,5. Поэтому эти материалы следует использовать лишь в связи с экстраполяцией данных, полученных до $M=1,5$. Температура конструкции изменяется приблизительно пропорционально квадрату скорости и для самолетов, изготовленных из алюминиевых сплавов, степень важности этого фактора при $M>2$ возрастает. Метод, применяемый при пилотировании этих самолетов на таких скоростях, может существенно измениться и привести к соответствующим неопределенностям при формировании общих выводов из полученных данных.

Так как главный интерес представляет продолжительность полета с большими скоростями, то имеет смысл представлять данные в виде относительной продолжительности полета с различными скоростями, что приводит к чрезмерно сжатому масштабу при меньших скоростях полета, но это не имеет существенного значения, так как малые скорости не представляют особого интереса.

При выполнении маневров на определенной скорости летчик пытается (в ряде случаев непреднамеренно) получить вполне конкретную нормальную к траектории полета перегрузку и отклонение от такого процесса получается более или менее случайным. Поэтому, если нет существенных ограничений для получения усеченного распределения, таких как потеря скорости при маневре в плоскости тангажа, или невозможности увеличения

скорости при посадке, то отклонения, вероятно, будут почти одинаково распределены относительно средних значений. Примером этого может служить распределение скоростей при выполнении маневров в плоскости тангажа, описанное в гл. V. Это распределение характеризуется средним значением скорости и стандартным отклонением от среднего. Были получены и некоторые искажения, однако в большинстве случаев они были незначительными, так что скорость, соответствующая медиане распределения, несущественно отличается от средней скорости.

Распределение как скоростей, так и нормальных перегрузок при выполнении маневров в плоскости тангажа, представляет интерес и для определения продолжительности полета с различными скоростями. Поэтому в данном случае представляется удобным использовать тот же самый метод и для изучения распределения скоростей. В большинстве полетных заданий самолет пребывает на вполне конкретной скорости или вблизи нее, за исключением двух существенных отклонений: одно — при проведении высокоскоростных полетов, другое — при уменьшении скорости для посадки. Так как эти отклонения отличны друг от друга по своему характеру, то представляется маловероятным, чтобы суммарное распределение скоростей было симметричным. В тех случаях, когда эти отклонения занимают очень малую часть общего времени полета, закон распределения скоростей будет достаточно близким к симметричному и не очень сильно отличаться от нормального. Обычно в эту категорию попадают транспортные самолеты и тяжелые бомбардировщики. Истребителям, истребителям-бомбардировщикам и тренировочным самолетам часто приходится совершать высокоскоростные полеты, что приводит к асимметрии распределения, поэтому для таких самолетов более удобным оказывается рассматривать распределение относительно медианного, а не относительного среднего значения скорости.

Имеющиеся данные о продолжительности полета на различных скоростях относятся в основном к самолетам с турбореактивными двигателями. Поэтому распределения, полученные для больших скоростей полета, нельзя распространять на самолеты винтомоторной группы. Основная разница заключается в том, что турбореактивные самолеты гораздо легче достигают предельно допустимую скорость полета. Таким образом, случайное отклонение от крейсерской скорости несущественно лимитировано верхним пределом скорости, кроме того, самолет находится на скоростях, меньше предельной, скорее из-за того, что летчик следит за скоростью полета, а не за счет того, что не хватает мощности двигателей. Ограничение скорости, за которым нужно следить по индикатору на приборной доске, влияет на распределение продолжительности полета со скоростями, близкими к этому ограничению. Но указанный эффект не существенен для бомбардировщиков и транспортных самолетов, о которых в первую оче-

редь говорится ниже. В этой группе находятся три самолета: В-47, С-130 и В-52, данные по которым приведены в работах [26], [107], [157] и [53]. Полученные распределения скоростей имеют довольно симметричный вид и для высот полета ниже 9000 м средние индикаторные скорости для самолетов В-47, С-130 и В-52 составляют соответственно 504, 426 и 469 км/час. Для высот выше 9000 м эти средние для В-47 и В-52 равны 445 и 435 км/час.

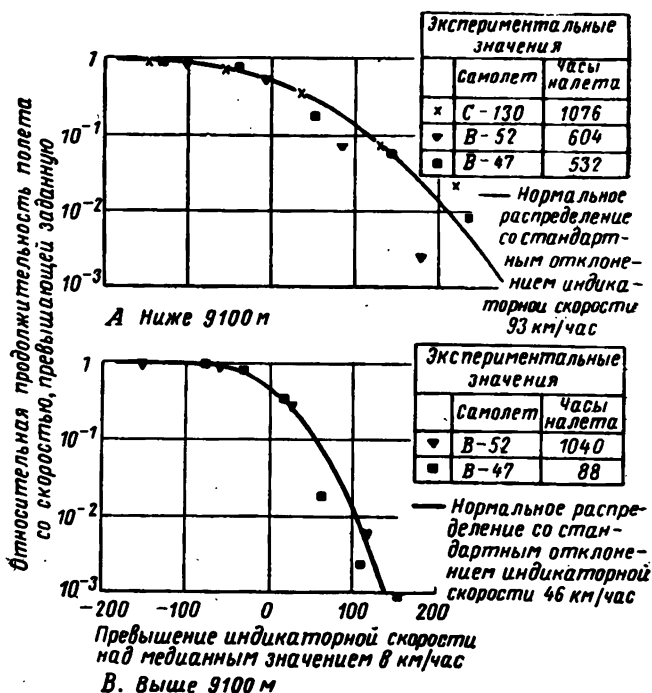


Рис. 8.1. Относительная продолжительность полета бомбардировщиков и транспортных самолетов с различными скоростями

Общая продолжительность полета с различными скоростями показана на рис. 8.1, где по оси абсцисс отложено отклонение от индикаторной скорости, соответствующей медианному значению. Для сравнения там же приведены кривые нормального распределения. Для высот ниже 9100 м стандартное отклонение равно 93 км/час. Можно видеть, что в этом случае ни одно из трех экспериментальных распределений не очень отличается от нормального. Выше 9100 м экспериментальным результатам хорошо соответствует нормальное распределение со стандартным отклонением индикаторной скорости 46 км/час.

Для истребителей и истребителей-бомбардировщиков имеется ряд случаев приближения к очень большим скоростям, и на основе анализа конкретных записей можно предположить, что продолжительность полета со скоростями, большими, чем рассматриваемая, изменяется со скоростью по экспоненциальному закону вплоть до скорости, соответствующей 80% от расчетной скорости пикирования. Для больших скоростей эффект ограничения скорости оказывается существенным и такие случаи должны быть рассмотрены отдельно.

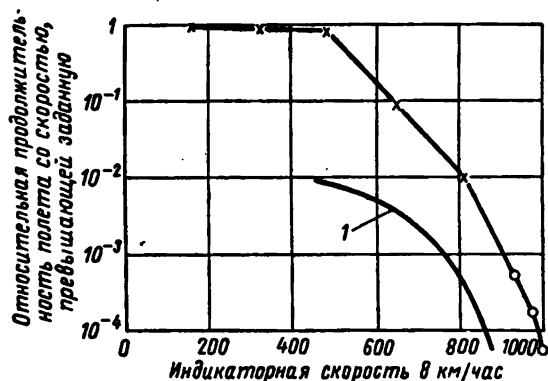


Рис. 8.2. Относительная продолжительность полета истребителя F-84G с различными скоростями при атаках по наземным целям в Корее, 349 час налета:

1 — оценка времени, затрачиваемого на атаку по наземным целям;

× — F-84G;

○ — оценка по данным, относящимся к самолету F2H-2, с учетом разницы расчетных скоростей пикирования

На основе данных Грея [33] по самолетам F-84, совершавших в корейскую войну атаки по наземным целям, и используя некоторые упрощающие предположения, можно произвести оценку того распределения, которое следует ожидать при высоких скоростях полета. На рис. 8.2 показана продолжительность полета самолета F-84G с различными скоростями. Для построения части кривой, где скорость больше той, на которой производились записи, были взяты данные гл. V в предположении, что продолжительность полета со скоростями, вблизи которых достигаются предельные нагрузки, примерно одна и та же и составляет около 0,05 час. В дальнейшем будет показано, что если это время действительно одинаково, то форма кривых оказывается одной и той же, но отсчет времени зависит от продолжительности таких полетов (ввиду отсутствия данных для F-84G были использованы материалы Дж. П. Майера и Харриса [74], полученные на морском реактивном истребителе F2H-2). Одним из случаев достиже-

ния высоких скоростей является атака по наземным целям, когда самолет разгоняется при пикировании и затем с большой нормальной перегрузкой выводится из него. Такой способ достижения высоких скоростей является основным для самолетов с воздушными винтами, но не для турбореактивных самолетов.

Для того чтобы оценить продолжительность полета с различными скоростями при атаке наземных целей, следует принять ряд упрощающих предположений. Это было сделано для самолета F-84G и результаты оценок показаны на рис. 8.2. Рассмотрим, какие же были приняты упрощения. В работе Грея [33] указано, что наиболее резкие маневры самолетом F-84G осуществлялись при бомбометании с больших углов, и предположено, что все маневры являются столь же резкими и происходят один раз в час. Для бомбометаний с больших углов самолет F-84G начинал пикирование с высоты 3000 м при скорости 454 км/час, а угол наклона траектории составлял 39°. Выход из пикирования осуществлялся на 1,8 км ниже с радиусом около 1,2 км при скорости 734 км/час. Кривая на рис. 8.2 получена исходя из того, что разброс скоростей принимался равным 26,7 км/час, т. е. таким же, как и для скоростей, при которых возникала максимальная перегрузка (см. гл. V). Кроме того, продолжительность полета на любой скорости была увеличена вдвое с тем, чтобы учесть падение скорости при последующем наборе высоты. Возможно, что эти предположения являются довольно грубыми и полученное время несколько завышено, но, очевидно, это завышение на любой скорости составляет не более нескольких процентов от общего времени полетов. Отсюда естественно предположить, что время, необходимое для совершения маневра на любой скорости, настолько мало, что любое изменение в технике проведения этих маневров будет оказывать ничтожное влияние на общую продолжительность полета на любой скорости.

Большой объем сведений имеется также и об истребителях класса F-100 при их нормальной эксплуатации в течение 6050 час налета (см. работу Титуса [150]). Большие скорости этими самолетами достигались, вероятно, в основном при маневрах во время воздушных атак на почти одних и тех же высотах достаточно далеко от земли. На рис. 8.3 показана продолжительность полета самолета F-100 на различных скоростях. На участке от медианного значения скорости до 0,8 расчетной скорости пикирования результаты измерений достаточно хорошо соответствуют экспоненте. На больших скоростях это время падает более резко.

Полученные значения на индикаторных скоростях 1112 и 1204 км/час можно было бы сравнить с повторяемостью этих высоких скоростей и оценить среднюю продолжительность полета на каждой из них. Подобной информации по самолету F-100 не имеется, но эту оценку можно произвести, если использовать данные по скоростям самолета «Хантер», пересчитанных через

отношение расчетных скоростей пикирования обоих самолетов. В работе Е. М. Оуэна и Селлеса [94] приводится повторяемость больших скоростей самолета (т. е. таких скоростей, которые встречаются раз в 30 час и реже).

Результаты пересчета достаточно хорошо совпадают с продолжительностью полета самолета F-100 на индикаторных скоростях, больших 1112 и 1204 км/час, при условии, что среднее время полета на соответствующей скорости составляло 0,05 час. По оценкам получилось, что самолет F-84G даже при атаках по на-

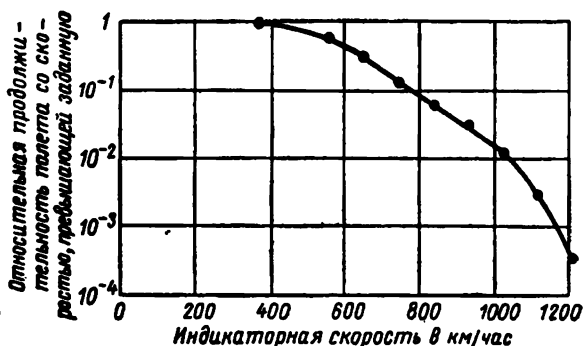


Рис. 8.3. Относительная продолжительность полета истребителя типа F-100 с различными скоростями при многоцелевых полетах, 6050 час налета

земным целям летал с высокими скоростями гораздо больше, чем это можно было ожидать при действительно совершенных атаках. У самолета F-100, который совершает свои высокоскоростные полеты в основном на больших высотах, время полета с высокими скоростями еще больше. Продолжительность полета со скоростями большими, чем рассматриваемая, уменьшается по экспоненциальному закону в 10 раз при отклонении индикаторной скорости для самолета F-84G на ≈ 167 км/час, а для самолета F-100 на ≈ 278 км/час.

На рис. 8.4 приведено время полета с различными скоростями для нескольких типов истребителей. В качестве основы для сравнения взяты кривые, соответствующие самолетам F-84G и F-100. Чтобы облегчить сравнение данных по истребителям с сильно отличающимися скоростями, изменение продолжительности полета с той или иной скоростью дано в функции превышения этой скорости над медианным значением для каждого самолета. Медианное значение, а не средняя скорость, было выбрано потому, что оно, вероятно, более близко к обычно употребляемому понятию крейсерской скорости и, таким образом, это значение может быть легко оценено на стадии проектирования самолетов. Чтобы перейти к действительным значениям индикаторной скорости, не-

обходимо к значениям абсциссы рис. 8.4 добавить медианное значение индикаторной скорости 510 км/час для F-106, 548 км/час для F-102, 593 км/час для RF-101C, 560 км/час для F-104, 628 км/час для F-105 и 506 км/час для F-86 (см. работы [14],

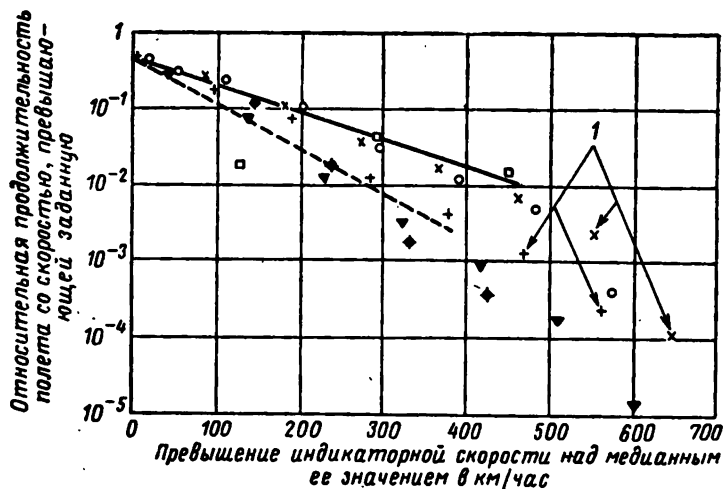


Рис. 8.4. Относительная продолжительность полета истребителей с различными скоростями:

1—точки, соответствующие скоростям, большим $0,8V_D$.

Результаты измерений сравниваются с данными по самолету F-84G при атаках по наземным целям и по самолету F-100 при многоцелевых полетах. Для обоих самолетов рассматриваются скорости до 0,8 от расчетной скорости пикирования V_D .

	Самолет	Часы полета
—	F-100 по рис. 8.3	
- - -	F-84 по рис. 8.2	
▼	F-106	3773
+	F-102	2086
◆	RF-101C	2025
×	F-104	1840
□	F-86	1577
○	F-105	380

[153], [158], [84], [85], [154] и [33]). Самолеты F-106 и F-101C имеют распределения скоростей, близкие к распределению у самолета F-84G; для F-101C это в основном получается из-за превалирования больших скоростей на высотах ниже 1500 м, но для самолета F-106 совпадение получилось скорее всего случайно. Для этих двух самолетов имеются и распределения по

высотам, о чем будет более подробно сказано в § 8.3. Распределения для четырех других самолетов близки к распределению для самолета F-100, а среднее по этим четырем практически не отличается от распределения для F-100.

Однако следует остановиться более подробно на данных по самолету F-102. Полученные для него точки далеко не соответствуют экспоненте, а именно: точки при скорости, большей медианной на 193 км/час, лежат существенно выше экспоненты, а при скорости, на 285 км/час большей медианного значения, точки оказываются значительно ниже указанной кривой. Линия, соединяющая эти точки, к тому же идет несколько круче, чем у кривой для самолета F-84G при атаках по наземным целям. Дальнейший анализ данных по самолету F-102 показывает, что при встрече самолета с зенитным огнем скорость, соответствующая медианному значению, была на 56 км/час больше, чем для всех режимов в целом. Кроме того, продолжительность полета с большими скоростями уменьшается несколько быстрее, чем для самолета F-84G при атаках по наземным целям. Можно предположить также, что полное распределение состоит из двух частей: одна ближе соответствует распределению для самолета F-100, а другая — для самолета F-84G. Медианное значение скорости при атаках по наземным целям значительно больше, что приводит к излому кривой. Если же атаки по наземным целям производятся на скоростях, незначительно превышающих скорости при воздушных атаках, то их «вклад» в продолжительность полета на больших скоростях оказывается незначительным из-за более быстрого падения этой продолжительности по скорости, в результате чего форма кривых практически не изменяется. Такие рассуждения относятся, пожалуй, и к самолетам F-104 и F-105. При использовании же результатов рис. 8.4 для других самолетов следует отдельно оценивать роль атак по воздушным целям и атак по наземным целям.

Данных по тренировочным самолетам не очень много и те, что имеются, приведены на рис. 8.5. Они относятся к самолету первоначального обучения T-34, к самолету повышенной летной подготовки T-33 и к самолету усовершенствования инструкторов T-37. Большинство полетов проводилось под наблюдением инструкторов и это, очевидно, в целом привело к уменьшению разброса в продолжительности полетов с различными скоростями по сравнению с истребителями. Поэтому имело бы смысл сравнивать полученные данные с данными по транспортным самолетам и бомбардировщикам. Средние индикаторные скорости самолетов T-33, T-34 и T-37 равны 443, 191 и 324 км/час соответственно. Если для двух самолетов дальнейшего обучения соответствие данных достаточно хорошее, то для самолета первоначального обучения имеются существенные отличия. Допустимые отклонения скорости у самолетов первоначального обучения обычно сами по себе очень малы, но в отдельных случаях поле-

тов с высокими скоростями было гораздо больше, чем у других тренировочных самолетов. Самолет первоначального обучения является относительно тихоходным, но скорость 484 км/час (т. е. скорость на 293 км/час больше средней) превышалась 0,15%

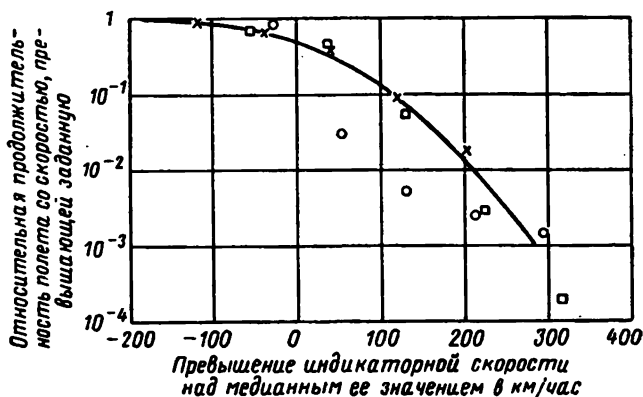


Рис. 8.5. Относительная продолжительность полета тренировочных самолетов с различными скоростями:

— нормальное распределение со стандартным отклонением индикаторной скорости 93 км/час

Экспериментальные точки:

Самолет	Часы полета
□ типа Т-37	1356
× типа Т-33	479
○ типа Т-34	426

от всего времени полетов, причем эта скорость на 39 км/час больше, чем расчетная скорость ликирования. Полученные точки можно считать выпадающими, так как по первоисточникам время полета со скоростью, превышающей расчетную скорость пикирования на 120 км/час, составило 0,05% от общего времени полетов.

§ 8.3. ИЗМЕНЕНИЕ С ВЫСОТОЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ

Основная ценность данных по индикаторным скоростям заключается в их связи с числом M . На низких высотах число M относительно невелико, поэтому значительного кинетического нагрева не возникает. Однако сведения, полученные на этих высотах, позволяют более надежно экстраполировать данные на большие числа M на больших высотах. Данные об общем времени полета с различными скоростями при грубой разбивке их по вы-

сотам показывают, что в основном имеются четыре вида распределения индикаторной скорости:

А. Нормальное распределение со стандартным отклонением индикаторной скорости 93 км/час на высотах ниже 9100 м ; эти данные получены по измерениям на бомбардировщиках, транспортных и тренировочных самолетах.

В. Нормальное распределение со стандартным отклонением индикаторной скорости 46 км/час на высотах выше 9100 м ; эти данные получены по измерениям на бомбардировщиках.

С. Экспоненциальное распределение, при котором превышению индикаторной скорости над медиантным значением на каждые 278 км/час соответствует уменьшение продолжительности полета со скоростями, большими данной, в десять раз; это распределение относится к достаточно большим высотам и получено по измерениям на истребителях.

Д. Экспоненциальное распределение, при котором превышению индикаторной скорости над медиантным значением на каждые 167 км/час соответствует уменьшение продолжительности полета со скоростями, большими данной, в десять раз; это распределение относится к полетам вблизи земли и получено по измерениям на истребителях.

В табл. 8.1 приводится продолжительность полета самолета F-106 на различных высотах и скоростях; эти материалы получены за 3773 час полета ($226\,402 \text{ мин}$). Исходные данные об индикаторных скоростях были объединены в три группы в зависимости от диапазона высот: до 1500 м , $1500\text{—}9100 \text{ м}$ и выше 9100 м . В табл. 8.1 приводятся также соответствующие данные, пересчитанные для различных чисел M . Аналогичные материалы по самолетам RF-101C даны в табл. 8.2. Анализ этих таблиц показывает, что можно получить хорошие совпадения различных экспериментальных данных, если предположить, что они представляют собой комбинацию описанных выше четырех распределений (*A, B, C, D*) в различных соотношениях, за исключением лишь того, что для распределения *B* стандартное отклонение индикаторной скорости 56 км/час лучше подходит для истребителей, чем величина 46 км/час , полученная по измерениям на бомбардировщиках. Более детальная разбивка данных по высотам для самолетов F-106 и RF-101C показывает, что распределение *D* имеет место в основном на высотах, меньших 1500 м , распределение *C* справедливо главным образом в обычном диапазоне крейсерских высот полета.

На рис. 8.6 для трех диапазонов высот дан график относительной продолжительности полета самолетов F-106 со скоростями, большими, чем рассматриваемая. Хорошее совпадение с данными эксперимента получается, если принять, что для высот до 1500 м распределения *A* и *D* комбинируются в одинаковой пропорции, что распределение *A* справедливо для высот $1500\text{—}9100 \text{ м}$ и что, наконец, для высот, больших 9100 м , распределе-

Таблица 8.1

Продолжительность полета (в минутах) самолета F-106 на различных высотах и скоростях при эксплуатации его как истребителя (данные из работы [14])

Индикаторная скорость, км/час	Высота в м			Всего
	0÷1500	1501÷9100	9101÷21300	
278—369	2860	223	947	4030
370—461	7927	5649	39003	52579
463—554	9906	21348	74677	105931
556—647	8128	25961	12048	46137
649—739	2509	11757	610	14876
741—832	391	1507	240	2138
834—925	76	292	147	515
927—1017	22	35	102	159
1019—1110	6	5	23	34
1112—1203	1	1	1	3
Всего	31826	66778	127798	226402
Число М:				
0,2—0,399	11092	1754		12846
0,4—0,599	18934	23316	131	42381
0,6—0,799	1767	29901	7093	38761
0,8—0,999	33	11252	60020	71305
1,0—1,199		542	54847	55389
1,2—1,399		11	3619	3630
1,4—1,599		2	1371	1373
1,6—1,799			356	356
1,8—1,999			195	195
2,0—2,199			113	113
2,2—2,399			37	37
2,4—2,599			11	11
2,6—2,799			5	5
Всего	31826	66778	127798	226402

ние B со стандартным отклонением индикаторной скорости 55 км/час и распределение C комбинируются в соотношении 92% и 8%. Худшее соответствие наблюдается для высот 1500—9100 м, что возможно связано с наличием экспоненциального распределения, аналогичного распределениям C и D . Подобные распределения могут считаться типичными для истребителей. Распределения для других истребителей могут быть получены путем оценки относительной продолжительности полета с большими скоростями, предполагая, что для этого применимы распределения C или D . Остальное время можно рассматривать как

Таблица 8.2

**Продолжительность полета (в часах) самолета RF-101C на различных высотах и скоростях при эксплуатации его как разведчика
(данные из работы [158])**

Индикаторная скорость, км/час	Высота в м			Всего
	0÷1500	1501÷9100	9101÷18300	
278—369	29,42	4,21	6,27	39,90
370—461	60,00	39,95	36,21	136,16
463—554	143,11	204,71	218,18	566,00
556—647	278,31	311,78	54,20	644,29
649—739	319,59	82,21	0,35	402,15
741—832	188,56	12,55	0,04	201,15
834—925	30,07	2,09	0,02	32,18
927—1017	2,37	0,32		2,69
1019—1110	0,76			0,76
Всего	1052,19	657,82	315,27	2025,28
Число М:				
0,2—0,399	112,16	5,86		118,02
0,4—0,599	635,08	158,34		800,67
0,6—0,799	302,52	355,27	7,25	759,14
0,8—0,999	2,43	136,57	188,45	327,45
1,0—1,199		1,76	17,93	19,69
1,2—1,399		0,02	0,24	0,26
1,4—1,599			0,05	0,05
Всего	1052,19	657,82	315,27	2025,28

время крейсерского полета, для которого применимо распределение *A* или *B*. Самолет RF-101C, используемый главным образом как фоторазведчик, более 50% времени летает на высотах, меньших 1500 м, причем 30% этого времени приходится на полеты с большими скоростями. На высотах выше 9100 м этот самолет не может развивать такие же большие скорости, как самолет F-106, и поэтому на скоростные полеты у него приходится очень малое время; наилучшее совпадение с экспериментальными данными получается, если принять, что это время равно 0,3% от общего времени полетов.

Аналогичное распределение для всех трех рассмотренных диапазонов высот получается и по неопубликованным данным, относящимся к семи истребителям США со сходными летными характеристиками. Время налета для каждого из самолетов составляло около 300 час. Данные по шести из семи этих самолетов могут быть представлены распределением *B* со стандартным отклонением индикаторной скорости 56 км/час и менее, чем для 1%

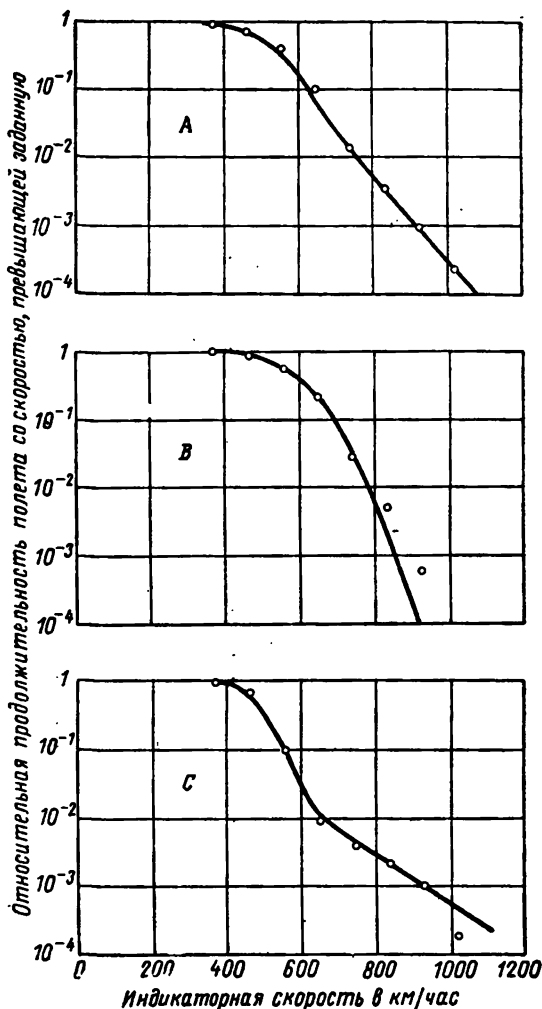


Рис. 8.6. Относительная продолжительность полета самолета F-106 с различными скоростями:

— расчет; ○ — эксперимент
 А — ниже 1500 м, 530 час налета; В — 1500–9100 м, 1113 час налета; С — выше 9100 м, 2130 час налета.

Результаты измерений, заимствованные из работы [14], сравниваются с расчетными кривыми, полученными следующим образом:

А. Для высот ниже 1500 м принимается нормальное распределение с медианным значением, полученным из эксперимента, и со стандартным отклонением индикаторной скорости 93 км/час, но 50% рассчитанных величин при превышении медианного значения скорости заменяются величинами, полученными исходя из экспоненциального распределения, при котором увеличение скорости на 167 км/час приводит к уменьшению продолжительности полета в 10 раз.

В. Для высот 1500–9100 м принимается нормальный закон распределения со стандартным отклонением скорости 93 км/час.

С. Для высот выше 9100 м принимается нормальное распределение со стандартным отклонением скорости 56 км/час, но 8% рассчитанных величин при превышении медианного значения скорости заменяется величинами, полученными исходя из экспоненциального распределения, при котором увеличение скорости на 278 км/час приводит к уменьшению продолжительности полета в 10 раз.

Таблица 8.3

Продолжительность полета (в минутах) самолетов В-47Е (по данным работы [26]) и В-52 (по данным работ [157], [53]) с различными скоростями на высотах выше 9100 м

Индикаторная скорость, км/час	В-47Е	В-52	Число М	В-47Е	В-52
185—277	5	2			
278—370	103	846	0,4—0,599	93	244
371—462	3372	42349	0,6—0,799	3631	39841
463—555	1800	18845	0,8—0,999	1560	20913
556—648	9	362	1,0—1,199	8	1407
649—740	3	1			
Всего	5292	62405	Всего	5292	62405

времени полета — распределением *D*; седьмому самолету соответствует стандартное отклонение индикаторной скорости около 93 км/час. Данные для высот ниже 9000 м были разбиты по интервалам высот через 3000 м (разбивка через 1500 м оказалась неосуществимой). Однаю анализируя материалы для высот выше и ниже 3000 м, можно оценить условия вблизи земли, а также при наборе высоты и снижении. Можно приблизительно считать, что всем самолетам при наборе высоты соответствует распределение *A*, а вблизи земли — распределения *A* и *B* комбинируются в разных пропорциях. В данном случае фактические пропорции не приводятся, так как они получены для высот до 3000 м, в то время как в остальных случаях до 1500 м.

Продолжительность полета с различными скоростями и числами *M* самолетов В-47 и В-52 на высотах выше 9100 м указана в табл. 8.3. Эти данные использовались для построения кривых на рис. 8.1 и для получения распределения *B*. Было замечено, что если исключить случаи достижения истребителями высоких скоростей, то можно считать, что они летают на некоторых крейсерских индикаторных скоростях, имеющих нормальное распределение со стандартным отклонением 55 км/час. Пилоты бомбардировщиков, по-видимому, избегают совершать полеты на больших скоростях, и для этих самолетов крейсерские индикаторные скорости имеют стандартное отклонение 46 км/час.

Данных по продолжительности полета с различными скоростями достаточно много и ими можно с уверенностью пользоваться вплоть до значений, соответствующих 0,1% общего времени полета. Имеются некоторые ограничения при скорости, превышающей 0,8 от расчетной скорости пикирования, которые были детально обсуждены при рассмотрении данных рис. 8.2 и 8.3 для самолетов F-84G и F-100. Аналогичные ограничения, по-видимому, относятся и к числам *M* вблизи расчетной скорости пикирования, однако, имеющихся данных для проведения оценок

далеко не достаточно. Но все же отсутствие подобных данных не должно приводить к большим ошибкам при использовании распределений индикаторных скоростей. Это распределение соответствует экспоненте с уменьшением времени полета на рассматриваемой скорости в 10 раз при увеличении индикаторной скорости на 55 км/час, причем предельной скорости по этой экспоненте соответствует время 10^{-4} час (точное значение для каждого конкретного самолета следует определять по материалам гл. V, а в случае отсутствия данных эксплуатации принимать время одного полета на увеличенных скоростях, равным 0,05 час).

Весьма вероятно, что использованные в этом анализе данные были получены в условиях, когда летчику не приходилось уделять большого внимания тому, чтобы температура конструкции оставалась низкой. Таким образом, если эти данные применять для самолета, изготовленного из алюминиевых сплавов, при числах $M > 2$, то необходимо вводить некоторые поправки, аналогичные поправкам на условия полета вблизи расчетной скорости пикирования. Это означает, что вышеуказанные данные могут быть использованы для средних значений температуры атмосферы, а на более высокую температуру атмосферы следует вводить соответствующие поправки.

Влияние температуры на конструкцию в значительной степени зависит от того, каким образом было «накоплено» общее время полета при данной скорости. Нагрузки, вызванные неравномерностью нагрева, зависят от темпа изменения скорости. Максимальные нагрузки при этом возникают после того, как самолет достиг своей максимальной скорости, но при любом темпе изменения скорости на высотах ниже 30 000 м нагрузки будут в течение нескольких минут превышать 90% своих максимальных значений (по этому вопросу имеется ряд работ, включая работу Джеймса Тейлора [144]).

Следовательно, без особого завышения при проектировании можно принять, что максимальные нагрузки от изменения скорости, определенные расчетным путем, будут действовать всегда. В настоящее время известны случаи достижения самолетами очень больших скоростей, однако отсутствуют сведения относительно величин продольных ускорений при разгоне до этих скоростей, а также о величинах торможения после того, как эти большие скорости были получены. Относительно числа случаев достижения меньших скоростей можно лишь строить предположения. Равновесная температура при любой скорости, превышающей крейсерскую даже на несколько километров в час, редко имеет место или же совсем не достигается. Поэтому предположение, что равновесная температура действует в течение всего времени полета на увеличенной скорости, является слишком завышенным. Такое допущение будет завышенным даже для наружных элементов конструкции, хотя при их проектировании оно, по-видимому, не вызовет существенных затруднений.

§ 8.4. ОТКЛОНЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА ОТ СРЕДНИХ ЗНАЧЕНИЙ

Условия атмосферы в «географическом» масштабе, так же как и суточные и сезонные изменения, достаточно хорошо изучены (об этом уже говорилось в гл. II). Для конструкции самолета представляет также интерес и отклонение температуры от средних значений, которые назовем «температурными порывами». Масштаб этих возмущений таков, что он может повлиять на температуру конструкции и связан, естественно, с постоянной времени нагрева внешней поверхности, соприкасающейся с атмосферой через пограничный слой. До настоящего времени не было попыток измерить эти возмущения, однако косвенно их можно оценить с помощью летающих моделей, используемых для измерений аэродинамического нагрева.

Пикен [109], Пикен и Д. Уокер [110], а также Рамсей, Пиланд и Хопко [121] проводили измерения тепловых потоков на свободно летающих моделях и в качестве меры таких потоков использовали рост температуры внешней поверхности модели. При этом у Пикена часть модели, где были установлены датчики температуры, была теплоизолирована с помощью специально подобранного материала, а Рамсей и др. удовольствовались тем, что пренебрегли изменением теплового потока вдоль обшивки. В обоих случаях из-за размеров модели, а также из-за тех участков, выбранных для измерений, постоянная времени нагрева была значительно меньше, чем для натурного самолета, так что температурные отклонения атмосферы должны были проявляться более четко. Однако несмотря на утверждения авторов указанных работ о том, что они зафиксировали подобные изменения, имеется ряд причин не принимать эти утверждения с полным доверием. У Рамсея и др. было всего два полета, а у Пикена—шесть, так что нет никакой уверенности, что были измерены типичные возмущения. К тому же, если и есть какая-нибудь зависимость между «температурными порывами» и порывами воздуха, то вполне возможно, что в опытах вообще не было никаких температурных изменений. Кроме того, у Рамсея и др. был разброс в тепловых потоках, полученных на одной из моделей, но этому факту не уделяется существенного внимания. Так например, в работе [121] на стр. 9 говорится: «Коэффициенты теплопередачи находятся в хорошем соответствии с теорией, разработанной Ван-Дристом [155] для турбулентного потока, обтекающего конус, за исключением разброса, имевшего место между 7,5 и 9,5 сек полета», а в работе [109] на стр. 6 говорится: «Сигналы с термомпары поступали через 1/80 сек после каждого оборота вращающегося переключателя. Форма сигналов была сглажена, а дифференцирование их производилось с использованием кубической интерполяции». В самой работе не приводится никаких экспериментальных записей, которых было, конечно, очень много.

Глава IX

ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

§ 9.1. ВВЕДЕНИЕ

Поток воздуха, на который не действуют никакие внешние силы, перемещается прямолинейно с постоянной по всему потоку скоростью. Течение при этом ламинарно. Когда же поток подвержен действию внешних сил, то происходит переход энергии в поток или из него. Воздух перестает двигаться вдоль прямых линий, происходит перемешивание большого количества частиц воздуха и в таком турбулентном воздухе появляются и исчезают вихри. При сравнительно небольших переходах энергии поток может продолжать движение с примерно той же средней скоростью, но с турбулентностью воздуха относительно скорости потока. Размеры и скорости вихрей в турбулентности будут зависеть от источника внешних сил. Энергия турбулентности будет пропорциональна дисперсии скорости вихрей, а масштаб турбулентности будет зависеть от размера последних, причем размеры источника внешних сил, действующих на поток, будут примерно определять размеры наибольших возникающих вихрей.

Свойства турбулентности имеют много общих особенностей для широкого диапазона масштабов и могут быть выражены через эти масштабы. Из всех видов турбулентности, действующих на самолет, наибольший масштаб имеет атмосферная турбулентность. Масштаб ее примерно пропорционален высоте вплоть до высоты 300 м, а на больших высотах его увеличение происходит медленнее. Характер этой турбулентности определяется самой атмосферой и не зависит от самолета. Вторым видом турбулентности может служить турбулентность, вызванная в основном обводами самолета и называемая бафтингом. Это явление может наблюдаться на вырезах, управляющих поверхностях или же на целых крыльях. В этом случае масштаб турбулентности имеет тот же порядок, что и размеры части самолета. Для выреза наиболее важным размером является, по-видимому, его глубина, а для управляющих поверхностей и крыла — хорда. Третий вид

турбулентности возникает в области струй, выходящих из двигателей, но эта турбулентность значительно меньше, чем при бафтинге. Масштаб ее такого же порядка, что и толщина области смешивания около струй. Этот вид турбулентности обычно называют шумом.

При рассмотрении турбулентности, вызываемой обтеканием крыла или фюзеляжа потоком воздуха, обычно стремятся использовать термин «бафтинг» только в тех случаях, когда она носит необычный характер. Турбулентность, которая всегда существует в пограничном слое и вызывает шум, обычно называют шумом даже тогда, когда она могла бы быть более правильно описана как бафтинг.

§ 9.2. ФИЗИЧЕСКОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ О ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Двумя основными параметрами любой турбулентности являются масштаб и интенсивность. Знание этих двух параметров необходимо при количественном описании турбулентности. Общая интенсивность может быть определена как кинетическая энергия турбулентности, приходящаяся на единицу массы воздуха.

Это определение само по себе слишком широко, так как кинетическая энергия имеет различные компоненты на различных длинах волн. Такое распределение по длинам волн и является характеристикой турбулентности. В идеализированной модели турбулентности распределение можно выразить: 1) величиной на одной из длин волн и 2) относительными значениями на всех других волнах. Длину волны для фиксации распределения следует выбирать пропорциональной масштабу турбулентности. Если это сделано умело, то относительные значения на других длинах волн не будут зависеть от масштаба конкретного вида турбулентности и тогда различные виды турбулентности, встречающиеся на практике, можно сравнивать друг с другом. Если же для всех видов турбулентности будет найдена хорошая идеализированная модель, то на практике результаты измерений могут быть выражены только через ее свойства лишь с небольшими изменениями.

Турбулентность должна быть описана так, чтобы можно было определять нагрузки, действующие на самолет. Во всех случаях нагрузки будут зависеть от эффекта комбинации турбулентности и основного воздушного течения. Это приводит к некоторой свободе в определении турбулентности и в проведении разделительной линии между тем, что такое турбулентность и что такое основное течение. Любая турбулентность возникает при некотором воздействии на основное течение и во время ее возникновения происходит быстро изменяющееся взаимодействие двух течений, поэтому любое правильное решение должно охватывать всю систему в целом, но такая задача фактически неразрешима. Если же турбулентность уже определена, то оказы-

вается возможным пренебречь ее взаимодействием с основным течением, но даже и в этом случае решение получается только для простейших моделей. Свойства турбулентности определены для очень малых объемов, так что их практически можно считать постоянными. В сущности эти свойства описаны как свойства турбулентности, проявляющиеся в некоторой точке, а их изменение от точки к точке связывается эмпирическим путем через основное течение. Подобное отделение турбулентности от потока возможно при условии, что соседние участки турбулентности незначительно влияют друг на друга. Это может быть при условии,

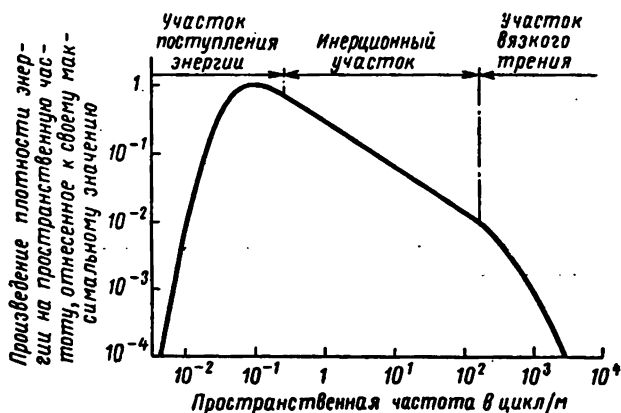


Рис. 9.1. График типичного распределения энергии турбулентности по пространственным частотам

что расстояния, требуемые для значительного изменения интенсивности турбулентности или скорости потока, велики по сравнению с масштабом турбулентности. При таких упрощениях турбулентность можно считать однородной и изотропной. Турбулентность считается однородной, если ее интенсивность во всех точках одинакова, и изотропной, если нет никаких предпочтительных направлений движения. Таким образом, вся турбулентность может быть описана через свою интенсивность, масштаб и скорость потока в каждой точке.

Типичное распределение энергии по длинам волн дано на рис. 9.1 (энергия турбулентности может иметь произвольное направление и изменяться вдоль потока случайным образом). По оси абсцисс отложен логарифм пространственной частоты, а по оси ординат — логарифм произведения пространственной частоты на плотность энергии при этой частоте. По оси абсцисс указана величина, имеющая размерность *цикл/м*, так что максимальное значение ординаты должно быть показано при определенном количестве циклов на метр, но это не имеет никакого особого значения. Распределение состоит из трех основных диапазонов:

1) диапазон низких пространственных частот; здесь главным является то, что на этом диапазоне происходит основное поступление энергии в турбулентность;

2) диапазон промежуточных пространственных частот, на котором имеет место как малое поступление энергии, так и малые ее потери, но здесь происходит передача энергии в диапазон более высоких пространственных частот за счет разрушения больших вихрей на более мелкие;

3) диапазон высоких пространственных частот, на которых благодаря вязкости происходит переход энергии турбулентности в тепло.

Эти три диапазона называются соответственно участком поступления энергии, инерционным участком и участком вязкого трения. Согласно оценке, произведенной в работе Зброзека [167], инерционный участок переходит в участок вязкого трения на длине волны порядка одного сантиметра. Доля энергии в атмосферной турбулентности, при бафтинге и даже в шуме реактивной струи на длинах волн, меньших одного сантиметра, так мала, что участком вязкого трения можно пренебречь. Таким образом, распределение любой турбулентности, действующей на самолет, можно считать состоящим из участка поступления энергии и инерционного участка. При аналитических исследованиях можно предположить, что участок поступления энергии начинается с пространственной частоты, равной нулю, а инерционный участок продолжается до бесконечности, т. е. до длины волны, равной нулю. Колмогоровым в работе [56] показано, что в инерционном участке плотность энергии пропорциональна пространственной частоте в степени $-5/3$. Это можно доказать методом анализа размерностей. Плотность энергии, приходящейся на единицу массы воздуха, построенная по пространственным частотам, имеет размерность $[\text{длина}]^3 \times [\text{время}]^{-2}$. Каскадный процесс разрушения крупных вихрей на более мелкие является функцией пространственной частоты, размерность которой $[\text{длина}]^{-1}$, и степени передачи энергии с одной частоты на другую, имеющей размерность $[\text{длина}]^2 \times [\text{время}]^{-3}$. Плотность энергии будет иметь ту же размерность, что и каскадный процесс, если $[\text{длина}]^3 \times [\text{время}]^{-2} = [\text{длина}]^{-a} \times [\text{длина}]^{2b} \times [\text{время}]^{-3b}$, а это происходит, когда $a = -5/3$, $b = 2/3$. Таким образом, плотность энергии пропорциональна пространственной частоте в степени $-5/3$.

На рис. 9.1 кривая плотности энергии построена так, чтобы удовлетворить этому соотношению, т. е. произведение плотности энергии на пространственную частоту пропорционально этой частоте в степени $-2/3$. В целях иллюстрации показатель степени в интервале низких пространственных частот принят равным 4. Лин [65], используя ограничения Лойцянского [68], дает теоретическое обоснование такой величине этого показателя, но только для очень низких частот. Поэтому показатель степени, равный 4, следует рассматривать просто как эмпирическую величину.

Имеется ряд примеров измерений атмосферной турбулентности (гл. II и X), бафтинга (гл. XI) и шума (гл. XII), которые показывают, что плотность энергии изменяется примерно как пространственная частота в 4-й степени. Отклонения от этого эмпирического правила происходят в сторону уменьшения показателя степени 4. Это находится в соответствии с работами Гейзенберга [39], Батчелора [8] и Лина [65], где предполагается, что если даже «закон четвертой степени» и существует, то он должен быстро переходить в «закон первой степени».

Турбулентность, вообще, по природе является трехмерной, но при любых практических способах измерений определяется компонент турбулентности только в одном направлении. Радиолокатор может быть использован для измерения в направлении луча скорости частиц относительно их средней скорости в некотором объеме. Если предположить, что капельки воды в облаке движутся с теми же скоростями, что и воздух, то можно определить энергию турбулентности, приходящуюся на единицу массы воздуха, в направлении луча локатора. Температурные измерения нагретой проволоочки, помещенной в турбулентный поток, являются непосредственными измерениями компонента турбулентности, направленного перпендикулярно к оси проволоочки в плоскости, в которой лежат вектор направления потока и ось проволоочки. Проволочка может быть установлена в любом направлении, но, как правило, ее устанавливают под прямым углом к потоку. В дополнение к такого рода непосредственным измерениям энергии турбулентности имеется также возможность измерения скорости воздуха в точке, которая, в свою очередь, имеет скорость относительно потока. В этом случае для перехода к энергии турбулентности необходимо привлечение аналитических методов.

§ 9.3. АНАЛИТИЧЕСКОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Аналитическое представление турбулентности должно позволять переходить от функций, описывающих трехмерную турбулентность, к трем одномерным компонентам. Именно эти одномерные компоненты будут непосредственно использоваться для определения нагрузок, действующих на самолет. Они также должны быть представлены в такой форме, которая позволяла бы довольно легко производить вычислительные операции, необходимые для определения распределения энергии по длинам волн из непосредственных измерений турбулентной скорости.

9.3.1. Корреляция энергии турбулентности во времени и пространстве

Ж. И. Тейлор [140] показал, что для однородной и изотропной турбулентности распределение энергии по длинам волн будет такое же самое, как при измерениях в течение некоторого вре-

мени в одной точке, так и при измерениях в один и тот же момент времени вдоль линии, проходящей через рассматриваемую точку в направлении потока. При этом следует использовать преобразование

$$x = Ut \quad (9.1)$$

и необходимо, чтобы

$$\sigma_u^2/U^2 \ll 1, \quad (9.2)$$

где x — координата вдоль направления потока;

U — скорость потока;

σ_u — среднеквадратичное значение турбулентной скорости в направлении потока;

t — время.

В случае самолета неравенство (9.2) существует почти всегда и нет никаких ограничений использовать и выражение (9.1), за исключением одного основного предположения, что турбулентность является однородной и изотропной. Таким образом, всю турбулентность можно описать в единицах длины, а не времени. Подобное описание упрощает представление результатов и поэтому используется в данной книге.

9.3.2. Переход от трехмерного представления о турбулентности к одномерному

Суммарная энергия турбулентности, приходящаяся на единицу массы воздуха, равна $0,5 \sigma^2$, где σ^2 — дисперсия турбулентной скорости. Так как результаты измерений даны в единицах турбулентной скорости, то вместо $0,5 \sigma^2$ будет, как правило, использоваться величина σ^2 . В качестве функции, описывающей распределение энергии по пространственным частотам, выбрана функция $S(k)$. Удвоенная энергия, приходящаяся на единицу массы воздуха, в интервале пространственных частот k и $k + \delta k$ равна

$$S(k) \delta k. \quad (9.3)$$

Следуя такому определению, $S(k)$ представляет собой удвоенную плотность энергии, приходящейся на единицу массы воздуха и на единицу пространственной частоты. Часть энергии, приходящаяся на диапазон частот k_1 и k_2 , равна

$$[\sigma^2]_{k_1}^{k_2} = \int_{k_1}^{k_2} S(k) dk, \quad (9.4)$$

а суммарная энергия

$$\sigma^2 = \int_0^{\infty} S(k) dk, \quad (9.5)$$

Система координат ($Oxyz$) выбрана так, что ось Ox направлена по потоку*. Трехмерная турбулентность описывается выражением (9.4), где пространственные частоты даны вдоль оси Ox . В однородной и изотропной турбулентности направление оси Ox может быть выбрано произвольно, что не приведет ни к каким изменениям величин. Турбулентность может быть описана в выражениях трех компонентов: $S_u(k)$, $S_v(k)$, $S_w(k)$, взятых вдоль соответствующих осей координат. Из-за симметрии все компоненты, направленные перпендикулярно к оси Ox , должны быть одинаковыми и, в частности, $S_v(k) = S_w(k)$. В тех случаях, когда ось Ox горизонтальна, принято ось Oz считать вертикальной, а $S_w(k)$ — вертикальным компонентом. Третий компонент $S_u(k)$ направлен вдоль потока, его выражение отличается от двух других, направленных перпендикулярно к потоку. Эта разница между компонентами не подразумевает какого-либо определенного направления самой турбулентности, так как оси Ox можно придать любое направление.

Гейзенберг [40] исследовал соотношения между $S(k)$ и $S_u(k)$ и для однородной изотропной турбулентности получил, что

$$S_u(k_1) = \frac{1}{2} \int_{k_1}^{\infty} \{S(k)(k^2 - k_1^2)/k^3\} dk. \quad (9.6)$$

Соотношение между $S_u(k)$ и $S_w(k)$ определяется из условия неразрывности несжимаемой жидкости и, как это выведено в разд. 9.3.3, равно

$$S_w(k) = \frac{1}{2} S_u(k) - \frac{1}{2} k \frac{d}{dk} S_u(k). \quad (9.7)$$

9.3.3. Алгебраические функции, необходимые для дальнейших вычислений

Распределение энергии турбулентности полностью определяется уравнениями (9.6) и (9.7). Однако для определения энергии из непосредственных измерений скорости необходимо производить многочисленные преобразования над исходными данными. Вычисления легче производить, исходя из функций, полученных преобразованием $S_u(k)$ и $S_w(k)$, а затем уже преобразовывать результаты в функции $S_u(k)$ и $S_w(k)$. Эти преобразования необходимы также для математического анализа, который приводит к уравнению (9.7).

* Термин «по потоку» выбран из-за выражения (9.1) $x=Ut$, хотя для случая одновременных измерений вдоль прямой линии это будет не направление потока, а направление указанной линии.

Полная энергия в направлениях Ox и Oz определяется суммированием по всем пространственным частотам, т. е.

$$\sigma_u^2 = \int_0^\infty S_u(k) dk, \quad (9.8)$$

$$\sigma_w^2 = \int_0^\infty S_w(k) dk, \quad (9.9)$$

где σ_u^2 — дисперсия турбулентной скорости в направлении Ox ;
 σ_w^2 — дисперсия турбулентной скорости* в направлении Oz .

Введем новые функции $f_u(r)$ и $f_w(r)$, которые являются преобразованиями Фурье функций $S_u(k)$ и $S_w(k)$:

$$\sigma_u^2 f_u(r) = \left(\frac{1}{2} \pi\right) \int_0^\infty S_u(k) \cos(2\pi kr) dk, \quad (9.10)$$

$$\sigma_w^2 f_w(r) = \left(\frac{1}{2} \pi\right) \int_0^\infty S_w(k) \cos(2\pi kr) dk. \quad (9.11)$$

Из свойств преобразований Фурье следует:

$$S_u(k) = 4\sigma_u^2 \int_0^\infty f_u(r) \cos(2\pi kr) dr, \quad (9.12)$$

$$S_w(k) = 4\sigma_w^2 \int_0^\infty f_w(r) \cos(2\pi kr) dr. \quad (9.13)$$

Функции $f_u(r)$ и $f_w(r)$ обычно называются автокорреляционными функциями для продольного и поперечного компонентов турбулентной скорости. Карман и Ховарс [51] математически анализировали турбулентность с помощью автокорреляционных функций, которые были определены как

$$f_u(r) = \overline{u(x)u(x+r)} / \overline{u^2(x)}, \quad (9.14)$$

$$f_w(r) = \overline{w(x)w(x+r)} / \overline{w^2(x)}, \quad (9.15)$$

где $u(x)$ и $w(x)$ — компоненты турбулентной скорости вдоль осей Ox и Oz в точке, лежащей на оси Ox , а

$$\overline{u(x)u(x+r)} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T u(x)u(x+r) dx.$$

* В изотропной турбулентности $\sigma_u^2 = \sigma_w^2$, однако, введение двух различных символов обусловлено тем, что в формулах, в которые они входят, не получается большой ошибки, если между указанными параметрами имеется небольшая разница.

Таким образом, $\overline{u^2(x)}$ и $\overline{w^2(x)}$ являются дисперсиями турбулентной скорости вдоль осей Ox и Oz , они тождественны σ_u^2 и σ_w^2 . Ж. И. Тейлор [140] ввел преобразования для $f_u(r)$ и $f_w(r)$ в виде (9.14) и (9.15) и получил для плотности энергии, приходящейся на единицу массы воздуха, выражения (9.12) и (9.13). Обычно более точные распределения измеренных величин $u(x)$ и $w(x)$ получают не при вычислении $S_u(k)$ и $S_w(k)$ непосредственно из $u(x)$ и $w(x)$, а при вычислении вначале функций $f_u(r)$ и $f_w(r)$ по формулам (9.14) и (9.15) и затем уже, следуя (9.12) и (9.13), определяют $S_u(k)$ и $S_w(k)$.

Карман и Ховарс [51] показали, что из уравнения неразрывности для несжимаемого потока следует:

$$f_w(r) = f_u(r) + (r/2) \frac{d}{dr} f_u(r). \quad (9.16)$$

Комбинируя выражения (9.12), (9.13) и (9.16), можно получить следующую зависимость между $S_u(k)$ и $S_w(k)$:

$$S_w(k) = \frac{1}{2} S_u(k) - \frac{1}{2} k \frac{d}{dk} S_u(k). \quad (9.17)$$

Это уравнение уже было дано в виде (9.7).

9.3.4. Масштаб турбулентности

Когда для описания плотности энергии используются аналитические функции, то в них входит параметр, имеющий размерности длины и пропорциональный масштабу турбулентности. Его величина может определяться как длина волны $1/k$, при которой произведение $kS(k)$ имеет максимум, или как длина волны $1/k$, выбираемая так, чтобы суммарная энергия на длинах волн, меньших $1/k$, была равна суммарной энергии на длинах волн, больших $1/k$. Эта величина может быть также выбрана исходя только из удобства при аналитических расчетах. Фактически выбирается, как правило, последний способ. Масштаб турбулентности определяется следующим образом:

$$L = \int_0^{\infty} f_u(r) dr \quad (9.18)$$

или, используя (9.16),

$$L = 2 \int_0^{\infty} f_w(r) dr. \quad (9.19)$$

Последнее выражение для масштаба турбулентности и используется в данной книге.

9.3.5. Распределение турбулентных скоростей

Одной из характеристик турбулентности, которая уже была определена, является плотность энергии при всех длинах волн вдоль потока. В каждой точке потока будет комбинация всех плотностей. Можно считать, что плотности энергии, соответствующие различным длинам волн, комбинируются случайным образом, но это еще само по себе не определяет повторяемость той или иной скорости. Имеются только две возможности для определения распределения скоростей: или вычислить его теоретически или измерить в экспериментах. Экспериментальный путь не является наилучшим, так как экстремальные значения появляются очень редко и при этом необходимо, чтобы турбулентность сохраняла свои свойства в течение длительного времени. Обычно в качестве распределения любого компонента скорости по длинам волн вдоль потока рассматривается нормальное распределение. Среднеквадратичное значение для этого распределения представляет собой стандартное отклонение и его приравнивают к экспериментально определенному при измерениях энергии среднеквадратичному значению скорости. Райс [118] показал, что количество пересечений различных уровней скоростей также подчиняется нормальному распределению:

$$\left. \begin{aligned} N_w &= N_0 \exp(-w^2/2\sigma_w^2), \\ N_0 &= (1/\sigma_w) \left[\int_0^\infty k^2 S_w(k) dk \right]^{1/2}, \end{aligned} \right\} \quad (9.20)$$

где N_w — количество пересечений в одном направлении уровня скорости w на единицу пути;

N_0 — количество пересечений в одном направлении нулевого уровня скорости на единицу пути.

9.3.6. Энергия двумерной турбулентности в поперечном направлении

Как правило, основной поток воздуха имеет скорость, параллельную продольной оси самолета, и нагрузки, вызванные турбулентностью, будут связаны с энергией поперечного компонента турбулентной скорости. Когда масштаб турбулентности велик по сравнению с размерами самолета, то можно считать, что во всех точках несущих поверхностей турбулентная скорость одна и та же. В этом случае используется выражение для поперечного компонента $S_w(k)$. Дисперсия поперечного компонента турбулентной скорости σ_w^2 определяется по формуле (9.9). Масштаб турбулентности L находится из (9.19), где $f_w(r)$ выражается через $S_w(k)$ с помощью (9.11). Количество превышений скорости w на единицу пути определяется по формуле (9.20).

Когда масштаб турбулентности не очень велик по сравнению с размерами самолета, то выражения (9.9), (9.11), (9.19) и (9.20) необходимо заменить на соответствующие выражения для двухмерной турбулентности в поперечном направлении. В одномерном случае расстояние r определяется только в направлении оси x . Для двухмерного случая следует рассматривать компоненты r_1 и r_2 этого расстояния вдоль осей x и y соответственно. Аналогичным образом пространственную частоту k следует заменить своими компонентами k_1 и k_2 . Если масштаб турбулентности одинаков во всех направлениях, то из (9.19) следует, что автокорреляционные функции для всех направлений будут одни и те же. Таким образом, функция $f_w(r)$ будет той же самой и для двухмерной турбулентности и ее можно использовать для нахождения $S_w(k_1, k_2)$. Выражение для двухмерной плотности энергии в этом случае имеет вид *, похожий на (9.13):

$$S_w(k_1, k_2) = \sigma_w^2 \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \cos(2\pi k_1 r_1 + 2\pi k_2 r_2) f_w(\sqrt{r_1^2 + r_2^2}) dr_1 dr_2. \quad (9.21)$$

Используя преобразования

$$r_1 = r \cos(\theta - \varepsilon),$$

$$r_2 = r \sin(\theta - \varepsilon),$$

$$k_1^2 + k_2^2 = k^2,$$

$$\operatorname{tg} \varepsilon = k_2/k_1,$$

имеем

$$S_w(k_1, k_2) = \sigma_w^2 \int_0^{\infty} \int_0^{2\pi} \cos(2\pi k r \sin \theta) f_w(r) r d\theta dr. \quad (9.22)$$

Ватсон [159] показал, что $\int_0^{2\pi} \cos(z \sin \theta) d\theta = 2\pi J_0(z)$, где J_0 — функция Бесселя. Таким образом, выражение (9.22) приводит к виду

$$S_w(k_1, k_2) = 2\pi \sigma_w^2 \int_0^{\infty} J_0(2\pi k r) r f_w(r) dr. \quad (9.23)$$

* В двухмерном случае необходимо производить интегрирование по всей плоскости и коэффициент, стоящий перед интегралом, становится равным σ_w^2 вместо $4\sigma_w^2$.

Функция $S_w(k)$ представляет собой теперь преобразование Ганкеля функции $f_w(r)$ и так же, как для преобразования Фурье в одномерном случае, обратное преобразование имеет вид

$$\sigma_w^2 f_w(r) = \int_0^\infty J_0(2\pi kr) k S_w(k) dk. \quad (9.24)$$

§ 9.4. СПЕЦИАЛЬНЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ ВЫРАЖЕНИЯ ДЛЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ ЭНЕРГИИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Выражения § 9.3 являются общими для любой формы турбулентности. Представление об измеренной турбулентности необходимо производить в виде некоторых функций. Так как эти функции используются для расчета нагрузок, действующих на самолет, то их следует представлять либо в виде формул, либо в виде затабулированных функций. Даже при таких условиях объем вычислений будет очень большим и сомнительно, чтобы вычисление нагрузок на конструкции можно было бы производить, исходя из затабулированного распределения плотности энергии турбулентности. Исключением могут быть самые простые конструкции, например, единичная панель.

Для более широкого использования эти функции должны быть выбраны, исходя из компромисса между удобством обращения с самими функциями и удобством различных преобразований в уравнениях, куда они входят. Автор данной книги признателен Н. И. Буллену, указавшему на следующее семейство автокорреляционных функций, которыми можно достаточно просто пользоваться:

$$f_u(r) = [(r/a)^n / 2^{n-1} (n-1)!] K_n(r/a), \quad (9.25)$$

где n и a — параметры, определяющие форму и масштаб соответствующих кривых;

k_n — функция Бесселя при мнимом аргументе;
 $(n-1)!$ — гамма-функция для случая, когда n не является целым положительным числом.

Подставляя (9.25) в (9.18) и (9.16), получаем следующие выражения:

масштаб турбулентности

$$L = \left[\sqrt{\pi} \left(n - \frac{1}{2} \right) \right] \left| (n-1)! \right| a, \quad (9.26)$$

автокорреляционная функция для поперечного компонента турбулентной скорости

$$f_w(r) = [(r/a)^n / 2^n (n-1)!] [2K_n(r/a) - (r/a) K_{n-1}(r/a)]. \quad (9.27)$$

Из (9.12), (9.13), (9.23) можно получить следующие выражения плотности энергии продольного и поперечного компонента одно- и двухмерной турбулентности:

$$S_u(k) = 4\sigma_u^2 L / (1 + 4\pi^2 a^2 k^2)^{n+1/2}, \quad (9.28)$$

$$S_w(k) = 2\sigma_w^2 L [1 + 8\pi^2 a^2 k^2 (n+1)] / (1 + 4\pi^2 a^2 k^2)^{n+3/2}, \quad (9.29)$$

$$S_w(k_1, k_2) = 32\sigma_w^2 n(n+1)\pi^2 a^4 (k_1^2 + k_2^2) / [1 + 4\pi^2 a^2 (k_1^2 + k_2^2)]^{n+2}, \quad (9.30)$$

где

$$a = \left[(n-1)! / \sqrt{\pi} \left(n - \frac{1}{2} \right)! \right] L.$$

Для трехмерного случая функция $S(k)$, удовлетворяющая выражениям (9.5) и (9.6), имеет вид

$$\left. \begin{aligned} S(k) &= 4(2n+3)(2n+1)\sigma_u^2 L (2\pi a k)^4 / (1 + 4\pi^2 a^2 k^2)^{n+5/2}, \\ \sigma^2 &= 3\sigma_u^2. \end{aligned} \right\} \quad (9.31)$$

9.4.1. Модель Драйдена ($n=1/2$)

Выражения (9.28) и (9.30) определяют распределение плотности энергии через масштаб турбулентности L и параметр формы n . Задавая различные значения параметра n , можно получить ряд кривых различной формы. Если параметр n положить равным $1/2$, то получим распределение турбулентности в поперечном направлении, аналогичное эмпирической формуле, предложенной Драйденом [24]. Подстановка $n=1/2$ в (9.26) дает $L=a$, а выражения (9.28) — (9.31) принимают вид

$$S_u(k) = 4\sigma_u^2 L / [1 + (2\pi k L)^2], \quad (9.32)$$

$$S_w(k) = 2\sigma_w^2 L [1 + 3(2\pi k L)^2] / [1 + (2\pi k L)^2]^2, \quad (9.33)$$

$$S_w(k_1, k_2) = 24\sigma_w^2 L \pi^2 (k_1^2 + k_2^2) / [1 + 4\pi^2 L^2 (k_1^2 + k_2^2)]^{5/2}, \quad (9.34)$$

$$\left. \begin{aligned} S(k) &= 32\sigma_u^2 L (2\pi k L)^4 / [1 + (2\pi k L)^2]^3, \\ \sigma^2 &= 3\sigma_u^2. \end{aligned} \right\} \quad (9.35)$$

Соответствующие автокорреляционные функции равны

$$f_u(r) = \exp(-r/L); \quad (9.36)$$

$$f_w(r) = \left(1 - \frac{1}{2} r/L\right) \exp(-r/L). \quad (9.37)$$

9.4.2. Модель Кармана ($n=1/3$)

Подстановка $n=1/3$ дает выражение для трехмерной турбулентности, аналогичное эмпирической формуле, предложенной Карманом [52]. При $n=1/3$ из (9.26) следует:

$$a = \left[\left(-\frac{2}{3} \right) ! / \sqrt{\pi} \left(-\frac{1}{6} \right) ! \right] L = 1,339L, \quad (9.38)$$

а выражения (9.28) — (9.31) принимают вид

$$S_u(k) = 4\sigma_u^2 L / [1 + \{2\pi(1,339L)k\}^2]^{5/6} \quad (9.39)$$

$$S_w(k) = 2\sigma_w^2 L [1 + (8/3)\{2\pi(1,339L)k\}^2] / [1 + \{2\pi(1,339L)k\}^2]^{11/6}, \quad (9.40)$$

$$S_w(k_1, k_2) = (128/9)\sigma_w^2 \pi^2 (1,339L)^4 (k_1^2 + k_2^2) : \\ : [1 + 4\pi^2 (1,339L)^2 (k_1^2 + k_2^2)]^{7/3}, \quad (9.41)$$

$$S(k) = (220/9)\sigma_u^2 L \{2\pi(1,339L)k\}^4 / [1 + \{2\pi(1,339L)k\}^2]^{17/6}, \quad \left. \vphantom{S(k)} \right\} \quad (9.42) \\ \sigma^2 = 3\sigma_u^2.$$

Соответствующие автокорреляционные функции равны

$$f_u(r) = 2^{2/3} (r/a)^{1/3} K_{1/3}(r/a) / \left(-\frac{2}{3} \right) !, \quad (9.43)$$

$$f_w(r) = 2^{2/3} (r/a)^{1/3} [K_{1/3}(r/a) - 1/2 (r/a) K_{-2/3}(r/a)] / \left(-\frac{2}{3} \right) ! \quad (9.44)$$

Модели турбулентности для любых n дают при малых k величину $S(k)$, пропорциональную k^4 , и имеют одни и те же пределы. При больших k функция $S(k)$ пропорциональна $k^{-(2n+1)}$. Из теоретических предпосылок, изложенных в § 9.2, следует, что при больших k функция $S(k)$ пропорциональна $k^{-5/3}$, что приводит к $n=1/3$, т. е. к модели Кармана, и это распределение должно иметь наиболее широкое приложение.

Глава X

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОЛЕТЕ В ТУРБУЛЕНТНОЙ АТМОСФЕРЕ

§ 10.1. ВВЕДЕНИЕ

При полете в турбулентной атмосфере часть энергии турбулентности передается самолету. Поперечный компонент турбулентной скорости, т. е. компонент, нормальный к траектории полета, вызывает изменение угла атаки, что, в свою очередь, приводит к нагружению самолета. Если турбулентность известна и известны также аэродинамические характеристики самолета, то этого оказывается достаточным для определения нагрузок, действующих на него. На практике большинство данных о нагрузках, вызванных атмосферной турбулентностью, известно из результатов измерений нормальных перегрузок, действовавших на самолет при полете в этой турбулентности. В этом случае данные, полученные на одном типе самолета, могут быть использованы для другого типа самолета при условии, что известен как способ перехода от перегрузок к характеристикам турбулентности, так и обратный способ перевода этих данных в перегрузки, действующие на другой тип самолета. Нормальные перегрузки, полученные на различных типах самолетов, могут быть использованы для построения модели турбулентности, компонент энергии которой перпендикулярен к плоскости крыльев. Это будет в основном вертикальный компонент и поэтому обычно называемый вертикальной турбулентностью. Все сравнения непосредственных измерений турбулентности проводятся именно для вертикального компонента. Когда совпадение хорошее, то можно с уверенностью пользоваться и непосредственными измерениями других компонентов.

Для условий нагружения, которые зависят только от вертикальной турбулентности, ошибки в переходных функциях от нормальных перегрузок к скоростям порывов будут тут же вносить дополнительные ошибки в модель турбулентности. Однако ошибки в нормальных перегрузках, рассчитанных для другого самолета

та, будут зависеть от ошибок в определении переходных функций для обоих самолетов. В тривиальном случае, когда для вычисления перегрузок используются данные измерений, полученные на том же самом самолете, результирующая ошибка будет равна нулю, а для самолета, близкого по своей конфигурации и размерам, эта ошибка будет небольшой. Для того чтобы данные имели наибольшую ценность, переходные функции должны быть определены с максимально возможной точностью так, чтобы можно было применять эти данные для других самолетов, значительно отличающихся от тех, на которых производились измерения.

В гл. II рассматривались две характеристики турбулентности. Первая — это общая энергия, приходящаяся на единицу массы воздуха, и ее распределение по длинам волн. Вторая — распределение по дистанции полета турбулентных скоростей, выраженных в единицах своих среднеквадратичных значений. При этом основное внимание было уделено распределению энергии и лишь второстепенное — распределению скоростей. При описании модели турбулентности, когда интересуются нормальными перегрузками, более важным является именно распределение турбулентных скоростей. Если распределение скоростей по дистанции полета подчиняется нормальному закону и степень изменения скорости не зависит от самой скорости, то распределение превышений рассматриваемого уровня скорости также подчиняется нормальному закону. В идеальном случае при нормальном распределении один и тот же результат может быть получен различными способами, но для нагрузок расчет по пересечениям уровней применим более непосредственно. Если распределение не является нормальным, то корреляция нарушается, но это не относится к случаям, когда распределение является комбинацией нормальных распределений с одним и тем же количеством пересечений нулевого уровня для каждого распределения. Хотя в большинстве случаев предполагается, что распределение представляется именно такой комбинацией, все же ошибка будет меньше, если измерять количество пересечений, а не получать их из измерений времени пребывания на различных уровнях.

Даже если корреляция между нормальными перегрузками самолета и турбулентными скоростями окажется очень хорошей, модель турбулентности будет значительно отличаться от турбулентности, существующей в атмосфере. Отличия будут вызваны действиями пилота, предпринимаемыми им по собственной инициативе, а также исходя из информации, получаемой от других людей и приборов. Трудно оценить, насколько велики эти отличия, так как следует иметь в виду как ту турбулентность, которую избегали при измерениях, так и ту, которую могут встретить самолеты новых схем с заданным профилем полета. Одним из предельных случаев является турбулентность на низких высотах вблизи аэродромов, которую самолет может избежать в очень редких

случаях. Другим предельным случаем может служить изолированное грозовое облако, возвышающееся над кучевым слоем и которое самолет, летящий над этим слоем, практически во всех случаях может обойти.

§ 10.2. ПЕРЕДАТОЧНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ ОТ ПОРЫВА К РЕАКЦИИ САМОЛЕТА

В гл. II дано описание движения воздуха в атмосфере и показано, что имеется два различных типа движения по вертикали: квазистатистический поток и непрерывная турбулентность.

Квазистатистический поток может быть обусловлен обтеканием холмов или общими эффектами конвекции. Общие скорости движения в грозовом облаке могут быть очень большими, как, например, те, что изображены на рис. 2.3. Подобный профиль вертикальной скорости вдоль траектории полета обычно принято называть однократным порывом. Движение самолета при действии такого порыва будет зависеть от аэродинамических форм самолета, его массы, скорости и соответствующих действий пилота. Если рассматриваемый самолет повторно пролетит аналогичным образом через тот же самый порыв, то его общее движение повторится. Таким образом, движение самолета может быть использовано для определения формы порыва. На практике однократные порывы никогда не встречаются изолированно и вклад различных факторов в движение самолета оценить почти невозможно. Например, однократный порыв в грозовом облаке накладывается на непрерывную турбулентность различной интенсивности и результирующее движение самолета будет в основном связано с этой непрерывной турбулентностью. Об истинных размерах порывов известно немного и, пожалуй, лучше определять эти размеры не из движения самолета, а из непосредственных измерений в типичных грозах, и предполагать, что остальное движение самолета связано с непрерывной турбулентностью.

В непрерывной турбулентности скорость воздуха в любой точке непрерывно изменяется, т. е. существует постоянно меняющаяся форма эффективного порыва. В гл. IX теоретически показано, что это движение может быть описано статистически, а в гл. II дан ряд примеров атмосферной турбулентности. Движение самолета можно также описать статистически. Для того, чтобы можно было переходить от движения самолета к описанию атмосферы, необходимо ввести понятие «передаточного коэффициента от порыва к реакции самолета». Реакция самолета, измеренная, либо рассчитанная, может быть функционально связана с атмосферной турбулентностью выражением (10.1) с помощью $|T_r(k)|^2$ в предположении, что эта реакция на любой

длине волны вызвана энергией турбулентности с той же самой длиной волны

$$S_r(k) = |T_r(k)|^2 S_w(k), \quad (10.1)$$

где $S_r(k)$ — спектральная плотность реакции самолета при пространственной частоте k ;

$S_w(k)$ — удвоенный вертикальный компонент энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха;

$T_r(k)$ — частотная характеристика рассматриваемой реакции самолета при действии синусоидального порыва постоянной амплитуды с пространственной частотой k .

Необходимо выбрать параметр, с помощью которого было бы удобно определять нагрузки, вызванные атмосферной турбулентностью. Обычно — это нормальная перегрузка в точке конструкции вблизи центра тяжести самолета.

Суммарную реакцию так же, как и при описании энергии турбулентности формулами (9.9) и (9.20), можно характеризовать двумя параметрами, а именно: величиной реакции, измеряемой в единицах среднеквадратичного значения, и количеством пересечений заданного уровня. Величина реакции описывается следующим образом:

$$\sigma_r^2 = \int_0^\infty S_r(k) dk, \quad (10.2)$$

где σ_r — среднеквадратичное значение реакции.

Количество пересечений нулевого уровня в каждом направлении на единицу пути N_0 имеет вид

$$N_0 = (1/\sigma_r) \left[\int_0^\infty k^2 S_r(k) dk \right]^{1/2}. \quad (10.3)$$

Для тех случаев, когда можно предположить, что участок турбулентности имеет нормальное распределение количества пересечений уровней скорости, распределение реакции самолета также будет нормальным

$$N_r = N_0 \exp(-r^2/2\sigma_r^2), \quad (10.4)$$

где N_r — количество пересечений в одном направлении уровня реакции r на единицу пути.

Выражения (10.2), (10.3) и (10.4) описывают реакцию самолета на действие атмосферной турбулентности. Коэффициент, на который необходимо умножить среднеквадратичное значение турбулентной скорости σ_w , чтобы получить σ_r , назван передаточным коэффициентом от порыва к реакции самолета. Этот же

коэффициент может быть использован и для определения значений ω , имеющих то же самое количество пересечений, что и реакция r . Но кроме того, существует еще и количество пересечений нулевого уровня, которое, как следует из выражения (10.3), зависит и от $k^2 S_r(k)$ и от σ_r . Таким образом, количество пересечений нулевого уровня зависит от той реакции, которая измеряется.

Это количество настолько сильно изменяется в зависимости от вида измеряемой реакции, что его связь с атмосферной турбулентностью имеет очень малое практическое значение. Общее количество пересечений нулевого уровня турбулентной скорости в атмосфере огромно, что обусловлено тем количеством, которое дают компоненты на очень малых длинах волн. Для любой реакции самолета, будь то нормальная перегрузка или какая-нибудь другая реакция конструкции, очень малые длины волн будут настолько отфильтрованы, что они дадут пренебрежимо малое количество пересечений нулевого уровня. Количество пересечений нулевого уровня N_0 реакции самолета является характеристической пространственной частотой для этой реакции. В предельном случае, когда частотная характеристика $T_r(k)$ в выражении (10.1) существует только для одной пространственной частоты, соответствующее значение N_0 будет именно этой пространственной частотой.

10.2.1. Передаточный коэффициент от порыва к нормальной перегрузке в центре тяжести самолета

Значение N_0 изменяется с изменением того вида реакции, которая исследуется, но вычисления можно упростить, если рассматривать нормальную перегрузку в центре тяжести самолета в качестве основной реакции и относить к ней все другие реакции. Нагрузки от атмосферной турбулентности определяются тогда нормальными перегрузками, появляющимися в среднем в количестве N_0 на единицу пути, а величины их выражаются через относительную повторяемость различных величин перегрузок. Чтобы информация носила более общий характер, необходимо разделить перегрузки на передаточный коэффициент с тем, чтобы иметь дело с величинами, выраженными в единицах турбулентной скорости.

Формулы (10.1) и (10.2) могут быть переписаны для выражения соотношений между перегрузкой в центре тяжести и турбулентностью в следующем виде:

$$S_a(k) = |T_a(k)|^2 S_\omega(k), \quad (10.5)$$

$$\sigma_a^2 = \int_0^\infty S_a(k) dk, \quad (10.6)$$

где общий индекс « r » в $S_r(k)$, $T_r(k)$, σ_r заменен на индекс « a », означающий перегрузку в центре тяжести. Можно получить общее выражение для передаточных коэффициентов путем задания функций $T_a(k)$ и $S_w(k)$ в виде алгебраических выражений. В гл. IX даны алгебраические формулы для $S_w(k)$. В работе Дж. Холла [36] приводится следующая простая формула для $T_a(k)$ в случае, когда влиянием тангажа и конечности размаха крыла на подъемную силу от атмосферной турбулентности можно пренебречь:

$$|T_a(k)|^2 = [(qSV_T m / 2W)^2 \{\xi^2 / (a^2 + \xi^2)\}] \times \\ \times [(B_1/\alpha_1^2)/(1 + S_1^2 \xi^2) + (B_2/\alpha_2^2)/(1 + S_2^2 \xi^2)], \quad (10.7)$$

где q — плотность воздуха в $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$;

S — площадь крыла в м ;

V_T — скорость самолета в м/сек ;

m — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки;

W — вес самолета в кг ;

$$\xi = 2\pi kL;$$

$$a = L/c\mu_g;$$

L — масштаб турбулентности в м ;

c — средняя хорда крыла в м ;

μ_g — массовый параметр самолета;

$$\alpha_1 = (0,26 + 2/A)/(1 + 0,83M + 0,95M^2);$$

$$\alpha_2 = (2 + 2/A)/(1 + 0,83M + 0,95M^2);$$

$$B_1/\alpha_1^2 = (\alpha_1 + 3\alpha_2)/(4\alpha_1 + 4\alpha_2);$$

$$B_2/\alpha_2^2 = (\alpha_2 + 3\alpha_1)/(4\alpha_1 + 4\alpha_2);$$

$$S_1 = (c/L)/\alpha_1;$$

$$S_2 = (c/L)/\alpha_2;$$

A — удлинение крыла;

M — число M .

Первый множитель в формуле (10.7) соответствует перегрузке при резком возникновении подъемной силы от действия поперечной скорости, а второй — представляет собой коэффициент, характеризующий нестационарность образования подъемной силы. Здесь масштаб турбулентности L введен для удобства дальнейших преобразований при замене функции $T_a(k)$ в выражении (10.5). А вообще говоря, величина L может быть полностью исключена из формулы (10.7).

Из комбинации выражений (10.5), (10.6) и (10.7) следует:

$$\sigma_a = K(\rho S V_\tau m / 2W) \sigma_w, \quad (10.8)$$

где K — передаточный коэффициент от порыва к реакции:

$$K^2 = \int_0^\infty [\xi^2 / (a^2 + \xi^2)] [(B_1 \alpha_1^2) / (1 + S_1^2 \xi^2) + (B_2 / \alpha_2^2) : \\ : (1 + S_2^2 \xi^2)] [S_w(k) / 2\pi L \sigma_w^2] d\xi. \quad (10.9)$$

Выражение (10.8) дает возможность определить величины турбулентных скоростей по величинам нормальной перегрузки в центре тяжести самолета.

Для модели турбулентности Драйдена, описываемой формулой (9.33), имеем

$$S_w(k) / 2\pi L \sigma_w^2 = (1/\pi) (1 + 3\xi^2) / (1 + \xi^2)^2. \quad (10.10)$$

Для модели Кармана [см. формулу (9.40)] имеем

$$S_w(k) / 2\pi L \sigma_w^2 = (1/\pi) \{1 + (8/3)(1,339\xi)^2\} / \{1 + (1,339\xi)^2\}^{11/6}. \quad (10.11)$$

Значение K получается путем подстановки выражений (10.10) и (10.11) в формулу (10.9) и последующего интегрирования.

Для модели Кармана интеграл берется численно, а для модели Драйдена интегралы получаются в замкнутой форме:

$$K^2 = (B_1 / 2\alpha_1^2) \{2 - 1/(1+a) + 1/(1+S_1)\} / (1+a)(1+S_1)(1+aS_1) + \\ + (B_2 / 2\alpha_2^2) \{2 - 1/(1+a) + 1/(1+S_2)\} / (1+a)(1+S_2)(1+aS_2). \quad (10.12)$$

Упрощение из-за пренебрежения влиянием конечности размаха крыла на подъемную силу, вызванную атмосферной турбулентностью, при решении по формуле (10.7) дает возможность получить общие зависимости для передаточного коэффициента от порыва к перегрузке в центре тяжести самолета. Эти коэффициенты изображены на рис. 10.1 для крыла бесконечного удлинения в функции от c_{m_g}/L . Зависимость их от удлинения крыла — **слабая**.

К сожалению, упрощение при пренебрежении влиянием конечности размаха крыла приводит к большим изменениям величины N_0 — количества пересечений нулевого уровня, определяемого выражением (10.3). Следовательно, для N_0 нельзя дать общей зависимости и для каждого самолета необходимо производить специальные вычисления, а значения $|T_a(k)|^2$, определяемые по формуле (10.7), следует умножать на $1/(1+0,3b\xi/L)$, где b — размах крыла самолета.

10.2.2. Использование перегрузочных приборов на самолете для определения атмосферной турбулентности

На практике нормальная перегрузка самолета измеряется в некоторых точках, которые из-за упругости конструкции перемещаются относительно центра тяжести, так что перегрузка представляет собой алгебраическую сумму перегрузок, вызванных

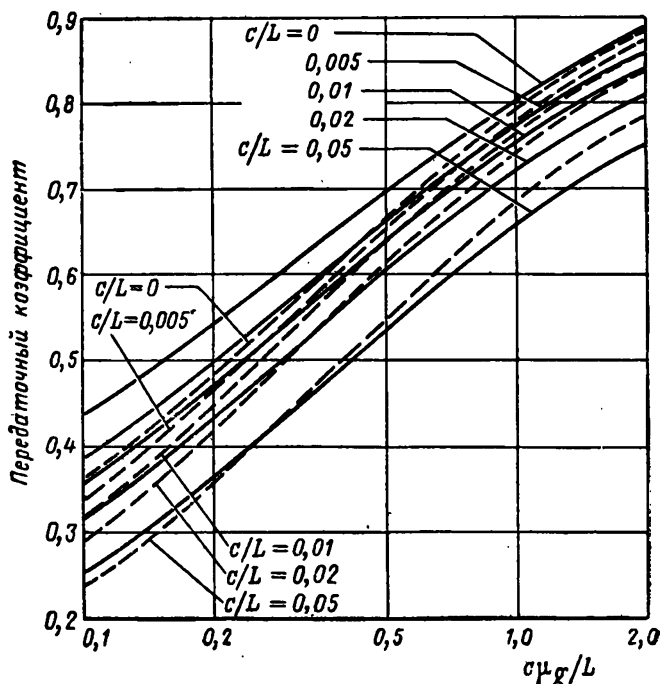


Рис. 10.1. Передаточный коэффициент от порыва к перегрузке в центре тяжести самолета в функции от $c\mu_g/L$:

— модель Кармана;
 ---- модель Драйдена.

Пренебрегается влиянием тангажа, а также влиянием конечности размаха на подъемную силу, вызванную турбулентностью атмосферы: c —средняя хорда крыла; μ_g —массовый параметр; L —масштаб турбулентности

движением центра тяжести и упругими колебаниями конструкции. Перегрузку в центре тяжести самолета можно получить путем установки перегрузочного прибора возможно ближе к центру тяжести и отфильтровыванием каким-либо способом сигналов, обусловленных деформациями конструкции. Все тона упругих колебаний за исключением основного могут быть отфильтрованы при обработке записи перегрузочного прибора на фильтре низкой частоты. Основной тон колебаний приводит к увеличению количества пересечений всех уровней перегрузки, а также и к увеличе-

нию среднеквадратичных значений. Количество пересечений может быть в значительной степени уменьшено, если вдоль каждого уровня перегрузки построить полосу некоторой ширины и в качестве пересечения этого уровня принимать пересечение всей полосы. Джеймсом Тейлором в работе [142] для самолетов обычных схем, используемых для измерений, результаты которых описываются в данном параграфе, показано, что если ширина полосы перегрузки превышает значение 0,1, то количество пересечений будет тем же самым для всех размеров полос вплоть до пересечений только нулевого уровня приращения перегрузки. Таким образом, количество пересечений нулевого уровня может быть получено путем экстраполяции количеств пересечений всех других уровней. Оно не будет зависеть от ширины полос и этот способ можно считать дающим хорошую аппроксимацию количества пересечений нулевого уровня приращений перегрузки в центре тяжести самолета. Однако полученные среднеквадратичные значения перегрузки в центре тяжести. Джеймс Тейлор [142] предлагает считать превышение из-за динамичности нагружения равным 15%, в то время как Пресс и Штейнер [116] в качестве простой поправки на все условия полета предлагают величину 25%. Для различных самолетов и различных высот эта величина меняется в широких пределах, но в качестве грубой поправки для сравнения измерений перегрузок с непосредственными измерениями турбулентной скорости вводится коэффициент динамичности 1,2.

У большинства самолетов, использовавшихся для измерения турбулентности, величина $с_{\mu g}$ изменялась в диапазоне 120—180 м. Передаточный коэффициент при масштабах турбулентности $L=300$ м и более (т. е. при $с_{\mu g}/L$ меньших 0,5) изменяется в очень сильной степени. Таким образом, ошибки в значениях L будут давать существенные погрешности при вычислении суммарных среднеквадратичных значений вертикальной турбулентной скорости. Но для нагрузок это несущественно, так как самолет слабо реагирует на низкие пространственные частоты и, следовательно, плотность энергии турбулентности на более высоких пространственных частотах имеет большее значение, чем суммарная энергия турбулентности. Более того, ошибки в вычислении нагрузок, действующих на другой самолет, у которого тот же самый диапазон $с_{\mu g}=120\div180$ м, будут малыми, даже если принять масштаб турбулентности намного отличным от его истинного значения. Это происходит потому, что почти тот же самый передаточный коэффициент используется как для перехода от порыва к перегрузкам, так и для первоначального перехода от перегрузок к порывам. При использовании результатов для другого самолета с другим значением $с_{\mu g}$ появляется некоторое отличие, небольшое при малых величинах $с_{\mu g}$, но существенное при больших значениях этого параметра. В каче-

стве иллюстрации влияния ошибочной оценки масштаба турбулентности при известной плотности энергии на высоких пространственных частотах может служить рис. 10.2, где приведены ошибки при оценке перегрузки, когда масштаб турбулентности принимался равным половине своей истинной величины. При очень малых величинах $c_{\mu g}$ ошибка получается малой, а если

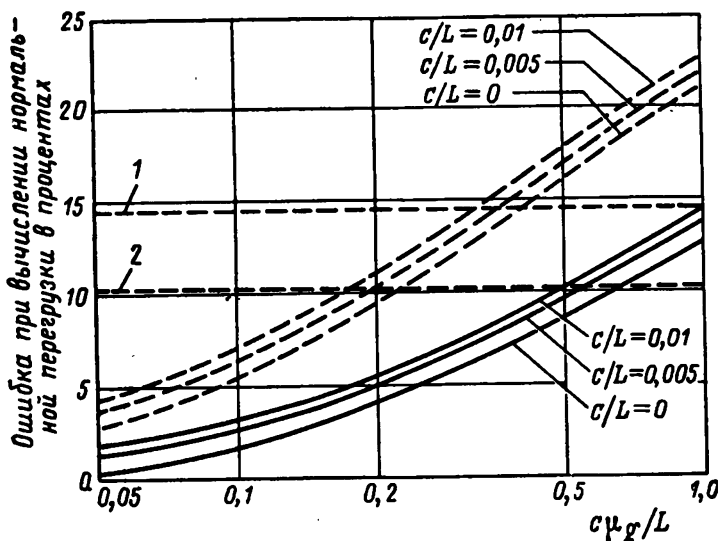


Рис. 10.2. Ошибка при вычислении нормальной перегрузки, когда масштаб турбулентности принят равным половине своей истинной величины, а плотность энергии турбулентности при больших пространственных частотах оставлена без изменений:

1—50% ошибки при больших $c_{\mu g}/L$, модель Драйдена; 2—50% ошибки при больших $c_{\mu g}/L$, модель Кармана;

— модель Кармана;
--- модель Драйдена

к тому же и значение c/L мало, то ошибка оказывается второго порядка малости. По мере увеличения $c_{\mu g}$ ошибка увеличивается и при очень больших значениях этого параметра перегрузка оказывается скорее пропорциональной суммарной энергии турбулентности, а не плотности энергии на больших пространственных частотах. При $c_{\mu g}/L = 1/2$ обе эти характеристики турбулентности имеют одинаковую значимость.

Количество пересечений нулевого уровня для всех самолетов, на которых Булленом [12] производились измерения, приводится в § 10.5, а величины, подсчитанные для модели Драйдена, даны в табл. 10.5. Для каждого самолета величина $N_0 \sqrt{\frac{q_0}{q}}$ близка к константе для всех высот. Значения $N_0 \sqrt{\frac{q_0}{q}}$

для различных самолетов лежат в диапазоне от 5,2 до $8,0 \frac{1}{\text{км}}$ при среднем для всех самолетов $6,2 \frac{1}{\text{км}}$. Таким образом, данные эксплуатации относятся к самолету, который имеет среднее значение $N_0 \sqrt{\frac{q_0}{q}} = 6,2 \frac{1}{\text{км}}$, а изменение этой величины от самолета к самолету настолько мало, что ошибкой при неточном учете данных, соответствующих истинному значению N_0 для каждого самолета, можно пренебречь. Значение N_0 будет несколько большим, если его вычислять для более полной модели турбулентности Кармана, кроме того, оно не очень сильно изменяется с изменением масштаба турбулентности для той или иной модели турбулентности.

Упрощение, когда считается, что все самолеты имеют одно и то же значение N_0 на каждой высоте, означает, что при измерениях количество порывов не зависит от встречающегося их самолета, и поэтому для самолета это то же самое, что и серия дискретных порывов. Каждый порыв необходимо умножить на соответствующий передаточный коэффициент того самолета, который встретился с этим порывом. Когда получали исходные данные, то для перехода от перегрузок к порывам применяли коэффициент демпфирования порыва. Для оценки действительных значений скоростей порывов необходимо теперь заменить этот коэффициент на передаточный коэффициент, рассчитанный исходя из модели турбулентности Кармана. В США применяется коэффициент демпфирования порыва, предложенный Пратом и Уокером [115],

$$K_g = 0,88 \mu_g / (5,3 + \mu_g). \quad (10.13)$$

В Великобритании в качестве коэффициента демпфирования порыва K_z используется выражение, предложенное Збросеком [166] для однократного порыва, линейно нарастающего на участке в 30,5 м.

Ряд зависимостей коэффициента демпфирования порыва дан на рис. 10.3 в функции от μ_g/L , так что можно сравнить общую форму этих кривых с передаточными коэффициентами, приведенными на рис. 10.1. Для облегчения сравнения кривые передаточного коэффициента также построены для различных масштабов турбулентности.

§ 10.3. СРАВНЕНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ СКОРОСТЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ ПУТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕГРУЗОК, СО СКОРОСТЯМИ, ИЗМЕРЕННЫМИ НЕПОСРЕДСТВЕННО НА САМОЛЕТЕ

В работе К. Д. Сондерса [122] приводятся результаты измерений нормальных перегрузок в точке, расположенной вблизи центра тяжести самолета В-66В. Во время каждого полета

с помощью установленного в носу самолета зонда измерялась также и скорость, перпендикулярная к траектории полета. Результаты оценки масштабов турбулентности для 25 полетов на различных высотах над ровной местностью даны в табл. 2.6.

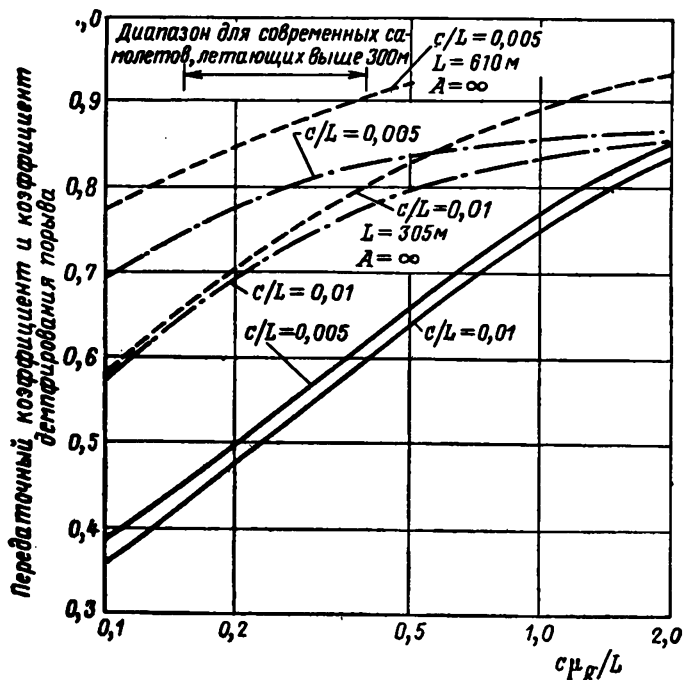


Рис. 10.3. Сравнение передаточного коэффициента и коэффициента демпфирования порыва:

- передаточный коэффициент для модели Кармана;
- - - коэффициент демпфирования порыва по Пратту;
- · - · - коэффициент демпфирования порыва по Зброзеку.

Коэффициент Пратта дан для всех масштабов турбулентности и бесконечного удлинения. Изменение с удлинением — мало и кривые, соответствующие $A=5$, почти полностью совпадают с теми, что показаны. Коэффициент Зброзека изменяется в зависимости от масштаба турбулентности и удлинения. При конечных удлинениях этот коэффициент будет большим, чем показано, а при больших средних хордах — меньшим:

A — удлинение крыла; c — средняя хорда крыла; μ_g — массовый параметр; L — масштаб турбулентности

Вычислив передаточный коэффициент для соответствующего масштаба турбулентности, можно по измерениям перегрузок определить величины турбулентных скоростей. Было проведено также 39 полетов группами по 3 на высотах 61, 183 и 305 м, при которых масштаб турбулентности не измерялся. В этом случае для сравнения расчет турбулентных скоростей на каждой высоте можно производить, принимая масштаб турбулентности равным

средней величине масштаба, измеренного на этой же высоте в 25 других полетах.

В табл. 10.1 для сравнения приводятся среднеквадратичные значения вертикальных скоростей, измеренных непосредственно и полученных пересчетом измерений нормальных перегрузок при 25 полетах над ровной местностью. Переход от нормальной перегрузки к вертикальной турбулентной скорости осуществлялся тремя способами: вначале с помощью коэффициента демпфирования порыва, определенного по формуле (10.13), а затем с помощью передаточного коэффициента, рассчитанного по формуле

Таблица 10.1

Сравнение среднеквадратичных значений вертикальной скорости, измеренных непосредственно и полученных пересчетом измеренных нормальных перегрузок

№ записи	Высота в м	Масштаб турбулентности в м	Среднеквадратичные значения индикаторной вертикальной скорости, м/сек			
			непосредственные измерения	по формуле (10.13), использующей коэф. демп. порыва	с использованием передаточного коэффициента $\times 1,2$	
					по формулам (10.9) и (10.10)	по формулам (10.9) и (10.11)
1	61	84	0,442	0,509	0,418	0,439
4	183	109	0,521	0,668	0,564	0,585
6	61	67	0,576	0,415	0,335	0,351
7	183	254	0,637	0,588	0,567	0,573
9	61	126	0,594	0,732	0,628	0,649
10	122	195	1,119	1,079	0,985	1,012
12	183	206	1,070	0,939	0,866	0,887
13	61	146	1,134	1,109	0,927	0,957
14	183	156	0,997	1,265	1,116	1,149
17	61	114	0,985	1,222	1,036	1,076
18	305	123	0,622	0,780	0,668	0,692
19	61	68	0,747	1,149	0,930	0,975
22	305	225	0,674	0,713	0,671	0,683
24	183	174	0,878	1,027	0,920	0,945
25	61	125	0,972	1,292	1,109	1,146
26	183	126	0,805	0,951	0,817	0,844
27	183	155	0,826	0,978	0,860	0,890
30	183	117	1,451	1,615	1,375	1,423
31	61	47	0,957	1,378	1,085	1,128
32	61	51	0,963	1,366	1,085	1,131
34	183	198	1,561	1,393	1,277	1,311
35	61	106	1,021	1,283	1,082	1,122
36	305	404	1,234	1,116	1,225	1,213
40	61	77	0,826	1,085	0,887	0,927
42	61	152	1,426	1,116	0,981	1,012
Среднее		144	0,920	1,030	0,896	0,924

Таблица 10.2

Сравнение среднеквадратичных значений вертикальной скорости, измеренных непосредственно и полученных пересчетом нормальных перегрузок для ряда полетов на высотах 61, 183 и 305 м

Среднеквадратичные значения индикаторной вертикальной скорости, м/сек											
высота 61 м, масштаб турбулентности принят равным 97 м			высота 183 м, масштаб турбулентности принят равным 166 м			высота 305 м, масштаб турбулентности принят равным 251 м					
непосредственные измерения	пересчет			непосредственные измерения	пересчет			непосредственные измерения	пересчет		
	(перел. коэф.) $\times 1,2$				(перел. коэф.) $\times 1,2$				(перел. коэф.) $\times 1,2$		
	коэф. демпф. порыва, ф-ла (10.13)	ф-лы (10.9) и (10.10)	ф-лы (10.9) и (10.11)		коэф. демпф. порыва, ф-ла (10.13)	ф-лы (10.9) и (10.10)	ф-лы (10.9) и (10.11)		коэф. демпф. порыва, ф-ла (10.13)	ф-лы (10.9) и (10.10)	ф-лы (10.9) и (10.11)
1,247	1,018	0,850	0,884	1,070	0,939	0,832	0,859	1,055	0,878	0,841	0,853
1,135	1,109	0,926	0,963	1,344	1,146	1,015	1,048	1,253	1,048	1,006	1,021
1,250	1,219	1,018	1,058	1,219	1,109	0,981	1,015	1,149	0,890	0,853	0,866
0,869	1,039	0,869	0,902	0,985	1,170	1,036	1,073	0,710	0,988	0,948	0,963
0,927	1,125	0,939	0,975	0,997	1,265	1,122	1,158	0,945	1,137	1,091	1,106
0,985	1,222	1,018	1,061	1,036	1,210	1,070	1,109	0,857	1,027	0,985	1,000
0,985	1,158	0,969	1,006	1,362	1,341	1,189	1,228	1,451	1,387	1,329	1,353
1,125	1,250	1,051	1,085	1,560	1,393	1,234	1,277	1,506	1,329	1,277	1,295
1,021	1,283	1,073	1,116	1,423	1,307	1,158	1,195	1,570	1,356	1,298	1,323
1,027	1,283	1,073	1,116	1,381	1,319	1,167	1,207	1,390	1,234	1,183	1,201
0,835	1,158	0,969	1,006	1,173	1,234	1,094	1,131	1,234	1,115	1,070	1,085
0,841	1,073	0,896	0,933	1,189	1,183	1,048	1,085	1,353	1,164	1,115	1,134
1,082	1,390	1,161	1,207	1,085	1,365	1,207	1,250	1,192	1,115	1,070	1,085
Среднее	1,180	0,985	1,024	1,216	1,228	1,088	1,128	1,204	1,128	1,082	1,100
1,027											

(10.9) в комбинации с формулами (10.10) или (10.11), причем для учета влияния упругости конструкции на показания перегрузочного прибора коэффициент динамичности брался равным 1,2. В табл. 10.2 дано аналогичное сравнение для 39 (т. е. 13×3) полетов на разных высотах. Соответствие между турбулентными скоростями, полученными непосредственно и вычисленными с помощью передаточного коэффициента, более полное, чем можно

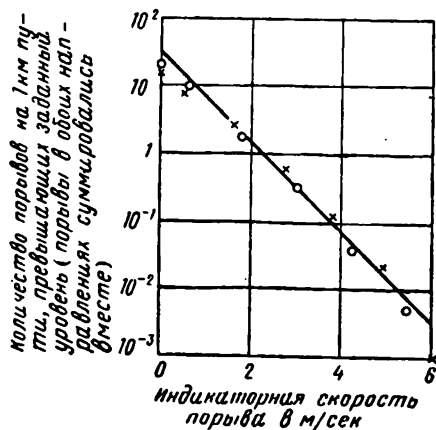


Рис. 10.4. Сравнение количества порывов, превышающих заданный уровень, при непосредственных измерениях и полученных пересчетом измерений нормальных перегрузок:

○ — непосредственные измерения;
 × — получено пересчетом измерений нормальных перегрузок, исходя из модели турбулентности Кармана и коэффициента динамичности 1,2

кальных скоростей, полученные для 13 групп полетов на высотах 61, 183 и 305 м и для 32 других групп полетов на высотах 61, 122 и 183 м, приводятся в разд. 10.4.1. Эти результаты дают возможность оценить изменения турбулентности с высотой вплоть до 305 м.

Вообще, по измерениям перегрузок следовало бы оценивать скорее количество пиков, чем среднеквадратичные значения. Для 25 полетов было определено количество пиков как нормальных перегрузок, так и турбулентных скоростей. Результаты показаны на рис. 10.4. В обоих случаях количество пиков больше, чем следует из экспоненциального распределения, за исключением области малых значений скорости, когда количество пиков получается несколько меньшим. Оба распределения можно представить в следующем виде:

$$N/N_0 = \exp(-1,41 \, w/\sigma_w), \quad (10.14)$$

где w — скорость, полученная либо из непосредственных измерений, либо пересчетом измерений нормальных перегрузок;

σ_w — средняя величина среднеквадратичных значений для каждого полета.

Указанные 25 полетов — те же, что и использованные при построении рис. 2.10, из которого следует, что для каждого индивидуального полета распределение количества пересечений скорее подходит к экспоненциальному, чем к нормальному распределению. Поэтому можно ожидать, что когда результаты всех полетов будут рассматриваться совместно, то количество значительных пиков окажется большим, чем следует из нормального распределения для каждого полета.

То, что значение N_0 получилось одинаковым как при непосредственном измерении скоростей, так и при пересчете измерений нормальных перегрузок, является случайностью. В § 10.2 было показано, что количество пересечений нулевого уровня зависит от того вида реакции, который измеряется. Более того, значения N_0 в выражении (10.14) являются лишь результатами экстраполяции, а совсем не теми, что получены при измерениях.

§ 10.4. СПЕЦИФИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

До высоты 300 м наблюдается достаточно хорошее соответствие между непосредственно измеренными турбулентными скоростями и полученными пересчетом измерений нормальных перегрузок в точке, расположенной вблизи центра тяжести самолета. Предполагая, что соответствие должно быть и на больших высотах, целесообразно объединить результаты, полученные раздельно обоими методами, что позволит более точно оценить атмосферную турбулентность, чем при использовании каждого метода в отдельности.

В большей части измерений перегрузок никакой оценки масштаба турбулентности не предусматривалось. Более того, почти все использовавшиеся самолеты имели величину c_{mg} меньшую 180 м, а при этом нормальные перегрузки довольно нечувствительны к масштабам турбулентности, превышающим 300 м, если, конечно, плотность энергии на больших пространственных частотах остается одной и той же. Относительные значения перегрузок для значений c_{mg} меньших 180 м, незначительно изменяются с масштабом турбулентности, что и учитывается при расчетах передаточного коэффициента для масштабов, больших 300 м. Для масштабов, меньших 300 м, как это наблюдается на высотах вплоть до 300 м, нормальные перегрузки значительно изменяются с масштабами, что видно по результатам, приведенным в табл. 10.1 и 10.2 для самолета В-66В.

Необходимо принять какую-то зависимость масштаба турбулентности от высоты. Достаточно очевидно, что до высоты

300 м масштаб примерно равен высоте, но для больших высот прямых доказательств этому мало. На основе существующих данных можно предположить, что на больших высотах масштаб превышает 300 м. Однако не следует ожидать, что проведенные измерения нормальных перегрузок покажут какую-либо разницу для различных самолетов, которая подтвердила бы принятую зависимость. Тем не менее, можно произвести оценку точности путем сравнения суммарной энергии турбулентности, полученной из измерений перегрузок и путем непосредственных измерений. К тому же, с помощью принятой формулы для масштаба турбулентности суммарные измерения перегрузок помогут оценить распределение энергии на различных высотах. Эти результаты в целом можно сравнить с общими метеорологическими данными.

При рассмотрении специфических форм турбулентности в качестве основного параметра будем считать удвоенную энергию турбулентности, приходящуюся на единицу объема. Она выражается через плотность воздуха на уровне земли: $(\rho/\rho_0)\sigma_w^2$ или $\left(\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}\sigma_w\right)^2$, т. е. через дисперсию турбулентной индикаторной скорости. Индикаторные скорости не только представляют удобный базис для изучения физических характеристик турбулентности, но они почти всегда используются для выражения нагрузок, действующих на самолет.

Масштаб турбулентности следует определять эмпирическим путем. Толщина приземного пограничного слоя при неустойчивой атмосфере составляет ≈ 300 м и измерения в этой области показали, что масштаб турбулентности примерно равен высоте. Вне этого слоя турбулентность имеет конвективный характер и термические потоки являются основными ее носителями. Кроме того, существует еще турбулентность в ясном небе вблизи струйных течений, но она проявляется очень редко и основное внимание при оценке масштаба турбулентности сосредоточено на конвективной турбулентности. Если турбулентность занимает область с линейными размерами, большими, чем масштаб, то не лишено смысла в первом приближении считать, что площадь, охватываемая турбулентностью, будет на всех высотах фактически той же самой, а сама турбулентность будет перемещаться вверх в некотором цилиндре. Этому точно соответствует основное движение в грозе, описанное Ладлэмом [70] и в гл. II. Однако из-за изменения плотности воздуха с высотой размеры любого объема турбулентности по мере подъема в цилиндре будут увеличиваться и будут обратно пропорциональны плотности воздуха на рассматриваемой высоте. Следовательно, можно предположить, что масштаб турбулентности изменяется обратно пропорционально плотности воздуха. В дальнейшем принимается, что на высотах, превышающих 305 м, масштаб

турбулентности определяется эмпирической зависимостью: $305 \frac{q_0}{q}$ м.

Принимая масштаб турбулентности равным высоте, когда она меньше 305 м, и равным $305 \frac{q_0}{q}$ м, когда высота больше 305 м, проведем исследование энергии турбулентности, приходящейся на единицу объема, для следующих трех специфических видов турбулентности:

- 1) турбулентность в ясном небе на высотах до 300 м;
- 2) турбулентность внутри и вблизи кучевых облаков;
- 3) турбулентность в грозах.

10.4.1. Турбулентность в ясном небе на высотах до 300 м

В гл. II приведен большой объем непосредственных измерений флюктуации скорости воздуха на высотах до 300 м. Показано (см. § 10.3), что флюктуации скорости воздуха, полученные пересчетом измерений нормальных перегрузок, совпадают с непосредственно измеренными скоростями.

Турбулентность в ясном небе на высотах до 300 м исследовать легче, чем другие формы турбулентности, так как она существует большую часть времени. Как только видимость оказывается достаточно хорошей для полетов на этих высотах, то можно считать, что для исследований турбулентности применим летный эксперимент. В работе Буллена [11] приводятся результаты полетов, осуществленных подряд группами по 3 на высотах 61 , 122 и 183 м в Северной Африке, а в работе К. Д. Сондерса [122] — результаты аналогичных полетов на высотах 61 , 122 и 183 м, а также на 61 , 183 и 305 м в Америке. В последней работе указаны как непосредственно измеренные турбулентные скорости, так и результаты пересчета нормальных перегрузок самолета, в работе же [11] — приводятся только нормальные перегрузки. Эти эксперименты служат хорошим индикатором характера турбулентности.

На столь низких высотах воздушный поток, несущий турбулентность, почти параллелен поверхности земли. Измеренные вертикальные скорости представляют собой комбинацию турбулентных скоростей и вертикальных компонентов скорости потока. В гл. II было показано, что при измерениях в фиксированной точке над ровной местностью масштаб турбулентности примерно равен высоте, но при измерениях на горизонтально летящем самолете этот масштаб оказывается несколько большим высоты. Разница более заметна при полетах над холмистой местностью, но даже на высоте 61 м над ровной местностью она значительна. Для суждения о турбулентности в ясном небе ниже 300 м необходимо попытаться качественно отделить явный вклад воздушного потока. Турбулентность сама по себе одна и та же как при измерениях в фиксированной, так и в движущей-

ся точках, но влияние изменения воздушного потока различно. Характеристики воздушного потока не являются теми случайными функциями, которые используются в теории турбулентности. Однако отклонения потока от прямолинейного установившегося течения можно рассматривать как турбулентные возмущения при условии, что энергия их не очень велика по отношению к общей энергии. Максимальный эквивалентный масштаб турбулентности, вызванный отклонениями потока, имеет порядок 300 м даже над холмистой местностью, а над ровной местностью отклонения потока, по-видимому, пренебрежимо малы по сравнению с турбулентностью на высотах, превышающих 180 м. Наименьшая высота, на которой проводились полеты, равна 61 м, при этом среднее значение эквивалентного масштаба составило 96 м. Но вряд ли стоит рассматривать теорию турбулентности в приложении к полету самолета на высотах ниже 60 м.

В табл. 2.5 даны результаты 14 групп, по 3 полета в каждой на высотах 61, 183 и 305 м. Среднеквадратичное значение вертикальной скорости при всех полетах на высоте 183 м превышает 0,91 м/сек. В этой же таблице приведены результаты 32 групп, по 3 полета в каждой на высотах 61, 183 и 305 м, из которых 23 группы дали среднеквадратичное значение вертикальной скорости на высоте 183 м меньше 0,91 м/сек, а 9 групп — больше. Как для этих 9 групп, так и для указанных 14 групп наблюдается тенденция роста среднеквадратичного значения скорости с высотой (на высоте 183 м эти значения больше, чем на высоте 61 м). Для 23 групп, у которых среднеквадратичные значения были меньше 0,91 м/сек, интенсивность турбулентности на высотах 61, 122 и 183 м была одной и той же. Изменение интенсивности турбулентности с высотой показано на рис. 10.5. Кривые на этом рисунке построены так, что они соответствуют постоянству среднеквадратичных значений скорости σ_w на высотах, превышающих 90 м, и постоянству плотности энергии при больших пространственных частотах на высотах, меньших 90 м (т. е. постоянству величины $\sigma_w/L^{1/3}$ ниже 90 м).

Одновременные измерения на башнях (см. работу [2]) показали значительное падение среднеквадратичных значений вертикальной скорости при уменьшении высоты с 91 до 23 м. Падение, по-видимому, более быстрое, чем при постоянстве плотности энергии, но точность этой информации не позволяет применить более сложную формулу, чем та, которая использовалась при построении рис. 10.5. Среднеквадратичные значения вертикальной скорости, полученные пересчетом измерений нормальных перегрузок самолета во время этих же полетов, очень близко совпадают с результатами непосредственных измерений, если коэффициент динамичности при среднеквадратичных значениях, меньших 0,91 м/сек, принять равным 1,2, а при значениях, больших 0,91 м/сек, — равным 1,13. Результаты работы

Буллена [11] для средней интенсивности турбулентности над ровной пустыней во время мая — июня — июля и ноября — декабря — января были пересчитаны в среднеквадратичные значения вертикальных скоростей; при этом коэффициент демпфирования порыва был заменен на передаточный коэффициент, рассчитанный при масштабе турбулентности, равном высоте, и коэффициенте динамичности 1,2. Основной целью помещенного рисунка является скорее демонстрация изменения интенсивности с высотой, а не иллюстрация ее абсолютных значений. Результаты работ К. Д. Сондерса [122] и Буллена [11] подтверждают то, что интенсивность турбулентности увеличивается вплоть до высоты порядка сотни метров. Из работы [122] следует, что интенсивность затем остается практически постоянной вплоть до высоты 300 м.

Хотя вполне возможно, что атмосферная турбулентность в ясном небе на высотах от 60 до 300 м практически постоянна, следует помнить, что поверхность земли может влиять на направление воздушного потока и тем самым вызывать нагрузки, действующие на самолет. Это влияние может быть обнаружено на основе

анализа измерений над холмистой местностью, проведенных К. Д. Сондерсом. Примем, что движение воздуха относительно самолета состоит из двух частей: атмосферной турбулентности с масштабом, равным высоте, и изменений направления воздушного потока вдоль траектории полета. Определение же турбулентных скоростей при пересчете нормальных перегрузок производится с помощью передаточного коэффициента, связанного только с атмосферной турбулентностью. Вычисленные таким образом турбулентные скорости будут отличаться от скоростей воздуха, полученных непосредственными измерениями, дающими эквивалентную интенсивность для комбинации как самой турбулентности, так и эффектов изменения направления потока. Вплоть до высоты 183 м над ровной местностью скорости, полу-

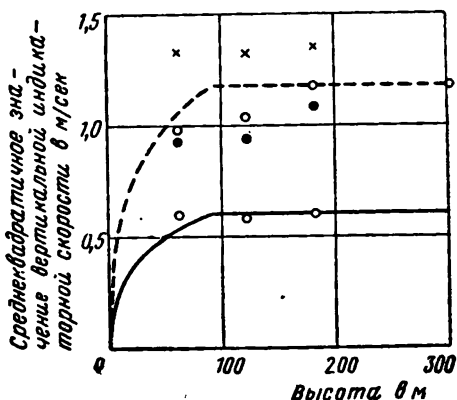


Рис. 10.5. Изменение интенсивности турбулентности с высотой до 300 м над ровной местностью:

- среднее для записей на высоте 183 м, при которых среднеквадратичные значения индикаторной скорости были меньше 0,91 м/сек (В-66В);
- - - среднее для записей на высоте 183 м, при которых среднеквадратичные значения индикаторной скорости были больше 0,91 м/сек (В-66В);
- — Кайберра — ноябрь — январь;
- × — Кайберра — май — июль;
- — В-66В

ченные пересчетом нормальных перегрузок самолета с тем же самым коэффициентом динамичности 1,2, оказались на 18% меньше измеренных непосредственно. Непосредственные измерения над холмистой местностью, как указывалось в гл. II, дают среднюю величину среднеквадратичных значений 1,16 м/сек по сравнению с 0,832 м/сек над ровной местностью.

Таким образом, при непосредственных измерениях турбулентности среднеквадратичные значения скорости над холмистой местностью оказались в 1,4 раза больше, чем над ровной местностью. Скорости, полученные пересчетом измерений перегрузок при полете самолета над холмами, будучи на 18% меньшими, чем при непосредственных измерениях, оказались в 1,15 раза (т. е. $0,82 \times 1,4$) больше измеренных над ровной местностью. Эти 15%, увеличивающие турбулентные скорости при пересчете нормальных перегрузок, основаны на передаточном коэффициенте, принятом одним и тем же как для самой турбулентности, так и для эффектов изменения направления потока. Эти эффекты, в которые входят к тому же и действия пилота, будут преимущественно проявляться на более длинных волнах, чем обычная турбулентность, и будут более затенены. Но для суждения о том, что демпфирование является существенным для объяснения разницы между двумя видами измерений, данных еще не достаточно. На высоте 300 м, где влияние земли должно быть значительно ослаблено, измерения нормальных перегрузок дают те же самые значения турбулентных скоростей, что и непосредственные измерения; следует подчеркнуть этот факт, хотя он отчасти может быть и случайным, так как было проведено всего 6 полетов, что намного меньше того количества, которое подвергалось анализу.

Как показано в гл. II, в качестве лучшей оценки среднеквадратичных значений вертикальной турбулентной скорости над ровной местностью для любого единичного полета может служить средняя величина этих значений, равная 0,832 м/сек, при стандартном отклонении от нее 0,335 м/сек. На турбулентности над холмистой местностью сильное влияние оказывает движение потоков различных направлений, которое следует рассматривать отдельно. При непосредственных измерениях скорости воздуха на самолете В-66В увеличение кажущихся среднеквадратичных значений составило 40%, в то время как нормальные перегрузки увеличились только на 15%. Доказательств этого влияния на другие самолеты нет, но можно предположить, что увеличение нормальных перегрузок будет значительным для самолетов с большими значениями произведения массового параметра на среднюю хорду.

10.4.2. Турбулентность внутри и вблизи кучевых облаков

Можно считать, что плотность воздуха на всех высотах ниже 300 м такая же, как и на уровне земли. Кучевые облака дости-

гают высот более 5 км, где изменение плотности оказывается существенным. Крейн и Чилтон в работе [19] описывают полет в ясном небе на высоте 520 м вблизи центра грозы. Джеймсом Тейлором в работе [142] указывается на серии из 10 полетов, а пересмотр исходных данных, на основе которых была создана эта работа, показал, что на высоте 910 м во время двух проходов через кучевое облако турбулентность была средней интенсивности. В работе Хауболта, Штейнера и Пратта [45] даны результаты 9 полетов сквозь кучевые облака на высоте 4600 м. В дополнение к этим самолетным исследованиям в работе Горелика, Костарева и Черникова [32] приводятся среднеквадратичные значения вертикальных скоростей в кучевых облаках на высоте 3000 м, измеренных вдоль вертикального луча локатора. Ниже для сравнения все скорости даны как индикаторные (т. е. в виде произведения истинной скорости на $\sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}}$, где ρ — плотность воздуха на рассматриваемой высоте, а ρ_0 — плотность воздуха на уровне земли), а там, где требуется масштаб турбулентности, он принят равным $305 \frac{\rho_0}{\rho}$ м.

В работе Хауболта и др. [45] дано распределение энергии турбулентности по длинам волн в диапазоне 3—1500 м. Принимая указанный масштаб турбулентности, можно получить суммарную энергию. Для девяти полетов на высоте 4600 м было найдено, что среднеквадратичные значения вертикальной индикаторной скорости лежат в диапазоне от 1,31 до 3,51 м/сек, что в среднем составляет 2,32 м/сек при стандартном отклонении 30% от среднего. Джеймсом Тейлором [142] измерялось количество пересечений уровней нормальной перегрузки, которое подсчитывалось для одноминутных интервалов. Полеты происходили с различной индикаторной скоростью от 63 до 93 м/сек с четырехминутными площадками, на которых производились записи, и одноминутными интервалами между этими площадками. Для каждой минуты полета было подсчитано среднеквадратичное значение вертикальной скорости. Предполагалось, что использовавшийся самолет «Викинг» имел 5 пересечений нулевого уровня приращения перегрузки в каждом направлении на 1 км пути; считалось также, что в течение одной минуты полета распределение количества пересечений различных уровней было нормальным. Результаты расчетов среднеквадратичных значений вертикальных скоростей отличались несущественно в зависимости от того, брались ли в качестве основы для пересчета приращения перегрузки 0,1 или 0,2 на индикаторной скорости полета 93 м/сек или же приращение перегрузки 0,1 на индикаторной скорости полета 63 м/сек.

В течение 10 полетов в кучевых облаках на высоте 910 м, длительностью примерно 100 мин каждый, было встречено две

грозы, протяженность каждой составила около 100 км дистанции полета. Для одной из них средняя величина среднеквадратичных значений вертикальной индикаторной скорости равна 1,4 м/сек, а для другой — 1,49 м/сек. В обоих случаях стандартное отклонение для скоростей, осредненных на дистанции 5,6 км, составило 20%, а максимальное среднеквадратичное значение вертикальной индикаторной скорости на дистанции 5,6 км составило 2,13 м/сек.

Крейном и Чилтоном [19] для одного из полетов на высоте 520 м протяженностью в 273 км измерялось распределение энергии турбулентности по длинам волн и для всего полета было получено среднеквадратичное значение вертикальной индикаторной скорости, равное 1,49 м/сек. Гореликом и др. [32] для измерения вертикальных скоростей в кучевых облаках использовался луч вертикального локатора. Этот способ отличается от самолетных исследований в двух отношениях. Эффективный участок имеет вертикальное, а не горизонтальное направление, и эффективная скорость на этом участке равна скорости света, а не скорости самолета. Найдено, что для ряда облаков индикаторная скорость лежит в пределах 0,52—1,46 м/сек, а для грозы — 0,98—1,31 м/сек. Количество записей в этой работе не указано, но средние значения скоростей и их разброс, по-видимому, того же порядка, что и в работах [142] и [19]. Можно ожидать, что локаторные измерения дадут несколько меньшие значения, так как общая протяженность турбулентности в вертикальном направлении слишком мала, чтобы включить все длинные волны, и в любом случае локаторные измерения ограничены масштабами турбулентности порядка 150 м.

Измерения количества пересечений выбранных уровней перегрузок, проведенных Джеймсом Тейлором [142], дают возможность сравнить распределение количества пересечений с распределением среднеквадратичных значений. Результаты для двух гроз показаны на рис. 10. 6. Распределение количества превышений заданного уровня вертикальной скорости близко подходит к экспоненциальному и выражается формулой

$$N/2N_0 = \exp(-1,38\omega/\sigma_w), \quad (10.15)$$

в которой вместо N/N_0 используется $N/2N_0$, так как количество нисходящих и восходящих порывов было просуммировано вместе. Коэффициент 1,38 близок к использовавшемуся для самолета В-66В коэффициенту 1,41 (см. § 10.3). На данном примере еще раз показано, что распределение пересечений при одном и том же среднеквадратичном значении ближе подходит к экспоненциальному, чем к нормальному. Постоянство коэффициента в обоих примерах объясняется в основном турбулентностью, имевшей относительный небольшой разброс: стандартное отклонение для самолета «Викинг» составило 20%, а для В-66В — 30%.

Если предположить, что на небольшом участке в кучевом об-

лаке турбулентность непрерывна и изотропна, то ошибка получается незначительной. Однако распределение пересечений уровней нам неизвестно. Это приводит к затруднениям при изучении грозы в целом. В двух грозах, описываемых Джеймсом Тейлором [142], турбулентность во время измерений не была непрерывной. Но каждый из 24 участков длиной в 5,6 км может быть достаточно хорошо описан

нормальным распределением пересечений с 5 пересечениями нулевого уровня в каждом направлении на 1 км пути. Пересечений уровня индикаторной скорости, равного или превышающего 2,44 м/сек, было на каждом участке довольно-таки мало, но и их оказалось больше, чем следует из нормального распределения. Если пересечения просуммировать по всем участкам, то распределение в диапазоне скоростей от 1,5 до 6,1 м/сек (это наибольшая зарегистрированная скорость на общей дистанции 193 км) оказывается ближе к экспоненциальному. Нормальное распределение, которое удовлетворяет количеству пересечений уровней скоростей 1,13 и 2,26 м/сек, дает среднеквадратичное значение скорости 1,45 м/сек и 5 пересечений нулевого уровня на 1 км пути по сравнению со средней величиной по всем участкам 1,46 м/сек и 5 пересечений нулевого уровня на 1 км пути. Это соответствие в пересечениях нулевого уровня исчезает, если добавить полеты при отсутствии кучевых облаков. Кроме того, нельзя предполагать, что величина N_0 , полученная в результате экстраполяции экспоненциального распределения, будет всегда в 2,5 раза больше действительного количества пересечений нулевого уровня, как это получилось в приводимом примере, но можно считать, что для любой грозы отношение полученного экстраполяцией значения N_0 к действительному будет одним и тем же для всех самолетов.

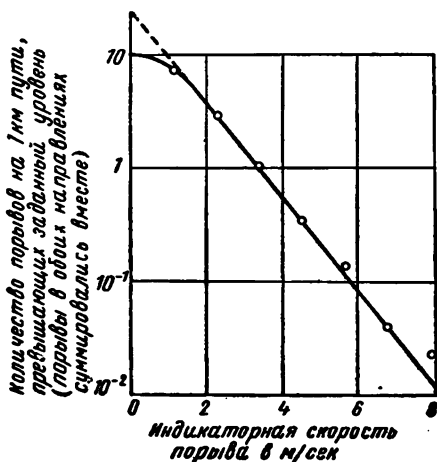


Рис. 10.6. Количество порывов, превышающих заданный уровень, в кучевых облаках на высоте 910 м:

○ — результаты измерений.

Измерения проведены на самолете «Викинг» на дистанции 193 км. Среднеквадратичные значения вертикальной скорости на участках длиной 5,6 км составляют в среднем 1,46 м/сек при стандартном отклонении на 20% от среднего

10.4.3. Турбулентность в грозах

Толефсон в работе [151] приводит результаты обширных исследований гроз с помощью счетчиков нормальных перегрузок.

Для тех уровней, на которых производились измерения, нет сколько-нибудь существенной разницы между числом пиков, превышающих заданный уровень, и количеством пересечений этого уровня в одном направлении. В работе Хауболта, Штейнера и Пратта [45] описываются 15 полетов сквозь грозы и для одного из них приводится плотность энергии на длинах волн от 3 до 1500 м и относительное время существования различных скоростей порывов.

В исследованиях Толефсона [151] использовались самолеты Р-61 и С-35, пролетевшие 2028 и 1456 км соответственно. Для определения действительных турбулентных скоростей коэффициент демпфирования порыва, использовавшийся Толефсоном, был заменен на передаточный коэффициент. В табл. 10.3 приведены параметры, необходимые для этих преобразований. Передаточный коэффициент K вычислялся для модели Кармана при масштабе турбулентности 305 q/q м. В шестой колонке табл. 10.3

Таблица 10.3

Величины, использованные для вычислений

Высота, м	Массо- вый параметр	Средняя хорда, м	Коэффициенты реакции				
			K	K_g	$K_g/1,2K$	N_0 , 1/км	$N_0 \sqrt{\frac{q_0}{q}}$, 1/км

Исследования на самолете С-35 1941—42 гг.

150 ÷ 305	18,7	2,82	0,429	0,686	1,3	10,3	11,6
305 ÷ 460	23,6		0,449	0,718	1,31	9,1	11,1
460 ÷ 610	27,5		0,455	0,738	1,35	8,5	11,1
610 ÷ 760	32,1		0,460	0,755	1,37	7,8	11,1
760 ÷ 915	37,7		0,463	0,771	1,39	7,1	11,1
915 ÷ 1040	44,0		0,466	0,785	1,41	6,6	11,2

Исследования на самолете Р-61 1946—47 гг.

150 ÷ 180	26,4	3,20	0,510	0,733	1,20	7,6	8,2
305 ÷ 335	30,0		0,514	0,748	1,21	7,1	8,3
460 ÷ 490	34,6		0,518	0,763	1,23	6,5	8,3
610 ÷ 640	41,1		0,526	0,779	1,24	6,0	8,3
760 ÷ 790	48,6		0,531	0,793	1,25	5,5	8,3

дано отношение коэффициента демпфирования порыва K_g к передаточному коэффициенту K , умноженному на коэффициент динамичности 1,2. Это отношение служит коэффициентом пересчета от скоростей порывов, полученных Толефсоном, к тем, что приводятся в данной книге. Исходя только из простоты вычислений, расчеты количества пересечений нулевого уровня N_0 были сделаны для модели турбулентности Драйдена, а не Кармана. Относительные значения будут для обеих моделей примерно одинаковыми, но абсолютные значения — нет. В любом случае

ошибка в абсолютных значениях может быть существенной и пока не будет получено гораздо большей информации об измеренных величинах, лишь относительные величины N_0 имеют значение.

На рис. 10.7 приведено количество порывов, превышающих заданный уровень, при полете самолета Р-61 в грозах на сум-

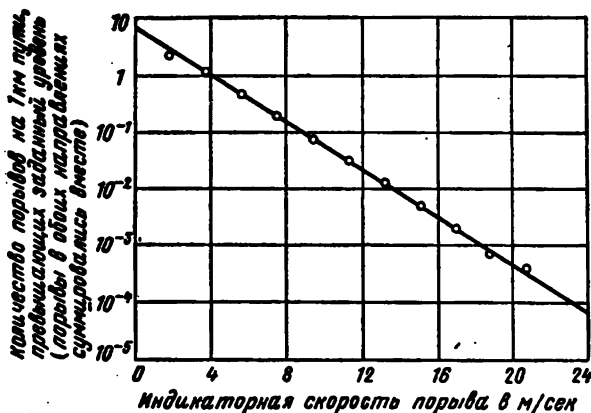


Рис. 10.7. Повторяемость порывов различной интенсивности в грозах;

○ — результаты измерений.

Результаты измерений получены при налете 20 300 км в грозах на высоте от 1500 до 8000 м

марной дистанции 20300 км. Для всего измеренного диапазона скоростей распределение близко к следующему:

$$N/2N_0 = \exp(-\omega/2,05), \quad (10.16)$$

где $N_0 = 3,4$ 1/км.

Распределения на различных высотах, взятые отдельно, так же хорошо подходят к экспоненциальным. Полученные для различных высот экспериментальные точки столь же близко лежат около прямой, как и те, что показаны на рис. 10.7. Значение N_0 и показатель экспоненты приведены в табл. 10.4. Измеренные значения N_0 имеют ту же тенденцию уменьшаться с высотой, что и вычисленные, и они на каждой высоте близки к 50% вычисленных значений.

Самолет С-35 пролетел в грозах в общей сложности только 1455 км. Полученные результаты близки к тем, что даны в табл. 10.4, но значение ω_0 и N_0 для всех 1455 км равны $\omega_0 = 2,62$ м/сек, $N_0 = 6,2$ 1/км. Интенсивность турбулентности ω_0 несколько больше, чем средняя при более обширных исследованиях на самолете Р-61, а измеренное значение N_0 составляет 70% от вычисленного по сравнению с 50% для самолета Р-61.

Изменение интенсивности турбулентности в грозах с высотой

Высота, м	Налет, км	Количество порывов, превышающих заданный уровень и рассчитанных по формуле $N/2N_0 = \exp(-w/w_0)$	
		Индикаторная скорость w_0 , м/сек	N_0 , 1/км
1530—1830	2816	1,89	3,9
3050—3350	4674	1,95	4,2
4570—4890	5355	2,14	3,4
6100—6420	4232	2,05	3,4
7640—7950	3222	2,05	2,4
	20299	2,05	3,4

При этих исследованиях среднеквадратичные значения скорости не измерялись, но грубо их можно оценить, принимая поправочный коэффициент 1,4, полученный при исследованиях низковысотной турбулентности в ясном небе и при полетах в кучевых облаках [см. выражения (10.14) и (10.15)].

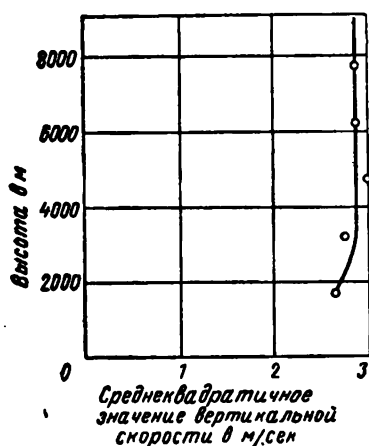


Рис. 10.8. Изменение с высотой среднеквадратичных значений вертикальной индикаторной скорости в грозах:

○ — результаты измерений

Изменение среднеквадратичных скоростей с высотой показано на рис. 10.8. Приведенная кривая показывает, что энергия турбулентности в единице объема сначала увеличивается, а затем, начиная с высоты 4000 м, остается постоянной. Для суждения о данных на высоте 12 км необходимы некоторые предположения. Однако 15 полетов, описываемых Хауболтом и др. [45], подтверждают, что грозы большой интенсивности могут встретиться и на высоте 12 км. В работе [45] приводится распределение энергии турбулентности в диапазоне длин волн 300—1500 м.

Принимая масштаб турбулентности равным 305 ϕ_0/ϕ м, из этого распределения можно получить суммарную энергию. Для 15 полетов диапазон среднеквадратичных значений вертикальной индикаторной скорости составил 2—5,2 м/сек, что примерно дает среднюю величину 3,63 м/сек со стандартным отклонением 27% от средней. Для одного полета сквозь грозу, в которой интенсив-

ность была больше средней на 20%, проводилась оценка масштаба турбулентности. Он оказался равным 1710 м, что не очень сильно отличается от эмпирического значения 1250 м, принятого в настоящей работе. Для этого же полета было измерено время пребывания на различных уровнях скоростей порывов. Как и для других форм турбулентности, относительное количество больших скоростей оказалось большим, чем следует из нормального распределения. Таким образом, возникает та же самая трудность определения соотношения между значением N_0 , полученным путем экстраполяции экспоненциального распределения, и действительным количеством пересечений нулевого уровня.

§ 10.5. АТМОСФЕРНЫЕ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ ПРИ ЕГО НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В § 10.4 приведены примеры трех наиболее часто встречаемых самолетом видов турбулентности. Имеется также и четвертый вид турбулентности, существующий вблизи струйных течений и поэтому встречающийся более редко и менее поддающийся детальному исследованию. Было бы непрактичным летать исключительно с целью получения средних значений для различных видов турбулентности. Требуемое полетное время стоит очень дорого и существует еще много участков турбулентности, которые не могут быть с уверенностью отнесены к какой-либо определенной категории. Но даже если и можно было бы получить средние значения турбулентности в самой атмосфере и к тому же было бы известно время пребывания в каждом из ее участков, все же необходимо иметь еще обширную информацию о способах проведения полетов с тем, чтобы определить атмосферные нагрузки, действующие на самолет. Кажущаяся атмосфера, полученная из измерений на самолетах, будет значительно отличаться от реальной по ряду аспектов. Низковысотные полеты осуществляются в основном вблизи аэродромов: высота и направление полета могут подвергаться значительному изменению с тем, чтобы избежать турбулентности. Такие процессы, зависящие от эксплуатации, как набор высоты и снижение, напротив, регулированию из-за атмосферных условий не подвержены, за исключением района аэродрома, где они обычно начинаются или кончаются; к тому же плотность воздуха во время полета зависит от географического положения, времени суток, сезона и от ограничений, накладываемых на взлеты и посадки. В общем случае можно утверждать, что кажущаяся атмосфера — это та, которая требуется, и лучшая ее оценка может быть получена из летной эксплуатации. Приводимые ниже данные получены почти полностью на основе материалов эксплуатации гражданских самолетов и хотя они очень обширны, представляется сомнительным введение каких-либо поправок с тем, чтобы с большей точностью получить соответствующую атмосферу для военных самолетов

или же для тех самолетов гражданской авиации, которые имеют небольшие возможности в выборе курса или высоты полета.

В работе Буллена [12] приводятся результаты измерений во время полетов различных самолетов на суммарной дистанции в 9,5 миллиона километров. Характеристики самолетов и условия их эксплуатации даны в табл. 10.5. В этой же таблице показано,

Таблица 10.5

Характеристики самолетов, использовавшихся для измерений в работе Буллена [12]

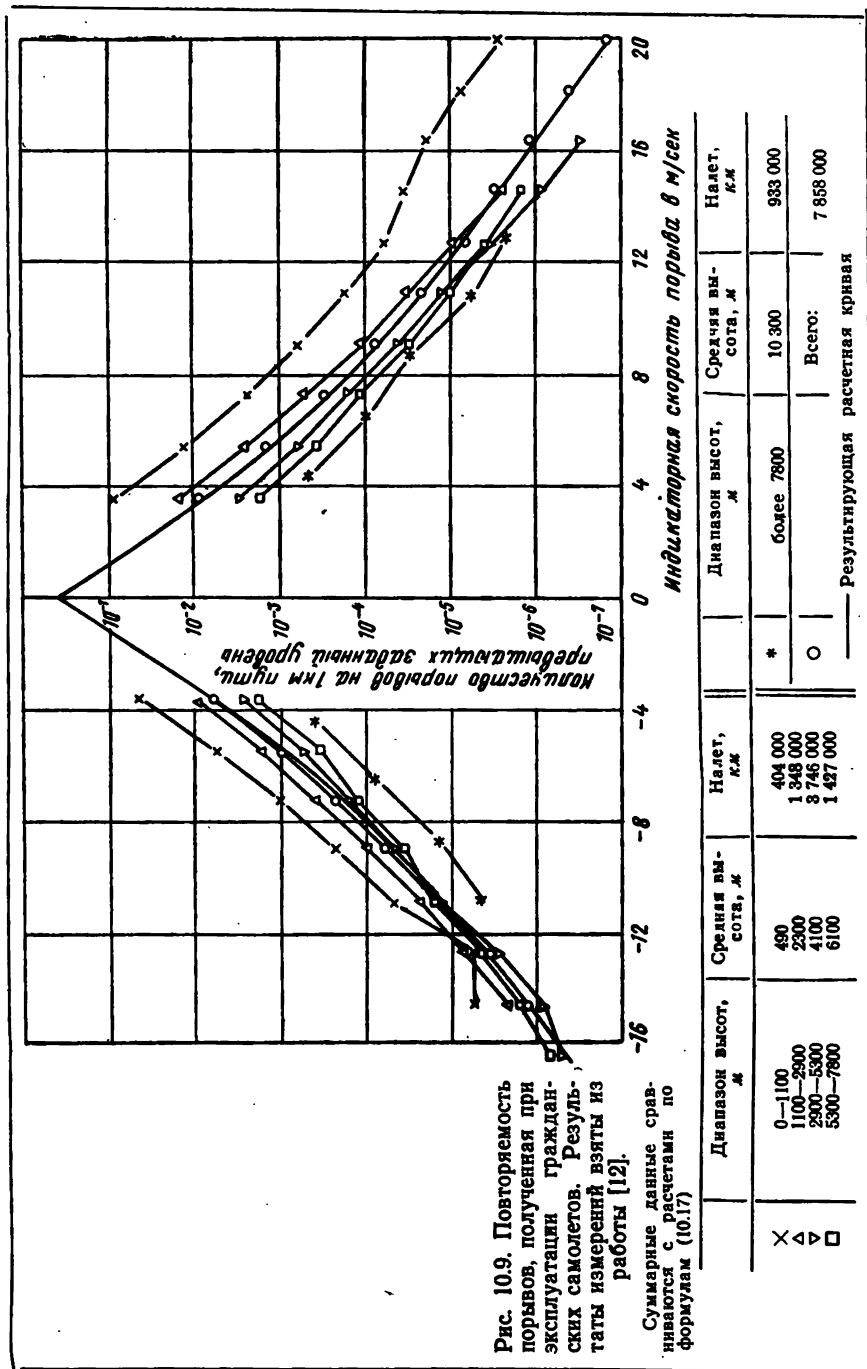
Название самолетов	Путь, на котором произв. измер., в мил-лион. км	Средняя крейсерская вы-сота, м	Массовый параметр	Параметры				
				K	K_z	$K_z/1,2K$	$N_0, 1/км$	$N_0 \sqrt{\frac{g_0}{q}} \frac{1}{1/км}$
„Амбассадор“	0,32	3400	28,8	0,504	0,756	1,25	5,9	7,0
„Комета“ 1*	1,13	10700	35,5	0,500	0,865	1,44	3,7	6,5
„Комета“ 2*	0,55	12200	46,9	0,502	0,888	1,48	3,2	6,3
„Фрейтер“	0,14	600	12,3	0,411	0,676	1,38	7,6	7,8
	0,1	300	11,4	0,400	0,661	1,38	7,9	8,0
	0,1	1800	12,8	0,408	0,682	1,39	7,3	8,0
„Гермес“ 4	0,77	2700	33,3	0,558	0,812	1,21	5,2	5,9
	0,68	3700	36,6	0,564	0,820	1,21	4,9	5,9
„Стратокруизер“	1,38	4300	44,5	0,590	0,826	1,17	4,2	5,2
„Суперконстеллэйшин“	1,59	4300	41,3	0,586	0,830	1,18	4,4	5,4
„Викинг“	0,19	2100	25,0	0,486	0,759	1,30	7,0	7,9
„Вайкаунт“	0,95	4900	48,4	0,572	0,854	1,25	5,1	6,4
	0,68	6400	58,3	0,580	0,880	1,26	4,6	6,4
	0,68	5200	51,9	0,579	0,856	1,23	4,9	6,4
Всего	8,58					1,21**		6,2***

* Были введены поправки, учитывающие влияние сжимаемости на производную подъемной силы по углу атаки и на нестационарность аэродинамических сил при резком измерении угла атаки. Аналогичные поправки использовались для K и K_z .

** Среднее значение за исключением самолетов «Комета».

*** Среднее значение.

что для использовавшихся самолетов, летавших в турбулентности, среднее количество порывов в одном направлении на 1 км пути равно $6,2 \sqrt{\frac{q}{q_0}}$. Исходные данные по порывам были получены с помощью коэффициента демпфирования порыва K_z . Из табл. 10.5 видно, что передаточный коэффициент для высот ниже 7600 м равен в среднем $K_z/1,21$, а разность между самолетами невелика. Почти все данные для высот выше 7600 м получены на самолетах «Комета» 1 и 2, для которых передаточные коэффициенты на этих высотах равны соответственно $K_z/1,44$ и



$K_z/1,48$. На рис. 10.9 дана повторяемость порывов на различных скоростях и высотах; данные по самолету «Комета» 2 исключались, так как это был единственный самолет, на котором установлен радар, предупреждающий о встрече с облаками. Переход от исходных данных к действительным индикаторным скоростям порывов производился в предположении, что передаточный коэффициент в среднем для высот ниже 7600 м равен $K_z/1,21$, а выше — $K_z/1,44$. Повторяемость порывов определялась как ко-

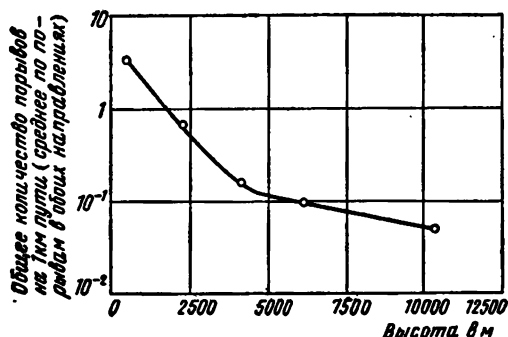


Рис. 10.10. Изменение с высотой общего количества порывов на 1 км пути

личество порывов на 1 км пути, пройденного самолетом, $N_0 = 6,2 \sqrt{\frac{q}{q_0}}$ 1/км, что позволяет использовать приведенную диаграмму и для самолетов, близких к участвовавшим в экспериментах. Абсолютное значение N_0 точно неизвестно и полученная информация может использоваться для других самолетов только при подсчетах N_0 по той же самой формуле. Распределение порывов, по-видимому, не очень сильно изменяется с высотой, так что результаты по всем высотам могут быть сгруппированы вместе. Это распределение также приведено на диаграмме; нанесенная кривая подсчитана по следующей формуле:

а) для нисходящих порывов

$$N = pN_0 [0,984 \exp(-w/0,87) + 0,016 \exp(-w/1,75)],$$

б) для восходящих порывов

$$N = pN_0 [0,984 \exp(-w/0,95) + 0,016 \exp(-w/1,89)],$$

} (10.17)

где N — количество порывов на 1 км пути, индикаторная скорость которых превышает w м/сек;

$pN_0 = 0,36$ 1/км для той части полетов на различных высотах, которую удалось использовать для измерений.

Если известны соответствующие значения pN_0 , то выражение (10.17) можно использовать для подсчета количества порывов

на любой высоте. Для оценок величин pN_0 на каждой высоте были использованы значения кривых при индикаторной скорости 3,66 м/сек и результаты приводятся на рис. 10. 10.

В. Ж. Уокер и Копп [156] приводят материалы измерений, полученные на 7,7 миллиона километров налета гражданских самолетов. Так как в этой работе суммировались порывы, на-

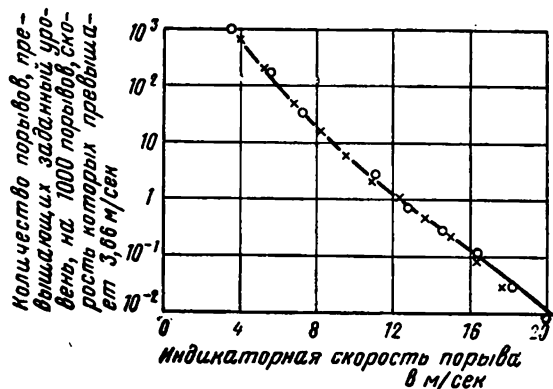


Рис. 10.11. Сравнение данных США и Великобритании по относительной повторяемости различных порывов:

× — измерения США;
 ○ — измерения Великобритании.
 Данные США получены при измерениях на 7,7 миллиона километров налета (работа [156]) и 0,8 миллиона километров налета (работа [17]). Данные Великобритании получены при измерениях на 7,9 миллиона километров налета (работа [12]).

правленные и вниз и вверх, то сравнение с результатами работы Буллена [12] возможно только, если в последней произвести такое же суммирование. На рис. 10. 11 показаны два распределения, имеющие одинаковое количество порывов с индикаторной скоростью * 3,66 м/сек. Видно, что оба множества экспериментальных точек лежат вблизи одной и той же кривой.

10.5.1. Обход турбулентности

Буллен [12] отдельно приводит данные, соответствующие набору высоты и снижению, и отдельно — крейсерскому режиму полета, так что результаты рис. 10. 10 могут быть представлены более детально. Величины pN_0 , основанные на подсчете порывов, индикаторная скорость которых превышает 3,66 м/сек, показаны на рис. 10. 12. Результаты при крейсерском режиме полета каждого самолета сравниваются с суммарными данными по всем

* Множитель пересчета от коэффициента демпфирования порыва для работы [156] равен 1,12 по сравнению с 1,21 для работы [12].

самолетам при наборе высоты и снижении. Исходя из суммарных данных при наборе высоты и снижении, можно приблизительно считать, что для каждого самолета $N_0 = 6,2 \sqrt{\frac{q}{\rho_0}} \frac{1}{\text{км}}$. Данные, полученные при крейсерских режимах полета каждого самолета, были обработаны так, чтобы они соответствовали $N_0 = 6,2 \sqrt{\frac{q}{\rho_0}} \frac{1}{\text{км}}$. Можно видеть, что количество порывов на 1 км пути при крейсерских режимах меньше, чем при наборе высоты и снижении. Это объясняется избирательным обходом турбулентности.

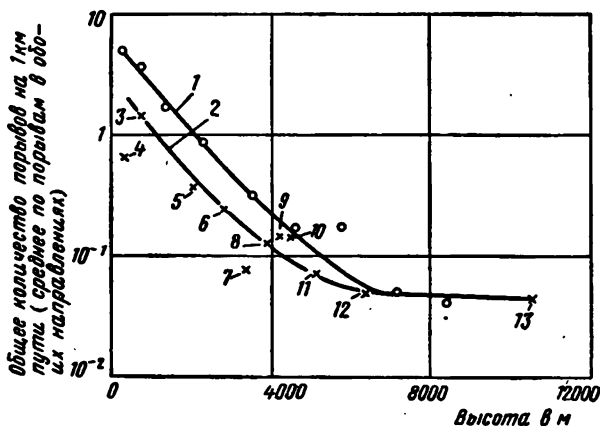


Рис. 10.12. Сравнение общего количества порывов на 1 км пути при крейсерском режиме и при наборе высоты и снижении:

1—набор высоты и снижение; 2—крейсерский режим; 3 и 4—«Фрейтер»; 5—«Викинг»; 6 и 8—«Гермес»; 7—«Амбассадор»; 9—«Стратокрузер»; 10—«Суперконстеллейшн»; 11 и 12—«Вайкаунт»; 13—«Комета»;

○ — набор высоты и снижение;

× — крейсерский режим.

Отклонение от средней крейсерской высоты до 610 м не считалось разновидностью нормальной набора высоты или снижения и измерения при подобных режимах не учитывались

В формулу (10.17), дающую распределение порывов, входят две экспоненты. Возможно, что они соответствуют различным формам турбулентности. Результаты § 10.4, где приводятся данные измерений в специфических условиях турбулентности, подтверждают это предположение.

Экспоненциальное распределение порывов, полученное при полете 19 300 км в грозах, дало производную от $\exp(-w/2,05)$, которая на 8% больше, чем производная от второго члена

$\exp(-w/1,89)$ в выражении (10.17) для восходящих порывов. Экспоненциальное распределение в типичных кучевых облаках по работам [142] и [19] равно $\exp(-w/1,05)$ и $\exp(-w/1,08)$, производные от этих выражений в среднем на 13% больше, чем производная от первого члена $\exp(-w/0,95)$ в формуле (10.17) для восходящих порывов. Это соответствие в значительной степени подтверждает предположение о том, что два экспоненциальных члена в выражении (10.17) связаны в основном с полетами в кучевых облаках и грозах. Численные значения, полученные при летной эксплуатации и приведенные в формуле (10.17), более достоверны, чем значения, полученные при трех типичных полетах в кучевых облаках. Специальных полетов сквозь грозы, при которых производились измерения, было почти столько же, сколько при общем рейсовом налете в 8 миллионов километров. С другой стороны, рейсовые полеты проходят, насколько это возможно, скорее на флангах грозы, чем через ее центр, и поэтому вполне понятно уменьшение полученной интенсивности на 8%.

Исследования гроз показали падение интенсивности для высот ниже 4500 м; кроме того, метеорологи предполагают, что интенсивность грозы редко полностью развивается ниже 1500 м. Таким образом, вроде бы, имеется подтверждение тому, чтобы принимать увеличенный показатель экспоненты в выражении (10.17) для высот ниже 1500 м. С другой стороны, измерения при рейсовых полетах дают значительную долю больших порывов на высотах ниже 1500 м. Это предположительно связано с тем, что на низких высотах довольно трудно изменить направление полета для того, чтобы избежать встречи с турбулентностью. Оба эти эффекта, возможно, взаимно погашают друг друга и выражение (10.17) можно использовать для всех высот. Результаты специальных экспериментов при полете в ясном небе ниже 300 м показывают, что турбулентность со средним распределением $\exp(-w/0,594)$ существует всегда и к тому же она подвержена влиянию земли. Хотя можно предположить, что полностью развившаяся в грозе турбулентность проявляется редко, все же имеется очень мало информации о влиянии земли. К тому же измерения при рейсовых полетах дают значительно большие скорости, чем на больших высотах, и пока не будут получены дополнительные данные, лучшее, что можно предложить, это считать, что то же самое распределение (10.17) существует на всех высотах, но в дополнении с членом $N_0 \exp(-w/0,594)$, учитывающим турбулентность в ясном небе.

Распределение больших порывов показывает, что они преобладают на низких высотах, и даже качественно учитывая то, что грозы могут достигать различных высот, все же возможно, что на больших высотах значительная часть турбулентности самолетами обходится, в то время как на высотах, меньших 3000 м, это делается редко. Таким образом, выгода от применения радиолокатора для обнаружения турбулентности заключается в том, что

с его помощью стало возможным избегать гроз, что раньше пилоты делать не могли.

10.5.2. Сезонные изменения

Небольшой перегрузочный прибор, применяемый как измеритель усталостных нагрузок, установлен на большом количестве английских самолетов, в том числе и на самолетах «Вайкаунт», обслуживающих Британо-Европейскую авиалинию (В.Е.А.) и Транс-Австралийскую авиалинию (Т.А.А.). В работе Р. Тейлора [145] проведен анализ записей за 163 000 час налета на авиалинии В.Е.А. в течение четырех лет, начиная с середины 1957 года, и за 41 000 час налета на авиалинии Т.А.А. в течение трех лет, также начиная с середины 1957 года.

Было выявлено и зафиксировано количество положительных и отрицательных приращений перегрузки $\pm 0,25$, $\pm 0,55$, $\pm 0,95$, отсчитываемых от перегрузки, равной единице, при прямолинейном горизонтальном полете. Результаты для каждого месяца приведены в табл. 10.6 (В.Е.А.) и 10.7 (Т.А.А.). Эти перегрузки связаны в основном с атмосферной турбулентностью, но часть из них соответствует маневрам. Повторяемость маневренных перегрузок, основанная на осреднении по большому налету пассажирских самолетов, приведена на рис. 5.6. Те значения, которые соответствуют самолету «Вайкаунт», даны в табл. 10.6 и 10.7. Таким образом, количество перегрузок, связанных с порывами, равно разности между общим количеством и числом маневренных перегрузок.

Приняв некоторый закон повторяемости порывов различной интенсивности, можно оценить средний коэффициент перехода от нормальной перегрузки к скорости порыва. В § 10.5 предлагается считать, что повторяемость порывов может быть представлена суммой двух экспоненциальных распределений, одно из них связано в основном с условиями в кучевых облаках, другое в основном соответствует грозам. В выражении (10.17) показатели этих экспонент отличаются в два раза, нисходящие порывы при той же самой повторяемости составляют 92% от величины восходящих порывов; количество порывов в условиях грозы составляет 1,6% от общего их числа. Если предположить, что показатели этих двух экспонент всегда находятся в отношении 1 к 2, то для распределения как восходящих, так и нисходящих порывов требуется знать только два параметра: общее количество порывов в каждом направлении на 1 км пути и отношение числа порывов в грозах к общему количеству. Необходимо также знать еще и коэффициент перехода от перегрузок к скоростям порыва.

Результаты измерений нормальных перегрузок даны в табл. 10.6 и 10.7. В этих таблицах приводится количество превышений различных уровней перегрузки, отсчитываемых от перегрузки, равной единице при прямолинейном горизонтальном по-

Количество приращений перегрузок в центре тяжести самолета «Вайкаунг», зарегистрированных при полетах на Британо-Европейской авиалинии (В.Е.А.) в течение 1957—61 гг.

Месяц	Налет, час	Общее количество различных приращений перегрузок [145]					Количество различных приращений перегрузок, определенное по рис. 5.6						
		—0,95	—0,55	—0,25	0,25	0,55	0,95	—0,95	—0,55	—0,25	0,25	0,55	0,95
Январь	10 751	1	224	12 404	28 088	851	19		10	310	1027	132	9
Февраль	8 119	1	194	9 464	21 808	616	15		8	234	775	100	7
Март	8 877	5	178	10 160	25 920	586	19		9	256	848	109	7
Апрель	10 788	2	209	14 284	35 992	755	9		10	311	1030	133	9
Май	12 869	7	275	17 103	40 779	909	25		12	371	1229	158	11
Июнь	15 102	10	344	17 835	42 492	902	39	1	14	435	1442	186	13
Июль	17 915	13	409	20 725	48 770	1127	22	1	17	516	1711	220	15
Август	19 985	17	451	21 495	49 394	1286	49	1	19	576	1909	246	17
Сентябрь	19 764	7	323	18 361	44 469	1047	43	1	19	569	1887	243	17
Октябрь	16 090	10	320	15 320	36 413	989	35	1	15	463	1537	193	14
Ноябрь	10 965	9	275	10 696	24 784	793	26		11	316	1047	135	9
Декабрь	11 715	12	320	14 457	31 261	928	33		11	337	1119	144	10
Сумма	162 940	94	3522	182 304	430 170	10 789	334	5	155	4693	15561	2004	138

Количество приращений перегрузок в центре тяжести самолета «Вайкаунт», зарегистрированных при полетах на Транс-Австралийской авиалинии (Т. А. А.) в течение 1957—60 гг.

Месяц	Налет, час	Общее количество различных приращений перегрузок [145]						Количество приращений маневренных перегрузок, определенное по рис. 5.6					
		—0,95	—0,55	—0,25	0,25	0,55	0,95	—0,95	—0,55	—0,25	0,25	0,55	0,95
Январь	5114	5	266	13 121	23 382	762	30		5	147	488	63	4
Февраль	2313	2	122	5 383	10 200	322	9		2	66	221	28	2
Март	3022	2	111	5 131	9 605	263	9		3	87	288	37	3
Апрель	3294	2	74	4 767	10 213	315	12		3	95	315	41	3
Май	3166	1	61	3 371	7 496	185	8		3	91	302	39	3
Июнь	2960	0	67	3 775	8 154	230	13		3	85	283	37	2
Июль	3330	4	130	6 072	11 630	354	21		3	96	318	41	3
Август	3496	0	90	5 908	10 807	289	8		3	101	334	43	3
Сентябрь	2959	0	104	5 681	10 063	267	13		3	86	283	36	2
Октябрь	3205	2	222	11 419	17 640	547	22		3	92	306	39	3
Ноябрь	3049	8	225	9 033	14 511	518	25		3	88	292	38	3
Декабрь	5205	15	514	15 453	28 746	1055	44	1	5	150	496	64	4
Сумма	41113	41	1986	89 114	162 447	5107	214	1	39	1184	3926	506	35

Общее количество порывов, определенное из повторяемости нормальных перегрузок, приведенных в табл. 10.6 (для самолетов «Вайкаунт» при эксплуатации их на Бритаю-Европейской авиалинии

Были приняты следующие предположения:

1) приращение перегрузки, равное 1, соответствует индикаторной скорости порыва 13,7 м/сек;

2) средняя скорость самолета 435 км/час;

3) количество порывов на километр пути, индикаторная скорость которых превышает w м/сек, определяется следующими выражениями:

$pN_0[(1-x)\exp(-w/0,85) + x \exp(-w/1,7)]$ — для нисходящих порывов,

$pN_0[(1-x)\exp(-w/0,94) + x \exp(-w/1,89)]$ — для восходящих порывов;

4) значения pN_0 в 1/км и x в % определены из повторяемости приращений нормальной перегрузки 0,25 и 0,55, но переход от перегрузки к скорости порыва в предположении 1) был сделан так, чтобы значения pN_0 и x для суммарного налета давали хорошую оценку повторяемости приращений нормальной перегрузки, равных 0,95.

Месяц	pN_0			x %		
	вниз	вверх	среднее	вниз	вверх	среднее
Январь	0,129	0,192	0,161	1,77	2,48	2,12
Февраль	0,127	0,201	0,164	2,29	2,07	2,18
Март	0,129	0,230	0,180	1,64	1,03	1,44
Апрель	0,155	0,267	0,211	1,09	0,81	0,95
Май	0,153	0,251	0,202	1,38	1,02	1,20
Июнь	0,130	0,224	0,177	2,03	0,75	1,39
Июль	0,127	0,213	0,171	2,13	1,09	1,61
Август	0,116	0,189	0,153	2,40	1,56	1,98
Сентябрь	0,104	0,176	0,140	1,65	1,00	1,32
Октябрь	0,103	0,171	0,137	2,37	1,71	2,04
Ноябрь	0,099	0,163	0,131	3,51	2,72	3,11
Декабрь	0,131	0,197	0,164	2,67	2,37	2,52
Итого	0,123	0,203	0,164	2,03	1,43	1,73
Средние величины, введенные в выражение (10.17)			0,36			1,60

лете. Если бы не было определенного соотношения между количеством восходящих и нисходящих порывов, то имеющейся информации было бы достаточно для того, чтобы дать распределение порывов. Но так как такое соотношение существует, т. е. имеется дополнительная информация, то ее следует учитывать для получения лучших оценок. К тому же, превышений приращений перегрузки 0,95 мало и их можно использовать, только сгруппировав все результаты вместе.

Вначале суммарные результаты табл. 10.6 были взяты как для вычисления распределения восходящих, так и нисходящих порывов. Аналогичные данные были взяты из табл. 10.7. Для каждой из этих групп были оценены относительные величины порывов в обоих направлениях, так что в среднем по этим группам нисходящие порывы при той же самой повторяемости со-

Таблица 10.9

Общее количество порывов, определенное из повторяемости нормальных перегрузок, приведенных в табл. 10.7 (для самолетов «Вайкаунт» при эксплуатации их на Транс-Австралийской авиалинии).

Было принято:

1) приращение перегрузки, равное 1, соответствует индикаторной скорости порыва 12,6 м/сек;

2) остальные предположения те же, что и в табл. 10.8.

Месяц	pN_0			$x \%$		
	вниз	вверх	среднее	вниз	вверх	среднее
Январь	0,215	0,261	0,238	1,42	2,08	1,75
Февраль	0,191	0,252	0,222	1,88	1,88	1,88
Март	0,140	0,189	0,164	1,66	0,94	1,30
Апрель	0,126	0,178	0,152	0,53	1,55	1,04
Май	0,090	0,142	0,116	0,96	0,26	0,61
Июнь	0,109	0,162	0,135	0,91	0,98	0,94
Июль	0,151	0,202	0,176	1,63	1,55	1,59
Август	0,148	0,184	0,166	0,49	0,80	0,64
Сентябрь	0,164	0,202	0,183	1,03	0,83	0,93
Октябрь	0,303	0,318	0,310	1,26	1,86	1,56
Ноябрь	0,239	0,265	0,252	2,34	2,71	2,52
Декабрь	0,220	0,306	0,262	4,21	2,99	3,60
Итого	0,178	0,226	0,202	1,80	1,80	1,80
Средние величины, введенные в выражение (10.17)			0,36			1,60

ставили 90% величины восходящих порывов. Считалось, что эта средняя величина соответствует общему случаю. Затем суммарные результаты табл. 10.6 и 10.7 были взяты отдельно для вычисления коэффициента перехода от нормальной перегрузки к вертикальной скорости порыва.

Для восходящих так же, как и для нисходящих порывов был рассчитан свой коэффициент перехода и средний из них был принят затем при расчетах для каждого месяца.

При рассмотрении месячных изменений учитывались только те порывы, которые соответствовали приращениям перегрузки $\pm 0,25$ и $\pm 0,55$. Восходящие и нисходящие порывы учитывались раздельно и были рассчитаны следующие величины:

1) общее количество порывов на 1 км пути (pN_0);

2) относительное количество порывов, связанных с грозowymi условиями (x).

Рассчитанные значения pN_0 и x приводятся в табл. 10.8 и 10.9.

Общее количество порывов на 1 км пути несколько меньше, чем среднее при полетах различных самолетов, определяемое выражением (10.17), что вполне понятно, так как это количество в значительной степени зависит от среднего профиля полета кон-

кретного самолета. Разница между европейскими и австралийскими полетами связана в основном с большей продолжительностью рейса в Европе — 1,8 час по сравнению с 1,5 час в Австралии, с соответствующим увеличением времени пребывания на больших высотах. При отсутствии детального среднего профиля полета нельзя использовать численное значение общего количества порывов, но его можно применить для определения сезонных колебаний. Изменение по месяцам общего количества порывов дано на рис. 10.13. Как в Европе, так и в Австралии, максимум приходится на весну, а минимум на осень, но разница между этими экстремумами в Австралии больше.

Общее соотношение порывов, связанное с грозовыми условиями, и для Европы и для Австралии примерно одно и то же и близко к среднему, приведенному в выражении (10.17).

Однако имеются сезонные изменения: грозы наиболее часто наблюдаются в середине лета и в середине зимы. В Австралии летняя активность выражена гораздо сильнее. В Европе сезонные изменения не очень заметны, но в середине зимы имеется тенденция к более частому появлению грозовых условий. Точность подсчета грозовых условий по отношению к общим условиям не очень велика, но полученные результаты могут служить индикатором относительной повторяемости больших и малых порывов. Количество превышений приращения перегрузки 0,95, рассчитанное по превышениям приращения перегрузки 0,25 и 0,55, для каждого месяца достаточно хорошо согласуется с измеренными значениями; при этом следует принять во внимание то, что таких больших перегрузок было не очень много.

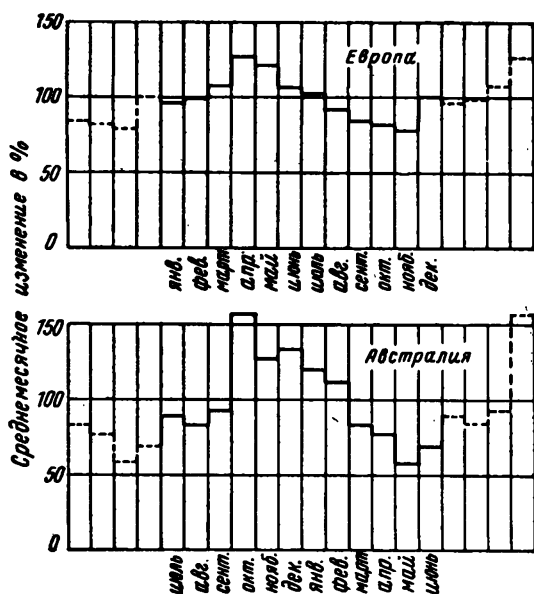


Рис. 10.13. Сезонные изменения повторяемости порывов по результатам измерений на самолетах «Вайкаунт».

Глава XI

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ ПРИ БАФТИНГЕ

§ 11.1. ВВЕДЕНИЕ

Движение любой части самолета в воздухе приводит к турбулизации спутной струи. Любая возникающая таким образом турбулентность, которая оказывает влияние на нагрузки конструкции этого или какого-либо другого самолета, рассматривается как бафтинг. Особенности конструкции самолета влияют на эту бафтинговую турбулентность в различной степени. Источником турбулентности, на которую в наименьшей степени оказывают влияние части конструкции, является спутная струя одного самолета, с которой встречается другой самолет. При бафтинге самолета, вызванного этим же самолетом, обычно наиболее трудно разделить совместное движение воздуха и конструкции на турбулентность воздуха и возникающие при этом нагрузки на конструкцию. В особенности это относится к случаям, когда бафтинговая турбулентность вызывается теми частями самолета, которые конструктивно наибольшим образом подвержены воздействию этой турбулентности, как например, при бафтинге органов управления или бомболоков.

Характеристики турбулентной спутной струи самолета на расстоянии от него в несколько сотен метров можно выразить через величины, не зависящие от следующего за ним самолета. Если расстояние между этими самолетами уменьшается, то взаимодействие между ними становится существенным. Для случая, когда они находятся очень близко друг к другу, как например, при заправке топливом в полете, имеющихся данных оказывается недостаточно для того, чтобы выразить нагрузки на находящийся сзади самолет через характеристики спутной струи и соответствующую передаточную функцию. Предельным случаем, когда одна аэродинамическая поверхность находится вблизи спутной струи другой поверхности, может служить хвостовое оперение. В этом случае при рассмотрении нагрузок, действующих на конструкцию, иногда удается отдельно определять бафтинговую турбулентность и передаточную функцию, так как эти две

аэродинамические поверхности связаны между собой фюзеляжем.

Крыло часто создает бафтинговую турбулентность такой интенсивности, что говорят будто само крыло подвержено бафтингу. Можно описать турбулентность в какой-либо точке крыла, однако параметры этой турбулентности настолько тесно связаны с аэродинамическими и конструктивными характеристиками самого крыла, что полученные таким образом данные вряд ли применимы для другого самолета. Тормозные щитки и открытые вырезы, такие, как бомболюки, также создают турбулентность, а так как параметры этих частей у различных самолетов достаточно близки между собой, то можно выявить некоторые общие закономерности.

§ 11.2. ПОЛЕТ В СПУТНОЙ СТРУЕ, СОЗДАВАЕМОЙ ДРУГИМ САМОЛЕТОМ

Спутная струя за самолетом содержит в основном следующие три компоненты:

- 1) турбулентность, создаваемую двигателями;
- 2) турбулентность, создаваемую пограничным слоем самолета;
- 3) сходящиеся вихри.

Андриус [1] исследовал каждый из этих компонентов спутной струи самолета «Метеор» в отдельности. Он показал, что на высоте 3000 м турбулентность вблизи струй реактивных двигателей быстро затухает и на расстоянии порядка 75 м за срезом сопла становится пренебрежимо слабой. Турбулентность, возникающая за фюзеляжем и другими телами, создающими лобовое сопротивление, значительно менее интенсивна, чем турбулентность струи двигателя, и затухает быстрее. Таким образом, возмущения на больших расстояниях за турбореактивным самолетом в основном вызываются сходящимися вихрями. Можно предполагать, что это относится также и к самолетам с воздушными винтами. Даже для самолета, заправляемого топливом в полете, сходящиеся вихри, по-видимому, создают большие нагрузки, чем другие виды турбулентности.

11.2.1. Сходящиеся вихри

Из классической аэродинамической теории следует, что с задней кромки крыла сходит вихревая пелена, которая вблизи концов крыла быстро сворачивается в два вихря. Эти идущие вниз по потоку вихри обычно называют сходящими. При эллиптическом распределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла циркуляция каждого такого вихря равна:

$$K = 4W / (\pi \rho b U), \quad (11.1)$$

где K — циркуляция вихря в $\text{м}^2/\text{сек}$;

W — вес самолета в кг;

ρ — плотность воздуха в $\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$;

b — размах крыла в м;

U — истинная скорость полета самолета в м/сек.

Оси этих вихрей находятся на расстоянии, равном $\pi b/8$ от продольной оси самолета. Каден [50] теоретически исследовал это явление и показал, что для крыла с эллиптическим распределением нагрузки сворачивание вихревой пелены за крылом в основном происходит на расстоянии, равном $0,280 Ab/C_L$, где A — удлинение крыла; b — размах крыла; C_L — коэффициент подъемной силы.

Время t_0 , за которое самолет пролетает это расстояние, равно $0,280 Ab/C_L U$. С помощью выражения (11.1) можно получить:

$$Kt_0/(\pi b/4)^2 = 0,289. \quad (11.2)$$

По мере распространения сходящихся вихрей вниз по потоку они затухают. Многими авторами, в том числе и Ламбом [59], показано, что для практических целей затухание турбулентного движения может быть описано аналогично затуханию ламинарного движения, если при этом реальную вязкость воздуха заменить некоторой условной — турбулентной вязкостью. Согласно Сквайрсу [135] турбулентная вязкость может быть принята пропорциональной величине K . Таким образом, ламинарную вязкость ν следует заменить величиной $\nu + aK$, где a — некоторая константа. Встречающиеся на практике значения aK значительно превосходят ν и при изучении затухания вихрей величиной ν можно пренебречь.

Строгое решение рассматриваемой задачи возможно, если предположить, что 1) вихри становятся прямолинейными сразу же за крылом и 2) течение в каждом из двух вихрей независимое.

Первое предположение, вообще говоря, не оправдывается, так как для сворачивания вихревой пелены в два сходящихся вихря за крылом требуется время, однако оно столь мало [(см. выражение (11.2)], что в большинстве случаев им можно пренебречь. Все же рассчитанный исходя из такого предположения диаметр свернувшегося вихря может несколько отличаться от точного решения. Поправку на время сворачивания вихревой пелены можно ввести либо принимая значительно большую вязкость, либо рассматривая большее время, но сохраняя при этом два указанные выше основные предположения, которые используются для получения точного решения. В приводимом ниже анализе никаких поправок не введено ввиду недостатка данных по этому вопросу. Решение Ламба [59] для каждого сходящегося вихря имеет вид

$$\xi = (K/4\pi aKt) \exp(-r^2/4aKt), \quad (11.3)$$

$$\omega_r = (K/2\pi r)[1 - \exp(-r^2/4aKt)], \quad (11.4)$$

где ζ — циркуляция вихря на радиусе r ;
 ω_r — окружная скорость на радиусе r ;
 t — время.

Скорость воздуха в какой-либо точке равна сумме скоростей, индуцированных обоими вихрями. Для определения турбулентной вязкости спутной струи самолета могут быть использованы результаты измерений вертикальной скорости вдоль прямой, проходящей через оси обоих вихрей. При пересечении спутной струи вертикальная скорость сначала увеличивается и достигает максимума, затем между осями вихрей следует один или два минимума (максимальная направленная вниз скорость) и, наконец, имеет место еще один максимум. Крафт [58] производил измерения спутной струи небольшого винтового истребителя с размахом крыла 11,2 м с помощью другого самолета, пролетавшего насколько это возможно близко к первому. Его путь проходил через спутную струю перпендикулярно к осям сходящихся вихрей. Для каждого пересечения спутной струи можно определить величину a , которая давала бы такую же разность между максимальной и минимальной скоростями, как и получающуюся при измерениях. Разности максимальных и минимальных скоростей, полученные по данным работы Крафта [58], приведены на рис. 11.1. Там же даны измерения Роуза и Ди [119], полученные при пересечении спутной струи самолета «Комета» 3В. Для того чтобы можно было сравнить данные, относящиеся к различным значениям a , разность скоростей и время даны в безразмерном виде

$$(\omega_{\max} - \omega_{\min}) (\pi b/4) / K \text{ и } Kt / (\pi b/4)^2.$$

Прежде чем пользоваться этими данными, следует дать им некоторую оценку. В обоих сериях испытаний устойчивость сходящихся вихрей определяли при спокойной погоде. Любая турбулентность атмосферы будет уменьшать устойчивость вихрей, что приведет к соответствующему увеличению эквивалентной турбулентной вязкости. Кроме того, в реальных условиях полет происходит не точно через оси вихрей и связанная с этим погрешность также должна приводить к увеличению вязкости, а эта дополнительная вязкость и так достаточно велика. Экспериментальные точки на рис. 11.1 при малых значениях времени, когда размеры вихря малы, содержат, по-видимому, значительную погрешность из-за того, что полеты проходили не точно через оси вихрей, в особенности это относится к спутной струе небольшого истребителя.

Теория, по которой рассчитаны кривые для различных значений a , становится непригодной, когда движение в двух сходящихся вихрях уже нельзя считать независимым. Если перемешивание частиц воздуха существенно, то следует полагать, что эффективная турбулентная вязкость будет быстро возрастать и вихри исчезнут. При решении этого вопроса в какой-то степени требуется эмпирический подход, однако представляется рацио-

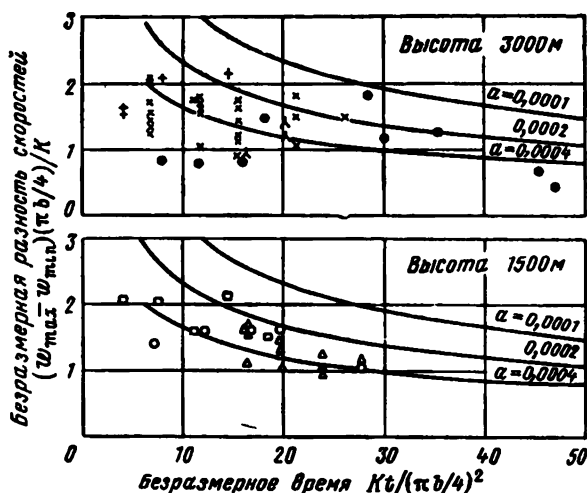


Рис. 11.1. Изменение вертикальной скорости в сходящихся с самолета вихрях:

Высота 3000 м

Обозначение	Самолет	Индикаторная скорость, км/час
⊗	Истребитель	240
△	«Комета» 3В	216
×	«Комета» 3В	288
+	«Комета» 3В	463

Высота 1500 м

Обозначение	Самолет	Индикаторная скорость, км/час
△	«Комета» 3В	216
○	«Комета» 3В	288
□	«Комета» 3В	463

Результаты измерений на самолете «Комета» 3В [119] и на истребителе с воздушным винтом [58] сравниваются с расчетами, основанными на предположении, что расстояние от продольной оси самолета до осей каждого вихря равно $\pi b/8$ (b — размах крыла), а нидуцированная на радиусе r окружная скорость w_r равна:

$$w_r = (K/2\pi r)[1 - \exp(-r^2/4aKt)],$$

где K — циркуляция; aK — турбулентная вязкость; t — время

нальным принять, что перемешивание зависит от близости экстремумов вертикальной скорости, вызванных этими двумя вихрями. Экстремумы будут сближаться по мере перемещения вихрей вниз по потоку, и даже принимая, что движение вихрей независимо, они совпадут, когда

$$Kt/(\pi b/4)^2 = 1/16\pi a.$$

Керр и Ди [55] проводили оценку интенсивности вихрей четырехмоторного бомбардировщика «Линкольн», которая измерялась легким двухмоторным транспортным самолетом «Девон», пересекавшим вихри под небольшим углом к их осям. При этих испытаниях определялся максимальный угол отклонения элеронов, необходимый для компенсации момента крена, вызванного изменением вертикальной скорости по размаху крыла самолета «Девон». Установлено, что когда полет самолета «Линкольн» происходил при индикаторной скорости 204 км/час с отклоненными вниз закрылками, то вихри сохранялись в течение 120 сек, а когда индикаторная скорость составляла 240 км/час и закрылки были убраны, то вихри существовали в течение 200 сек. В обоих случаях степень затухания вихрей была большей лишь перед их полным исчезновением. При полетах в спокойной атмосфере вихри были настолько интенсивными, что для самолета «Девон», пролетавшего через вихри самолета «Линкольн» спустя 160 сек после их образования, требовалось максимальное отклонение элеронов. При большем времени, прошедшем с момента образования вихрей, происходило их быстрое затухание. Если же полет самолета «Линкольн» происходил с выпущенными закрылками, то указанное время, для которого требовалось максимальное отклонение элеронов самолета «Девон», составило 60 сек. Необходимый угол отклонения элеронов медленно изменялся в интервале 60—100 сек; в интервале же 100—120 сек затухание вихрей было приблизительно в 10 раз большим.

В таблице 11.1 приводятся результаты грубой оценки времени существования вихрей у различных самолетов. Там же для сравнения даны значения времени, определенные по формуле (11.5). Турбулентная вязкость не может быть рассчитана с большой точностью, поэтому ее значение было приближенно определено с помощью рис. 11.1 в предположении, что все экспериментальные погрешности приводят к увеличению турбулентной вязкости, так что ее величина, равная 0,0002 K, может считаться достаточно типичной.

Следует заметить, что приведенное в табл. 11.1 сравнение измеренных и рассчитанных значений времени существования вихрей основано на малом объеме данных. Время, за которое происходит окончательное затухание вихрей, по-видимому, связано с временем, определяемым по формуле (11.5), однако данных об этой связи не имеется. В целом измеренные значения времени существования вихрей составляют 30—50% от рассчи-

Таблица 11.1

Время существования сходящихся вихрей при полете самолетов
с неотклоненными закрылками

Самолет	Индикаторная скорость, км/час	Высота, м	Размах крыла, м	Циркуляция K , м ² /сек	Время в сек	
					рассчитанное по формуле (11.5) при $a=0,0002$	максимальное измеренное
„Линкольн“ [55]	241	1800	36,6	137	608	200
Истребитель с воздушным винтом [58]	241	3050	11,4	62	127	60
„Метеор“ [1]	460	4600	11,4	65	120	17*
„Метеор“ [1]	348	9750	11,4	116	68	17*
„Комета“ ЗВ [119]	287	1500	35,0	179	414	115
„Комета“ ЗВ [119]	216	1500	35,0	237	314	90
„Вулкан“ [119]	371	900	30,2	174	324	115
„Вулкан“ [119]	324	3050	30,2	223	254	105

* Сходящиеся вихри были интенсивными и после 17 сек, но в дальнейшем измерения не производились.

таных, причем значительных расхождений между данными для отдельных самолетов не обнаружено. Так как все экспериментальные погрешности приводят к занижению измеренной продолжительности существования вихрей, то представляется целесообразным пользоваться формулой (11.5), дающей верхний предел времени существования сходящихся вихрей.

Имеется ряд факторов, уменьшающих это время. Так, турбулентность атмосферы во всех случаях приводит к его уменьшению. При полетах вблизи земли происходит дальнейшее уменьшение продолжительности существования вихрей из-за трения о землю. Ввиду того, что вблизи земли самолеты летают обычно с выпущенными закрылками, расстояния между вихрями будут меньше, а следовательно, раньше начнется их перемешивание.

11.2.2. Заправка топливом в полете

При заправке топливом в полете управляемый самолет должен находиться вблизи заправщика и, следовательно, вблизи его спутной струи. В этих условиях время, прошедшее с момента образования вихрей, имеет такой же порядок, как и время, требующееся для того, чтобы в основном закончилось сворачивание вихревой пелены. Идеализированное решение (11.4) для окруж-

ной скорости дает значение радиуса r_c , при котором эта скорость максимальна,

$$r_c/(\pi b/4) = \sqrt{1,26 \times 4aKt/(\pi b/4)^2}. \quad (11.6)$$

Если учесть, что время сворачивания вихрей определяется формулой (11.2), то при типичном значении $a=0,0002$ выражение (11.6) принимает вид

$$r_c/(\pi b/4) = 0,017. \quad (11.7)$$

Экспериментальные данные, приведенные в разд. 11.2.1, показывают, что значение $a=0,0002$ может рассматриваться как типичное, если время, прошедшее с момента образования вихрей, достаточно велико. Однако это значение не вполне применимо для исследования процесса сворачивания вихревой пелены. Для расчёта r_c с помощью выражения (11.6) нужно, по-видимому, принимать большее значение a . Самолеты-заправщики имеют размах крыла порядка 50 м. Для таких самолетов выражение (11.7) дает величину r_c порядка 0,5 м, что, по-видимому, существенно меньше фактического значения. Таким образом, толщина спутной струи, создаваемой присоединенными вихрями, имеет порядок одного метра или несколько больше.

Остальная часть турбулентности спутной струи создается либо струями, выходящими из двигателей, либо пограничным слоем. И ту и другую турбулентность можно рассматривать как однородную и изотропную с некоторыми возмущениями. При таких предположениях масштаб турбулентности может быть определен так же, как это сделано в гл. IX. В гл. XII показывается, что масштаб турбулентности в непосредственной близости от струи двигателя равен $\approx \sqrt{x D/5}$, где D — диаметр сопла, x — расстояние по потоку от среза сопла до рассматриваемого сечения. Это выражение дает масштаб турбулентности порядка одного метра. Прямых данных о масштабе турбулентности пограничного слоя крыла или фюзеляжа имеется гораздо меньше, но для грубой оценки порядка этого масштаба следует заменить в вышеприведенной формуле диаметр струи диаметром фюзеляжа, что приводит к величине масштаба турбулентности около 3,5 м.

Следовательно, характеристические размеры трех составляющих спутной струи: сходящих вихрей, турбулентности, создаваемой двигателями, и турбулентности пограничного слоя всего самолета имеют порядок 1,5—3,5 м. Таким образом, если рассматривать заправляемый самолет, то для него масштаб турбулентности спутной струи будет настолько мал, что ее воздействие будет в значительной степени снижено из-за передаточного коэффициента. Однако нагрузки, возникающие при попадании в спутную струю и при выходе из нее, могут быть достаточно большими.

Уоллас [157] отмечает: «Большинство нагрузок при заправке топливом в полете, по крайней мере у самолета В-52, обуслов-

лено действиями летчика, а не турбулентностью спутной струи самолета-заправщика. Летчик все время перемещает рулевые поверхности, пытаясь удерживать этот большой упругий самолет в нужном положении». Приведенный выше анализ показывает, что влияние турбулентности спутной струи самолета-заправщика не должно быть существенным для всех заправляемых самолетов, за исключением лишь самолетов небольших размеров. Поэтому все нагрузки, возникающие в процессе заправки топливом,

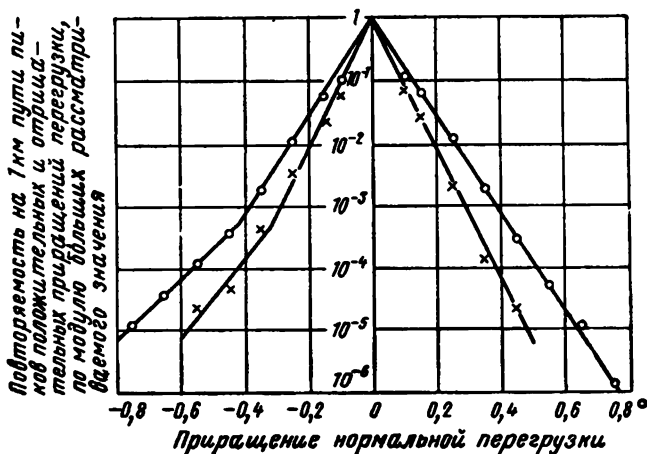


Рис. 11.2. Приращения вертикальной перегрузки самолета в процессе заправки его топливом в полете:

Обозначение	Самолет	Налет, час
○	В-52	237,8
×	В-47Е	9,4

рекомендуется рассматривать как маневренные. В работах Уолласа [157] и Келли и Брума [53] приводятся данные о нормальных перегрузках, действующих на самолет В-52 при заправке топливом в полете, а в работе Дарки [26] — аналогичные данные для самолета В-47Е. На рис. 11.2 даны графики повторяемости этих перегрузок. Данные по самолету В-52 получены за 237,8 час заправки топливом в полете, а по самолету В-47Е только за 9,4 час. Кривые, относящиеся к самолету В-47Е, построены для каждого значения повторяемости перегрузок по точкам, соответствующим 75% приращения перегрузки самолета В-52. Для обоих самолетов кривые при малых положительных и отрицательных приращениях перегрузок имеют одинаковые значения. Однако большие приращения отрицательных перегрузок встречаются чаще, чем большие приращения положительных перегрузок. Данные по самолетам В-52 получены при измерении на са-

молетах различных серий от В-52В до В-52G, эксплуатировавшихся на различных базах. Сколько-нибудь существенной разницы в результатах измерений в зависимости от высоты, скорости или полетного веса не обнаружено и поэтому все данные, приведенные на рис. 11.2, сгруппированы вместе.

§ 11.3. СПУТНАЯ СТРУЯ ОТ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ

Для увеличения общего аэродинамического сопротивления самолета на нем устанавливаются тормозные щитки, которые создают преднамеренную турбулизацию потока, обтекающего самолет. Экспериментальное исследование потока, обтекающего плоские пластинки, проводилось Фейлом, Оуэном и Эйром [27] (заметим, что экспериментальный путь является основным при изучении любой турбулентности типа бафтинга). Результаты, относящиеся к изолированным пластинкам, позволяют получить характеристики турбулентности для случая отсутствия в потоке других тел. Некоторые эксперименты с пластинками, укрепленными на жестком фюзеляже, позволили определить аэродинамическое взаимодействие пластинки и фюзеляжа в случае, когда упругость конструкции не очень велика.

Пластинки размером 127×127 мм устанавливались в аэродинамической трубе под различными углами к потоку и испытывались при скорости порядка 30 м/сек. Характеристики течения определялись в плоскости, отстоящей от пластинки вниз по потоку на расстоянии 380 мм. Ниже основное внимание уделяется данным при достаточно больших углах установки пластинки, при которых за последней образуется турбулентный поток. В экспериментах определялась дисперсия флуктуации скорости в направлении потока, т. е. удвоенное значение продольного компонента энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха. Была выбрана точка вблизи того места, где турбулентность максимальна, и в этой точке определялось распределение энергии турбулентности по длинам волн. Для удобства представления результатов все флуктуации скорости выражены в долях скорости потока, теоретическое распределение энергии по различным длинам волн взято таким же, как и при рассмотрении атмосферной турбулентности, движущейся в потоке мимо данной точки. Расстояния измерялись в долях пути, пройденного потоком через эту точку. Если изменение турбулентности с расстоянием не очень велико по сравнению с ее масштабом, то, не внося больших ошибок, можно считать, что в точке, находящейся в плоскости измерения, турбулентность является изотропной и однородной. Это эквивалентно рассмотрению потока, имеющего одинаковые характеристики на больших расстояниях от данной точки в обоих направлениях. Безусловно, для различных точек, в которых проводятся измерения, эквивалентное течение будет разным.

Только для того чтобы охарактеризовать турбулентность с помощью небольшого числа параметров, можно считать, что она состоит из двух частей: а) эквивалентной однородной изотропной турбулентности и б) «дополнительной» турбулентности, необходимой для получения суммарной турбулентности. Характеристики однородной изотропной турбулентности были определены в предположении, что она описывается моделью Кармана [(см. гл. IX, выражения (9.38) — (9.42)]. Все измерения в работе [27] относятся к продольному компоненту турбулентности $S_u(k)$, для которого выражение в модели Кармана представляется формулой (9.39).

На рис. 11.3 дано распределение энергии турбулентности при различных углах установки пластинки к потоку. Теоретическая кривая рассчитана по формуле (9.39), причем, в качестве σ_u принято измеренное среднеквадратичное значение продольной скорости, а масштаб турбулентности L выбран так, чтобы теоретическая кривая наилучшим образом соответствовала экспериментальной. Как было показано в гл. II, общая энергия турбулентности характеризуется площадью, ограниченной кривой $kS_u(k)$ и осью $\ln k$.

На практике энергия турбулентности измеряется в определенном диапазоне длин волн, зависящем от возможностей используемой аппаратуры, в то время как теоретическая кривая дает энергию в диапазоне длин волн от нуля до бесконечности. С другой стороны, на практике измеряют все виды турбулентности, а не только ту, которую можно рассматривать как однородную и изотропную.

Из рис. 11.3 следует, что измеренная турбулентность при каждом угле установки пластинки состоит из двух частей: 1) энергии при определенном значении частоты и 2) распределенной энергии по всем измеренным частотам. В работе [27] считается, что энергия при определенном значении частоты обусловлена регулярным сходом вихрей. Примем, что все очень острые пики исходных кривых связаны с энергией, соответствующей отдельным значениям частоты. По грубой оценке на эти пики приходится 10% общей энергии турбулентности при угле установки пластинки 90° и 20% — при угле 60° , в то время как при угле 40° эта энергия весьма мала. Ввиду того, что измерений на различных расстояниях от пластинки не производилось, то нельзя оценить степень затухания вихрей. Объем полученных данных недостаточен велик, так что если принять некоторую определенную форму кривой как для больших, так и для малых пространственных частот, то она может оказаться непригодной для широкого применения при изучении других видов бафтинга. При проведении сравнений следует также иметь в виду, что для теоретических кривых увеличение σ_u приводит к увеличению амплитуд в одно и то же число раз и что изменение L смещает кривые вправо или влево без изменения их формы. Масштаб турбулент-

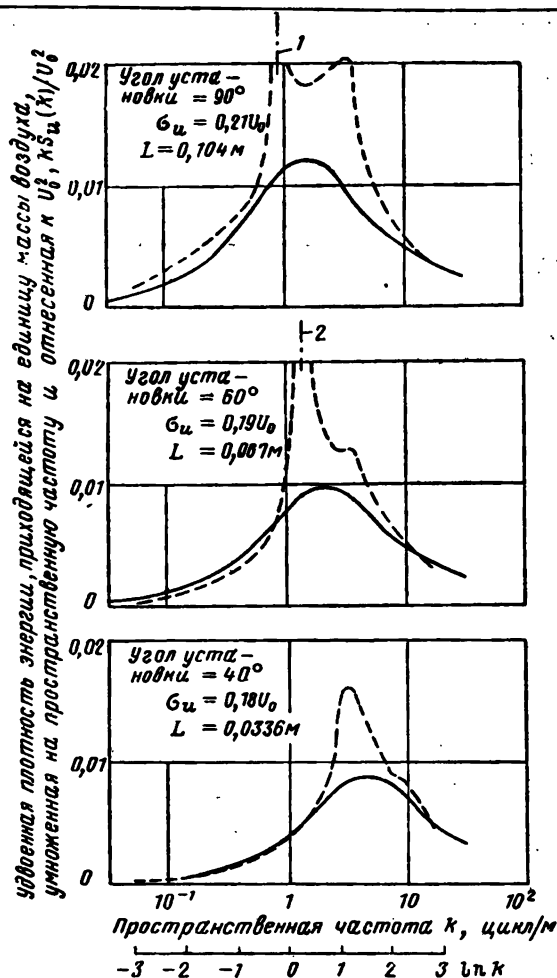


Рис. 11.3. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_u(k)$ по пространственным частотам за плоской пластинкой с размерами $127 \times 127 \text{ мм}$:

1—этому значению пространственной частоты соответствует $\sim 10\%$ общей энергии турбулентности; 2—этому значению пространственной частоты соответствует $\sim 20\%$ общей энергии турбулентности;

— расчет;

--- эксперимент.

Результаты измерений продольного компонента энергии [27] сравниваются с расчетами по формуле (9.39).

Величина L выбрана из условия наилучшего совпадения теоретической и экспериментальной кривых. Измерения производились в точке, вблизи которой турбулентность максимальна; эта точка расположена в сечении, отстоящем на 390 мм вниз по потоку при углах установки пластинки 40 и 60° и в сечении на расстоянии 280 мм , когда этот угол равен 90° .

ности имеет тот же порядок, что и размеры пластинки, находящейся в воздушном потоке.

На рис. 11.4 показано распределение энергии турбулентности за той же самой пластинкой, прикрепленной к телу, имеющему типичную для фюзеляжа форму, с максимальным диаметром 178 мм. Общие характеристики распределения энергии остаются

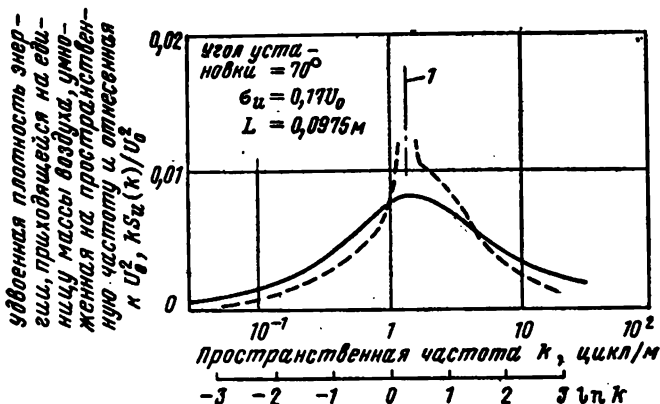


Рис. 11.4. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_u(k)$ по пространственным частотам за плоской пластинкой с размерами 127×127 мм, расположенной на теле, типа фюзеляжа, с максимальным диаметром ≈ 178 мм:

1—этому значению пространственной частоты соответствует $\sim 10\%$ общей энергии турбулентности;

— — — расчет;
— — — эксперимент.

Измерения продольного компонента энергии [27] сравниваются с расчетами по формуле (9.39). Так как значение σ_u не измерялось, то величины σ_u и L выбирались из условия наилучшего совпадения теоретической и экспериментальной кривых. Измерения производились в точке, расположенной на расстоянии 247 мм от оси тела и на 380 мм вниз по потоку от точки крепления пластинки к телу

такими же. Около 10% энергии турбулентности вызывается регулярным сходом вихрей, а масштаб турбулентности несколько больше, чем в случае изолированной пластинки.

На рис. 11.5 дано распределение энергии турбулентности, когда плоская пластинка заменена решеткой из 11 тонких пластинок, размеры решетки 90×90 мм, а эффективная толщина 12,7 мм. В той точке, где проводились измерения, пика энергии, обусловленного сходом вихрей, не наблюдается. Поэтому распределение получилось приблизительно такое же, как и расчетное. Масштаб турбулентности оказался значительно меньшим, чем для пластинки, укрепленной на фюзеляже.

§ 11.4. ТУРБУЛЕНТНОСТЬ ВЕЛИЗИ ВЫРЕЗОВ ТИПА БОМБОЛЮКОВ

Вырезы в фюзеляже, такие как бомболюки, влияют на поток, обтекающий фюзеляж, в результате чего внутри, а также и вокруг них образуется турбулентность. Количественное измерение характеристик такой турбулентности производилось только на поверхности тела. Так как основной интерес представляли нагрузки, действующие на конструкцию, то в основном измерялись

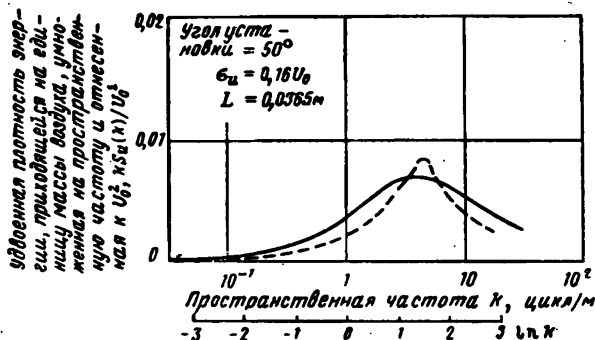


Рис. 11.5. Распределение энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $0,5S_u(k)$, по пространственным частотам за набором из 11 тонких пластинок, образующих решетку с размерами 90×90 мм и установленных на теле, типа фюзеляжа, с максимальным диаметром 178 мм:

— — — расчет;
- - - эксперимент.

Измерения продольного компонента энергии [27] сравниваются с расчетами по формуле (9.39), в которой в качестве σ_u бралось измеренное среднеквадратичное значение продольной скорости, а величина L выбиралась из условия наилучшего совпадения теоретической и экспериментальной кривых. Измерения производились в сечении, отстоящем от узла крепления решетки на 380 мм вниз по потоку вблизи точки, в которой турбулентность была максимальной

лишь давления. Полученные данные затем использовались для расчета параметров движения воздуха. Одним из результатов такого подхода является вывод о неприменимости формул гл. IX для непосредственного сравнения с экспериментальными данными.

Росситер [120] систематически исследовал влияние прямоугольных вырезов в плоских пластинках на характеристики турбулентности и произвел некоторые сравнения с данными, относящимися к моделям типичных самолетных конструкций. Измерения проводились вдоль оси выреза на его дне, передней и задней стенках и на небольшом расстоянии вниз по потоку. В каждой точке определялось распределение дисперсии давления по длинам волн. С помощью анализатора измерялась дисперсия давления в ряде частотных полос, причем ширина каждой полосы составляла постоянную долю ε от средней для этой полосы

частоты. При малых значениях ϵ можно принять, что дисперсия давления неизменна в рассматриваемой полосе частот и что измеряемая величина равна

$$\epsilon k S_p(k),$$

где $S_p(k)$ — плотность дисперсии давления при пространственной частоте k .

Результаты измерений представлены в безразмерной форме

$$\sqrt{k S_p(k)} / q_D,$$

где q_D — скоростной напор потока в аэродинамической трубе.

В каждой точке $S_p(k)$ является функцией k , которая однако не представляет одно и то же, что и функция $S_u(k)$. В данном случае не предпринимались попытки к определению взаимосвязи $S_u(k)$ и $S_p(k)$ даже для некоторого расстояния от поверхности фюзеляжа и выреза. Таким образом, для $S_p(k)$ теоретической формулы не предложено.

В работе [120] показано, что функция $k S_p(k)$ состоит из двух слагаемых:

1) непрерывно изменяющейся плотности дисперсии давления по всем измеренным пространственным частотам,

2) нескольких уровней давления при дискретных значениях пространственной частоты.

Там же предложена следующая эмпирическая формула для значения k , которому соответствуют дискретные уровни давления:

$$k = (m - \gamma_1) / (L_c / \gamma_2 + L_c M), \quad (11.8)$$

где $m = 1, 2, 3, \dots$,

L_c — длина выреза;

M — число Маха;

γ_1, γ_2 — константы, зависящие от формы выреза.

Для глубоких вырезов, у которых глубина не меньше половины длины, величина γ_1 равна 0,25, а для менее глубоких — эта величина больше. Средние значения γ_1 для прямоугольных вырезов в плоских пластинках в диапазоне чисел $M = 0,4 \div 1,2$ даны в табл. 11.2.

Таблица 11.2

Значения константы γ_1 , входящей в выражение (11.8), для прямоугольных вырезов в плоских пластинках

Отношение длины выреза к глубине	γ_1	Отношение длины выреза к глубине	γ_1
1	0,25	6	0,38
2	0,25	8	0,54
4	0,25	10	0,58

Коэффициент γ_2 приблизительно равен 0,6 для всех отношений длины выреза к его глубине. Эту величину следует рассматривать как эмпирическую, так как фактически поток в глубоких и неглубоких вырезах существенно различен. Доминирующие в том или ином случае частоты зависят от числа M ; но для большинства вырезов было найдено, что эти частоты соответствуют целым значениям m от 1 до 4. К сожалению, эти данные, а также результаты работы Нортон [89] недостаточны для того, чтобы можно было дать общую оценку величины указанных давлений.

Форма кривых непрерывно изменяющейся плотности оказалась примерно одной и той же для всех точек на оси выреза, в которых производились измерения. Однако трудно сделать общий вывод. Пока не будут получены дополнительные данные, то, следуя работам [101] и [120], можно считать, что, по крайней мере, до числа $M=1,2$ наиболее интенсивные флуктуации давлений имеют место у задней стенки выреза, которые быстро уменьшаются по мере удаления вниз по потоку, и что плотность распределения дисперсии давления в функции пространственной частоты пропорциональна скоростному напору основного потока. Величина $kS_p(k)/q^2$ имеет максимум, равный примерно 10^{-4} для глубоких вырезов (т. е. вырезов с длиной, меньшей удвоенной глубины) и $2 \cdot 10^{-3}$ для неглубоких вырезов. Максимум этой величины приблизительно соответствует пространственной частоте $1/10 D_c$ для неглубоких вырезов и $1/L_c$ — для глубоких, где D_c и L_c соответственно глубина и длина выреза. При меньших частотах величина $S_p(k)$ почти постоянна, а при больших частотах она приблизительно пропорциональна $k^{-10/3}$.

§ 11.5. БАФТИНГ КРЫЛА

Турбулентность, создаваемая крылом и вызывающая бафтинг самого крыла, имеет более сложный характер, чем другие виды турбулентности, рассмотренные выше. Все имеющиеся по этому вопросу данные учитывают совместное влияние аэродинамических и конструктивных характеристик крыла. Т. Б. Оуэн [101] и Пирси [103] считают началом бафтинга такое состояние, когда возникающая турбулентность начинает оказывать существенное влияние на циркуляцию по крылу. Т. Б. Оуэн сосредоточил основное внимание на измерениях дисперсии давления на различных частотах. Он отмечает, что наступление бафтинга характеризуется тем, что при плавном увеличении угла атаки крыла происходит резкое увеличение дисперсии давления на малых частотах. Т. Б. Оуэн в качестве критерия при сравнении условий возникновения бафтинга рассматривает флуктуацию давления на некоторой произвольно выбранной длине волны, в данном случае равной $5l$, где l — характерный аэродинамический размер. Он утверждает, что частота, связанная с этой длиной волны при скорости бафтинга натурального самолета, приблизительно равна собственной частоте колебания крыла. Пирси [103] отме-

чает, что наступление бафтинга удобно связывать с заметным нарушением характера изменения среднего статического давления у задней кромки крыла.

Оба указанных метода определения начала бафтинга имеют ограниченное применение, так как они основаны на результатах измерений, произведенных в некоторых изолированных точках, и, кроме того, они не дают количественной оценки интенсивности турбулентности. Но прежде чем судить о полноте применения этих методов, необходимо получить еще больший объем данных. Пирси и Холдер [104] отмечают, что проводимые в настоящее время К. Л. Бором исследования помогут произвести количественные оценки на основе того, что величина действующих при бафтинге нагрузок связана со средними отклонениями давления у задней кромки крыла. Фейл в работе [28] приводит результаты ряда измерений дисперсии давлений, включая и те, что даны у Оуэна [101]. Такой метод может быть использован для оценки величины местных давлений и он применим для таких случаев, как количественное определение местных нагрузок на панели, расположенных в установившемся вихревом потоке.

Глава XII

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ, СОЗДАВАЕМАЯ РЕАКТИВНОЙ СТРУЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

§ 12.1. ВВЕДЕНИЕ

Части конструкции, находящиеся вблизи двигателей, подвергаются действию нагрузок, создаваемых реактивными струями. Воздух выходит из сопла со скоростью, отличающейся от скорости окружающего воздуха. Энергия турбулентности в струе очень велика и соответственно должны быть велики и местные нагрузки на конструкцию. У пограничного слоя струи имеется участок, где происходит интенсивное перемешивание сильно турбулизированного потока струи с окружающим воздухом. В самой струе турбулентность сносится вниз со скоростью потока и эту турбулентность оценивают путем измерения турбулентных скоростей. В области смешивания можно измерять как скорости, так и давления. С увеличением расстояния от струи скорость потока уменьшается и возмущения давления распространяются как звуковые волны. Возникающие в данном случае акустические нагрузки на конструкцию вызваны наличием этой конструкции, так как турбулентные скорости изменяются конструкцией, а звуковые давления отражаются от ее поверхности.

Проблему определения акустических нагрузок, вызванных реактивной струей, можно разбить на три части. Во-первых, необходимо определить распределение давлений в свободном от каких-либо объектов поле. Во-вторых, определить взаимодействие с конструкцией и, наконец, найти нагрузки, действующие на конструкцию. Этот последний шаг в исследовании настолько тесно связан с конструктивной схемой, что его следует рассматривать в данном контексте лишь в той степени, чтобы получить лучшее представление о предыдущих шагах. Основное внимание будет уделено распределению флуктуаций давления вблизи реактивного двигателя без учета влияния конструкции. Однако следует отметить, что взаимодействие шума струи и конструкции очень сложно и имеющиеся теоретические методы расчетов очень ограничены. Возможно, что полностью удовлетворительная тео-

рия может потребовать больше сведений о реактивной струе, чем в настоящее время имеется. Исходя из современных представлений, наиболее важными параметрами, влияющими на нагрузки, являются: среднеквадратичное значение давления, распределение давления по длинам волн и корреляции между давлениями в близлежащих точках. Расстояния, в пределах которых следует определять корреляцию, зависят от формы рассматриваемой конструкции. В § 12.3 показано, что для области пограничного слоя струи длина волны, при которой флуктуации давлений или скоростей в октавной полосе частот достигают максимума, примерно равна $1,33 D \sqrt{Z}$, где D — выходной диаметр сопла, Z — расстояние по потоку от среза сопла, отнесенное к выходному диаметру сопла. Так что для типичных реактивных двигателей с диаметром около 0,5 м длина волны, соответствующая максимальной интенсивности турбулентности, равна $\approx 0,6$ м для точки, находящейся на расстоянии в один диаметр сопла, и возрастает до 2 м на расстоянии в 9 диаметров сопла. При скорости струи 550 м/сек таким длинам волн соответствуют частоты 900 и 225 гц. Эти частоты имеют тот же самый порядок, что и частоты собственных колебаний панелей, обычно используемых в самолетных конструкциях.

Турбулентность с масштабом того же порядка наблюдается и в пограничном слое, окружающем поверхность самолета. Относительно этого вида турбулентности имеется значительно меньше данных. Но все же результаты двух исследований в полете позволяют сравнить интенсивность турбулентности в пограничном слое и в ближней к реактивному двигателю зоне.

§ 12.2. ТУРБУЛЕНТНОСТЬ В ДОЗВУКОВОЙ ВОЗДУШНОЙ СТРУЕ

Измерения турбулентных скоростей в небольшой дозвуковой воздушной струе описываются в работе Лоренса [60]. Выходной диаметр сопла составлял 89 мм. Исследования проводились при нескольких скоростях и по ряду испытаний на скорости 104 м/сек оказалось возможным составить общее представление о турбулентности в струях. Все имеющиеся измерения вблизи реактивного двигателя относятся лишь к измерениям флуктуации давлений вдоль или вне пограничного слоя струи. Поэтому нельзя провести непосредственное сравнение таких измерений с измерениями на дозвуковых струях. Но все же измерения в нескольких сечениях вниз по потоку на радиальном расстоянии $0,5D$ от оси струи могут дать представление относительно условий вблизи пограничного слоя струи. На основе измерений продольной составляющей скорости и была рассчитана удвоенная плотность энергии турбулентности, приходящейся на единицу массы воздуха, $S_u(k)$ (т. е. распределение дисперсии продольной турбулентной скорости), а по формуле (9.18) был вычислен масштаб турбулентности L . Результаты представлены на рис. 12.1 и 12.2.

На первом из них даны масштабы турбулентности в продольном направлении, а на втором показано распределение дисперсии продольной турбулентной скорости по пространственным частотам k . В целях сравнения на этих же рисунках для ряда сечений, расположенных вниз по потоку, приведены теоретические кривые.

Масштаб турбулентности рассчитывался по формуле

$$L = 0,194 \sqrt{x D}, \quad (12.1)$$

где x — расстояние вниз по потоку от среза сопла.

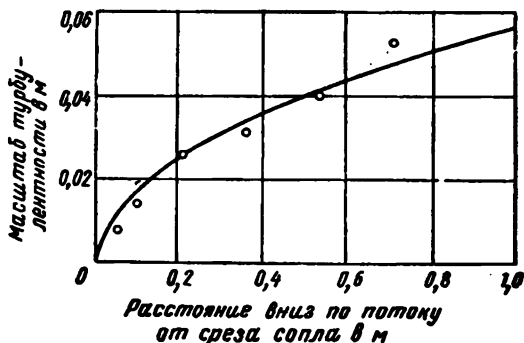


Рис. 12.1. Масштаб турбулентности L в дозвуковой струе на различных расстояниях от среза сопла:

— расчет;
 ○ — эксперимент.
 Результаты измерения на радиальном расстоянии от оси струи, равном половине выходного диаметра сопла [60], сравниваются с расчетами по формуле $L = 0,194 \sqrt{x D}$, где L — масштаб турбулентности;
 x — расстояние вниз по потоку от среза сопла;
 D — выходной диаметр сопла 89 мм.
 Скорость струи 104 м/сек.

Напомним, что в данном эксперименте выходной диаметр D составлял 89 мм, а скорость струи U при выходе из него 104 м/сек. Функция $S_u(k)$ вычислялась по формуле (9.39), в которой в качестве s_u бралось среднеквадратичное значение продольной скорости, а в качестве L — измеренный масштаб турбулентности (см. рис. 12.1).

Величина коэффициента 0,194 в формуле (12.1) выбрана так, чтобы максимум произведения $k S_u(k)$ приходился бы на

$$k D = 0,75 / \sqrt{Z}, \quad (12.2)$$

где $Z = x/D$.

Видно, что рассчитанные масштабы турбулентности хорошо совпадают с измеренными, однако другие измерения Лоренса

[60] показывают на значительные изменения в направлении, перпендикулярном струе, и кроме того, он предполагает, что за сечением $Z=8$ на радиальном расстоянии $0,5D$ от оси струи может

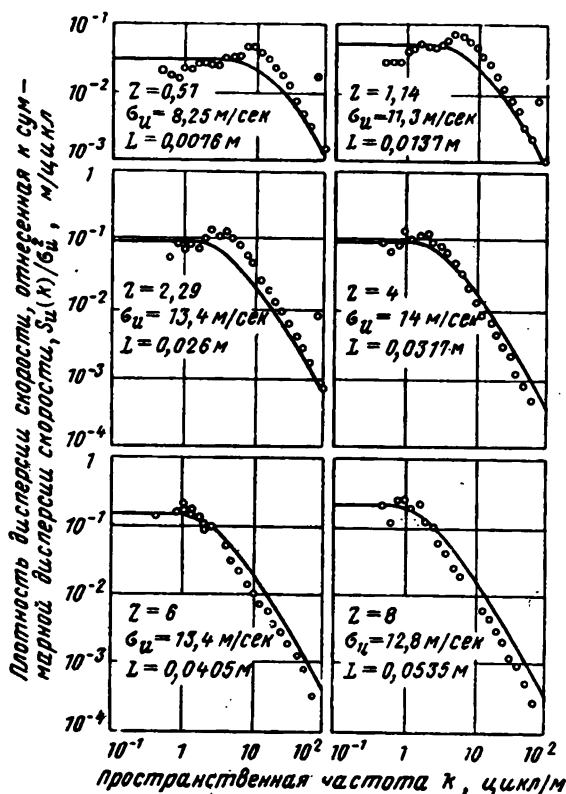


Рис. 12.2. Распределение дисперсии продольной турбулентной скорости $S_u(k)$ в дозвуковой струе по пространственным частотам k :

— расчет;

○ — эксперимент.

Измерения производились на различных расстояниях вниз по потоку, во всех случаях радиальное расстояние от оси струи составляло половину выходного диаметра сопла [60]. Результаты этих измерений сравниваются с расчетами по формуле (9.39), в которой в качестве u_c и L брались экспериментально определенные величины:

Z — расстояние вниз по потоку, отнесенное к выходному диаметру сопла.

Выходной диаметр сопла 89 мм, скорость струи 104 м/сек.

существовать другой вид турбулентности. При значении Z , много большем 8, уже представляется неприемлемым рассматривать полученные результаты для определения условий вдоль пограничного слоя струи. Эти результаты не будут соответство-

вать условиям на границе струи, а будут определять скорее всего условия в самом потоке струи, но не в области смешивания.

Результаты на рис. 12.2 представлены в виде $S_u(k)/\sigma_u^2$, так что погрешности, которые могут быть при определении σ_u^2 , приведут и к ошибкам в определении $S_u(k)/\sigma_u^2$ для всего диапазона значений k . К тому же, если турбулентность только в какой-то части описывается выражением (9.39), то все равно погрешности будут возникать при всех значениях k . Если рассматривать различные сечения, то разброс во всех измеренных величинах $S_u(k)$ можно считать умеренным и принимать, что при больших значениях k функция $S_u(k)$ изменяется примерно как $k^{-5/3}$, т. е. так же, как и теоретическая кривая. Для малых значений k имеется существенный разброс между рассчитанными и измеренными величинами $S_u(k)$, особенно для сечений вблизи среза сопла, где энергия турбулентности поступает в поток. Измеренные значения σ_u^2 также находятся в соответствии с теми, которые получаются в предположении, что энергия турбулентности поступает в поток вблизи среза сопла. На расстояниях, больших $4D$, энергия турбулентности, приходящаяся на единицу массы воздуха, начинает постепенно уменьшаться.

§ 12.3. ДАВЛЕНИЕ В БЛИЖНЕЙ К РЕАКТИВНОМУ ДВИГАТЕЛЮ ЗОНЕ

Исследованиям зоны вблизи реактивного двигателя посвящены работы Хоуса и др. [46] и Вулфа [165]. В обеих работах измерялись только величины давления. Так же, как и в случае измерений давлений при рассмотрении турбулентности вблизи бомболоуков (см. § 11.4), определялись дисперсии давления для ряда частотных полос, причем ширина полосы составляла постоянную долю ϵ от средней на данной полосе пространственной частоты k . Во всех случаях результаты даны либо для всего диапазона частот, на котором производились измерения, либо дифференцированно для каждой полосы шириной в одну треть октавы (при этом $\epsilon \approx 0,246$). Дисперсии давления приводятся в децибелах, что обычно принято при исследованиях звуковых давлений. Таким образом, суммарный уровень звукового давления или суммарная дисперсия давления в децибелах выражается в виде $10 \lg(\sigma_p/2 \times 10^{-4})^2$, где σ_p — среднеквадратичное значение давления в дин/см^2 . Так как результаты на полосе частот в $1/3$ октавы выражены в децибелах, то при малых ϵ они будут эквивалентны $\epsilon k S_p(k)$, где $S_p(k)$ — плотность дисперсии давления по пространственной частоте k .

Ввиду того, что соотношение между $S_u(k)$ и $S_p(k)$ не установлено, то значения $S_p(k)$ не могут быть сопоставлены с теоретическими даже для турбулентного потока в струе. На рис. 12.3 для ближней к струе зоне и вне ее пограничного слоя даны кривые равного суммарного уровня (суммарной дисперсии) звукового давления. В качестве координат приняты: рас-

стояние вниз по потоку от среза сопла и радиальное расстояние от оси струи, причем расстояния выражены в долях выходного диаметра сопла. Можно констатировать хорошее соответствие кривых для струй двигателей *A* и *B*. Двигатель *A* имеет несколько больший выходной диаметр сопла и большую скорость на выходе, поэтому результирующие давления несколько выше, особенно вблизи пограничного слоя струи. Можно однако пола-

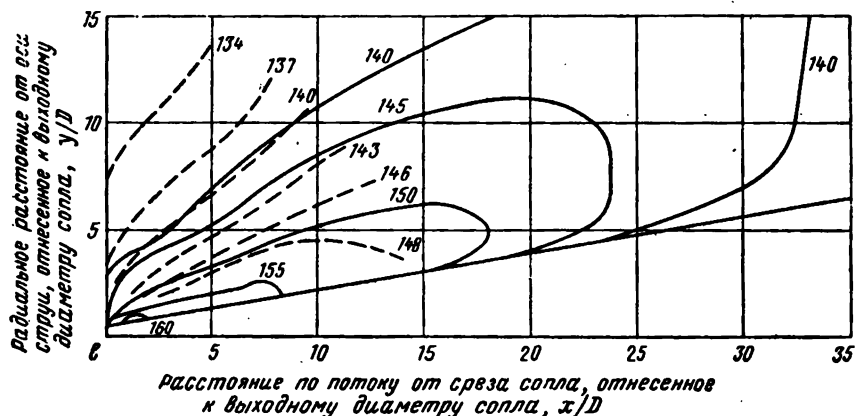


Рис. 12.3. Кривые постоянных уровней суммарной дисперсии давления в ближней к реактивной зоне.

	Выходной диаметр сопла, мм	Скорость струи на выходе из сопла, м/сек	Максимальная тяга двигателя, кг
— Двигатель <i>A</i> [46]	0,565	565	4350
- - - Двигатель <i>B</i> [165]	0,535	550	2270

Давления даны в децибелах, которые определяются так:
 $10 \lg(\sigma_p / 2 \times 10^{-4})^2$

где σ_p — среднеквадратичное значение давления в дин/см^2

гать, что измерения, проведенные на двигателе *A* в гораздо большем объеме, чем на двигателе *B*, могут считаться типичными для любого двигателя со скоростью струи на выходе 565 м/сек. Если же применить законы подобия (см. § 12.4), то можно считать, что кривые, полученные для двигателя *B*, достаточно хорошо описывают рассматриваемое явление.

Знание суммарного уровня звукового давления имеет лишь ограниченную ценность при определении нагрузок, действующих на конструкцию. Необходимо также знать его компоненты на различных частотах. В работах [46] и [165] приводятся кривые равных уровней звуковых давлений в 1/3 октавных полосах частот. В работе [46] анализируются результаты, полученные

в разных точках вдоль пограничного слоя струи, и там же приводятся распределения по частотам дисперсии звукового давления, среднего на $1/3$ октавы. Кривые построены в двойном логарифмическом масштабе и из точки, в которой дисперсия звукового давления достигает максимума, проведены прямые, наилучшим образом аппроксимирующие полученные результаты. Наклоны этих прямых были использованы для определения показателя степени m в распределении $kS_p(k)$, представляемом в виде k^m . Результаты приведены в табл. 12.1. Аналогичные оценки были сделаны и для измерений работы [165] в трех сечениях вниз по потоку струи. При малых значениях k средняя величина m равна 2, а для больших k она близка к $-5/3$. Наибольший разброс результатов наблюдается при малых k , в то время как при больших k этот разброс невелик. Такое распределение $S_p(k)$, пропорциональное $k^{-8/3}$ (функция $kS_p(k)$ пропорциональна $k^{-5/3}$) при больших пространственных частотах не очень сильно отличается от распределения, рассчитанного по методу Бэтчелора [9], когда считается, что если распределение $S_u(k)$ пропорционально $k^{-5/3}$, то функция $S_p(k)$ должна быть пропорциональна $k^{-7/3}$.

Частоты, выраженные в герцах, могут быть преобразованы в пространственные частоты с помощью формулы $k=f/U$,

где f — частота в гц;

U — скорость в м/сек;

k — пространственная частота в цикл/м.

В самой струе скорость потока равна U и пространственные частоты имеют простой физический смысл. При этом их можно представить в безразмерном виде kD , что удобно для сравнения результатов в ближней к струе зоне. Но для точек вдали от струи, где скорость потока уже не равна U , смысл этих величин не вполне очевиден. Значения kD , при которых функция $kS_p(k)$ достигает максимума, полученные при исследованиях вдоль пограничного слоя струи [46], показаны на рис. 12.4. Там же приведены значения kD , при которых функция $kS_u(k)$ достигает максимума (эти измерения проводились Лоренсом [60] в дозвуковой воздушной струе на радиальном расстоянии $0,5D$ от оси струи). Как измерения давления в пограничном слое струи реактивного двигателя, так и измерения продольной составляющей скорости в дозвуковой воздушной струе, достаточно хорошо согласуются с расчетами по формуле (12.2), определяющей значения kD , при которых $kS_p(k)$ и $kS_u(k)$ имеют максимум.

Если скомбинировать данные рис. 12.4 и табл. 12.1, то можно получить распределение $kS_p(k)$ для всех сечений вниз по потоку. Результаты представлены на рис. 12.5, где дано распределение дисперсии звукового давления по пространственным частотам для всех сечений вдоль пограничного слоя струи. Это распределение имеет тот же самый вид, что и принятый в табл. 12.1. Такое простое распределение дает хорошее представление о плот-

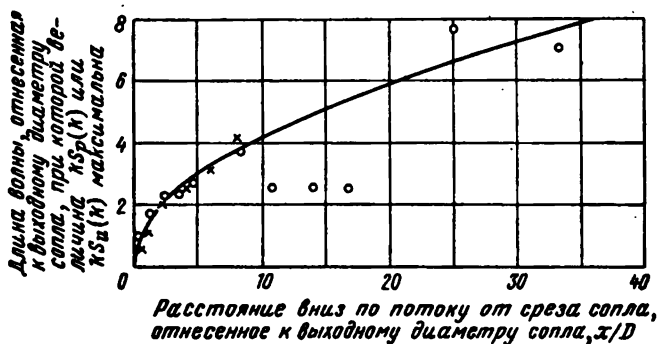


Рис. 12.4. Изменение длины волны по расстоянию, при которой величина $kS_p(k)$ или $kS_u(k)$ достигает максимума.

	Выходной диаметр сопла, мм	Скорость струи, м/сек
○ струя двигателя	0,565	550
× воздушная струя	0,089	104
— расчет		

Результаты измерения давления вдоль пограничного слоя струи реактивного двигателя [46] и результаты, полученные при измерениях продольной скорости в воздушной струе на расстоянии x/D от оси струи [60], сравниваются с расчетами по формуле:

$$r = kD = 0,75 \sqrt{D/x}$$

При измерениях скорости максимум $S_u(k)$ были определены с помощью кривых, приведенных на рис. 12.2.

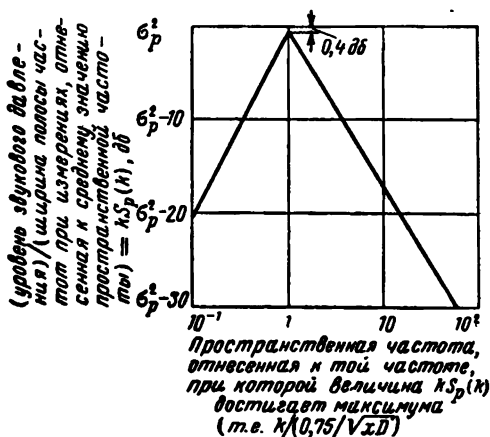


Рис. 12.5. Распределение уровней дисперсии давления по пространственным частотам для всех точек вдоль пограничного слоя струи.

Кривая соответствует осредненным значениям табл. 12.1 по всем расстояниям вниз по потоку, а максимум ее определен с помощью рис. 12.4

Таблица 12.1

Распределение дисперсии звукового давления $S_p(k)$ по пространственным частотам k в различных точках пограничного слоя струи

Оценка показателя m в функции k^m , при котором эта функция наилучшим образом аппроксимирует распределение $kS_p(k)$

Работы, из которых взяты основные данные	Расстояние от среза сопла, относенное к выходному диаметру сопла, z	Значение m для k левее точки, где достигается $\max kS_p(k)$	Значение m для k правее точки, где достигается $\max kS_p(k)$
[46]	0,44	2,3	-1,3
	1,31	2,6	-1,5
	2,44	2,6	-1,9
	3,56	2,2	-1,7
	4,69	2,0	-1,6
	8,34	1,3	-1,7
	10,8	1,7	-2,1
	14,1	1,8	-2,3
	16,7	1,1	-2,1
	25,0	2,3	-1,7
	33,4	2,0	-1,7
	Среднее	2,0	-1,7
[165]	5	данных недостаточно	-1,6
	10		-1,8
	15		-1,9
	Среднее		-1,7

ности дисперсии давления при относительной частоте $k/(0,75/\sqrt{x\bar{D}}) > 1$ для всех расстояний вниз по потоку вплоть до $x = 33,4 D$ — максимального расстояния, на котором проводились измерения. Если же $k/(0,75/\sqrt{x\bar{D}}) < 1$, то наблюдаются значительные отклонения от этого среднего распределения, которые, по-видимому, не связаны с расстоянием вниз по потоку. Большие отклонения наблюдаются также и вблизи той точки, где распределение дисперсии звукового давления достигает максимума. Обычно при измерениях не наблюдается таких острых пиков, как показано на рис. 12.5, но для того, чтобы как-то сгладить этот пик, имеющихся данных недостаточно.

12.3.1. Влияние скорости струи на распределение давления

Все имеющиеся экспериментальные данные относятся к скоростям струи порядка 550 м/сек. Грейтрекс [34] предполагает, что суммарное среднеквадратичное значение звукового давления изменяется как (скорость струи)ⁿ и что показатель n зависит от формы струи и от положения рассматриваемой точки. В работах Вулфа [165] и Кларксона [15] приведены результаты

обширных исследований суммарного звукового давления для ряда скоростей струи и определены уровни постоянного значения n . На рис. 12.6 эти уровни построены для двух различных реактивных двигателей. Там же поставлены три экспериментальные точки, взятые из работы Хоуса и др. [46]. Видно, что для всех двигателей по мере удаления от среза сопла величина n приближается к 4. Этот факт согласуется с теоретическими положе-

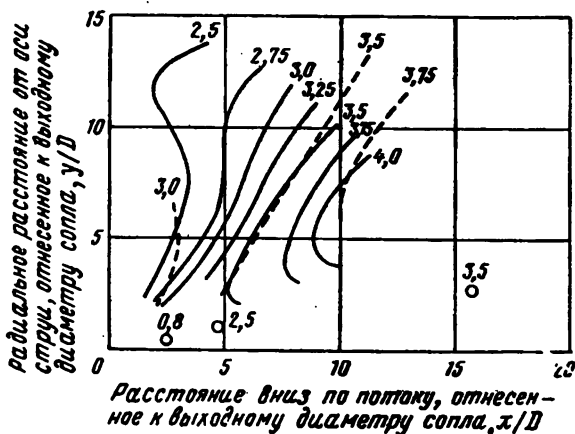


Рис. 12.6. Изменение показателя n в зависимости от скорости струи в ближней к двигателю зоне:

	Выход- ной диа- метр сопла, м	Скорость струи на выходе из сопла, м/сек	Макси- мальная тяга, кг
○ Двигатель А [46]	0,565	305—550	4350
— Двигатель В [165]	0,535	505—580	2270
--- Двигатель С [15]	0,529	395—605	4540

Значение n определено исходя из предположения, что дисперсия суммарного давления изменяется как (скорость струи на выходе из сопла) ^{n}

ниями Лайтхилла [64], который путем анализа размерностей показал, что суммарная интенсивность звукового давления в точке вблизи струи должна быть пропорциональна

$$\rho_0 U^8 a_0^{-5} D^2, \quad (12.3)$$

где ρ_0 — плотность воздуха вне струи;
 U — скорость струи на выходе из сопла;
 a_0 — скорость звука вне струи.

Как видно из рис. 12.6, значение n в ближней к струе зоне значительно меньше 4. Возможно, что для различных двигателей изменение кривых равных значений n будет значительным,

но при малых отличиях в скоростях струи вполне допустимо использование рис. 12.6 для определения кривых равного суммарного уровня звукового давления.

Этот график не дает каких-либо сведений относительно возможного изменения в распределении дисперсии звукового давления по пространственным частотам при изменении скорости струи. В работе [46] исследовали продольную корреляцию давления вдоль потока на расстоянии $2,16D$ от среза сопла для скоростей струи 190—545 м/сек. Эта корреляция суммарного уровня звукового давления по расстоянию очень мало отличается при скоростях 395, 495 и 545 м/сек; даже при скорости 188 м/сек отличия были малы. Автокорреляционная функция $f_p(r)$ связана с $S_p(k)$ соотношением

$$S_p(k) = 4\sigma_p^2 \int_0^{\infty} f_p(r) \cos(2\pi kr) dr \quad (12.4)$$

и поэтому распределения $S_p(k)$ для рассматриваемого диапазона скоростей оказываются одними и теми же. На практике следует для большей точности сравнивать $f_p(r)$, а не $S_p(k)$, так как большие изменения $f_p(r)$ обычно соответствуют значительно меньшим изменениям $S_p(k)$.

§ 12.4. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Рис. 12.1 и 12.2 являются хорошим примером того, что продольная турбулентность потока в небольшой дозвуковой струе может быть охарактеризована зависимостью (9.39), где для масштаба турбулентности взято выражение (12.1). Эта зависимость представлена в безразмерной форме при условии, что значение σ_p^2 также безразмерно. Рис. 12.4 служит дальнейшим подтверждением того, что выражение (12.1) может быть использовано для определения масштаба турбулентности в пограничном слое сверхзвуковой струи реактивного двигателя. Более того, из распределений давления в пограничном слое этой струи следует, что масштаб турбулентности остается одним и тем же при скоростях струи 190—545 м/сек. Следовательно, можно ожидать, что для самой струи значение $kS_p(k)/\sigma_p^2$ в каждой ее точке будет одинаковым и для модели и для натуры при условии, что координаты точек выражены в долях D (при этом соответствующие величины k будут обратно пропорциональны D). Вне пограничного слоя струи турбулентность имеет другой характер и указанные соображения уже не могут быть использованы непосредственно.

Сазерланд и Морган [139] проводили исследования на моделях самолета В-52 для проверки применимости законов подобия вне пограничного слоя струи. Результаты, представленные на рис. 12.6, говорят о том, что суммарный уровень звукового давления пропорционален U^n , но значение n во всем поле пере-

менно. Моделирование проводилось при той же самой плотности воздуха и скорости струи, поэтому скорость звука осталась такой же, как для природы. Следовательно, можно ожидать, что величина σ_p^2 должна быть пропорциональна l^2 , где l — типичный размер самолета или модели. На рис. 12.7 представлены результаты измерений на самолете В-52 и его модели, выполненной

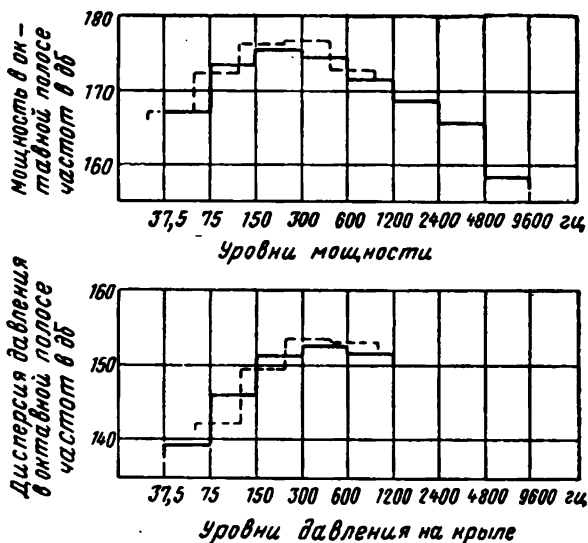


Рис. 12.7. Сравнение измерений звука на модели и на натурной конструкции:

— натура;
 — — — пересчет модельных испытаний.

Результаты измерений на самолете В-52 [139] сравниваются с данными, полученными пересчетом измерений на модели, выполненной в масштабе 1:10. Полная звуковая мощность определена по результатам измерений на расстоянии 61 м от среза сопла; ее значение для натурной конструкции равно 180,6 дБ, а полученное пересчетом результатов на модели составляет 181,2 дБ (число децибел равно $10 \lg (\text{мощность}/10^{-15} \text{ вт})$). Приведенные значения давлений являются средними по 52 точкам натурального крыла и его модели. Число децибел при измерении давлений определялось как $10 \lg$ (среднеквадратичное значение давления/ 2×10^{-4} дин/см²).

в масштабе 1:10. Так как измерения проводились в октавных полосах частот, то результаты даны в виде гистограмм, на которых частоты также даны в октавах. Для природы представлены результаты самих измерений, а для модели — полученные пересчетом измерений на основе указанных выше условий подобия. Эти серии экспериментов со струями проведены в присутствии конструкции в ближней к струе зоне, так что на результатах сказались и эффекты моделирования и эффекты турбулентности и акустики. Соответствие данных для модели и природы хорошее. Это относится как к общей звуковой энергии, излучаемой струей,

так и к распределению энергии по частотам, выраженным при пересчете на натуру в герцах. Сравнение распределений дисперсий давления проводилось в 52 соответствующих друг другу точках крыльев натуры и модели. Для ряда измерений стандартное отклонение дисперсий давления составляло около 2 дБ в октавной полосе частот. Средние по 52 точкам показания на рис. 12.7. Видно, что данные пересчета измерений на модели находятся в хорошем соответствии с результатами испытаний натуры.

§ 12.5. РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

По ракетным двигателям имеется гораздо меньше информации, чем по реактивным двигателям самолетов. Но все же можно отметить ряд их общих свойств.

Источник шума в обоих случаях один и тот же: турбулентность распространяется вниз по потоку струи и генерирует шум. Скорость струи ракетного двигателя больше, а его сопло обычно создает более устойчивое течение, чем в случае реактивного двигателя. Оба эти фактора приводят к более далекому от среза сопла месту возникновения турбулентности. У реактивных двигателей турбулентность начинается прямо от среза сопла, в то время как у ракет она возникает на расстоянии в несколько его диаметров. Ряд испытаний на моделях [82] показал, что это расстояние составляет около 20 диаметров сопла. Аналогичное «запаздывание» наблюдается и в отношении суммарного уровня звукового давления вдоль пограничного слоя струи. На расстоянии около 20 диаметров сопла дисперсия звукового давления в 1/3 октавных полосах частот распределяется почти равномерно до значения $kD=0,05$, а затем уменьшается примерно как k в степени $-5/3$.

Это смещение участка образования турбулентности в струе делает проектирование сопла для ракет даже еще более важным, чем для реактивных двигателей. Поэтому расчет распределения шума в ближней к реальному ракетному двигателю зоне до проведения измерений имеет еще меньшую значимость, чем в случае реактивных двигателей.

§ 12.6. ФЛЮКТУАЦИИ ДАВЛЕНИЯ В ПОЛЕТЕ

Результаты измерения шума в полете и при стоянке одного из истребителей даны в работе Шаттака [126]. Микрофоны устанавливались на фюзеляже на расстояниях примерно в 4,5 диаметра от среза сопла и в 4,5 диаметра от оси струи. Когда на земле двигатель работал на 99% своей мощности, уровень шума составлял 135 дБ. В указанной работе не сообщается скорость струи, а также не проводится сравнение измеренного на фюзеляже шума с шумом в свободном пространстве вблизи струи.

Однако в целом полученные величины, по-видимому, вполне сопоставимы с теми, которые можно определить согласно § 12.3. Оказалось, что шум, измеренный в полете, больше подходит к шуму в пограничном слое самолета, чем к шуму струи, хотя микрофоны были установлены в том месте, где шум струи по оценкам должен быть наиболее интенсивным. В диапазоне чи-

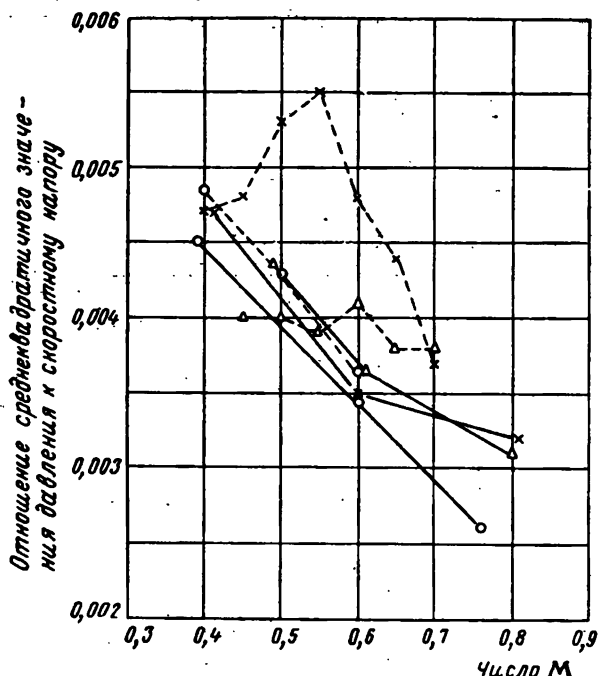


Рис. 12.8. Сравнение дисперсии звуковых давлений в полете вблизи носовой части фюзеляжа и за выходным соплом реактивного двигателя:

— за соплом; — — — вблизи носа самолета;
○ — 3050 м; × — 6100 м; △ — 6150 м

Результаты измерений давления за выходным соплом двдвигателей на самолете [126] сравниваются с результатами измерений давления вблизи носовой части фюзеляжа другого самолета примерно таких же размеров [83]

сел $M=0,4-0,8$ и высот полета 3—9 км при установившихся условиях полета отношение звукового давления к скоростному напору существенно не изменяется, что иллюстрируется на рис. 12.8, где для сравнения приведены также данные работы [83] по измерениям шума пограничного слоя вблизи носовой части другого самолета.

Увеличение уровня шума наблюдается в тех случаях, когда мощность двигателя больше той, которая требуется для преодоления силы сопротивления, как например, при наборе высоты

или при горизонтальном полете с ускорением. При равномерном горизонтальном полете распределение дисперсий звукового давления в широком диапазоне частот достаточно равномерно; при небольшом избытке тяги наблюдается некоторое его увеличение на довольно узкой полосе частот со средним значением частоты ≈ 200 гц, а при значительном избытке тяги тоже самое происходит при ≈ 600 гц. Шаттак [126] указывает, что увеличение мощности от режима малых оборотов двигателя при 64% максимальной мощности до 99% на высоте 6100 м вызывает изменение уровня шума на 2 дб. Эксперимент проводился следующим образом. Двигатель был переведен вначале на режим малых оборотов, а затем, когда скорость соответствовала $M=0,55$, его мощность была увеличена до 99% от максимальной. Скорость горизонтального полета при этой мощности несколько больше, чем при $M=0,8$, и поэтому изменение в уровне шума было, по крайней мере, на 6 дб больше по сравнению со 126 дб при установившемся полете на числе $M=0,55$. При полете самолета доля шума струи в нагрузках, действующих на конструкцию, не очень велика. Учет этого шума, возможно, следует производить в основном исходя из предположения, что максимальный шум, создаваемый пограничным слоем, возникает несколько быстрее, чем самолет достигает соответствующей скорости.

§ 12.7. ВОЗМОЖНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТА

При описании шума струи основное внимание было уделено свободному звуковому полю вблизи двигателя при запусках его на земле. Данных, относящихся к полету, несколько меньше, но и по имеющимся можно сделать вывод, что доля шума струи настолько мала, что ею можно пренебречь. Таким образом, явление будет описано полностью, если удастся воспроизвести работу двигателя самолета на стоянке. Следует учитывать, что конструкция сама по себе оказывает влияние на шум. Однако если правильно воспроизвести условия свободного поля, то и нагрузки на конструкцию, помещенную в это поле, будут также воспроизведены правильно. Определение местных давлений на конструкцию может быть осуществлено лишь путем дальнейших измерений.

В работе [46] показано, что если поместить небольшие панели вблизи пограничного слоя струи около среза сопла, то происходит увеличение уровней давления приблизительно на 2—3 дб по сравнению с давлением в тех же точках в свободном звуковом поле. Действительное увеличение давления представляет интерес лишь тогда, когда соответствующий элемент конструкции должен быть испытан в условиях, значительно отличающихся от тех, что существуют вблизи среза сопла.

Данных о напряжениях, возникающих в конструкции, которая находится в ближней к реактивному двигателю зоне, в на-

стоящее время настолько мало, что распределения описанных выше давлений представляется более целесообразным воспроизводить на типичных образцах экспериментально, а не пытаться непосредственно рассчитывать нагружение конструкции в подобном поле давлений. Для небольших деталей конструкции уровни давлений находятся в основном в диапазоне частот, указанном в § 12.3, с соответствующей пространственной корреляцией. Уровни звуковых давлений в том или ином диапазоне частот могут быть достаточно хорошо воспроизведены с помощью серии громкоговорителей, однако пространственная корреляция может быть обеспечена только в том случае, если рассматриваемое звуковое поле эквивалентно некоторому числу стационарных источников звука. Удачным является то, что во многих случаях звуковая волна эквивалентна плоской волне, падающей под определенным углом на поверхность конструкции. Поэтому на ранней стадии проектирования можно для испытаний использовать звуковые волны, генерируемые любым обычным способом. В тех случаях, когда скорость турбулентного потока, в котором создается звук, является важным параметром, и эта скорость должна быть воспроизведена при испытаниях, то, по-видимому, наиболее просто использовать сам двигатель, чем любое аналогичное ему по воздействию устройство.

Для большей уверенности еще в течение ряда лет будет представляться желательным проведение испытаний конструкции в целом с полностью подобными двигателями. И как бы хорошо ни было воспроизведено распределение давления по отдельным частям конструкции, все же необходимо знать взаимодействие одной ее части с другой, отражение звука от одной поверхности к другой, а также комбинированное взаимодействие звука, конструкции и турбулентного воздушного потока.

Глава XIII

ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

§ 13.1. ВВЕДЕНИЕ

Целью любых принципов проектирования является обеспечение надежности. Надежность может быть определена как способность конструкции выдерживать приложенные к ней нагрузки. Различие между принципами заключается лишь в путях достижения надежности, а также в том, в какой форме, прямой или косвенной, задано количественное значение уровня надежности.

Если конструкция создана для совершенно новых целей, например, самолет братьев Райт, и существует лишь один тип такой конструкции, то сомнительно, чтобы надежность могла быть задана, по крайней мере, как определенная величина. Братья Райт решили, что их самолет должен выдерживать нагрузки, соответствующие пятикратному увеличению веса, и что все части конструкции следует испытать на такие нагрузки. В этом конкретном случае, когда один и тот же экземпляр самолета и летал, и был испытан на прочность, можно было утверждать, что его прочность была большей, чем та, до которой он был испытан. Если же имеется несколько самолетов одинаковой конструкции, и статическая прочность, определенная для одного из них, используется для предсказания прочности другого, необходимо введение понятия вероятности. Что касается усталостной прочности, то нагрузки, прикладываемые в лаборатории, лишь уменьшают долговечность данного конкретного экземпляра конструкции, а следовательно, уверенность в надежности должна основываться на испытаниях лабораторного образца, даже если эксплуатируется лишь один экземпляр конструкции.

По мере того, как появлялось несколько различных конструкций самолета, оказалось возможным использовать опыт предыдущего проектирования, а вслед за этим были выработаны и общие для многих типов конструкций способы проектирования под требуемую внешнюю нагрузку и требуемый запас между нагрузкой и статической прочностью конструкции. Это же при-

вело к понятию расчетной статической прочности, являющейся произведением величины внешней нагрузки на коэффициент, отражающий требуемый запас. В процессе развития техники стала ясной нецелесообразность испытаний экземпляра конструкции, предназначенного для эксплуатации; уверенность в достаточной прочности должна была основываться на расчетах или определении фактической прочности лабораторного образца. Если эксплуатируется только один экземпляр конструкции, необходимо знать, с определенным уровнем доверия, что обеспечивается некоторая требуемая высокая вероятность того, что прочность этого экземпляра не ниже расчетной прочности. Допустим, что эта вероятность с 95%-ным уровнем доверия, по крайней мере, не меньше 99,9%. Это означает, что в 95% случаев использования принятых способов проектирования вероятность того, что прочность эксплуатирующейся конструкции больше расчетной прочности будет, по крайней мере, 99,9%. Вместе с тем это ничего не говорит об оставшихся 5% случаев вне 95%-ного доверительного интервала.

Если эксплуатируется единственный экземпляр конструкции, такой вероятностный подход дает достаточное представление о надежности конструкции, однако, если такой способ используется многократно для большого числа экземпляров одной и той же конструкции, становится важным выяснить, что происходит в 5% случаев вне 95%-ного доверительного интервала. То, что происходит в этих 5% случаев, зависит от случайных вариаций прочности для разных экземпляров одной и той же конструкции. В одном крайнем случае наличие этих 5% вне 95%-ного доверительного интервала может означать уверенность в том, что в итоге почти точно в пяти случаях из ста прочность ниже расчетной нагрузки. В другом крайнем случае это может означать уверенность в том, что прочность выше расчетного значения и в итоге может быть лишь малое число случаев, например, один из тысячи, когда прочность ниже расчетной нагрузки. Для реальных значений вариаций прочности ни один из этих крайних случаев не осуществляется.

Если имеется большое количество одинаковых конструкций, наилучшим подходом было бы установление того, чтобы в среднем прочность каждой конструкции превышала расчетное значение с некоторой принятой высокой вероятностью. Однако при этом проблема все еще остается, так как коэффициент, связывающий действующие нагрузки с расчетной прочностью, представляет собой ряд дискретных значений, примерно, от $1\frac{1}{3}$ до 2.

Таким образом, если для какого-либо случая нагружения делается выбор одного из значений этого коэффициента, разница в уровне надежности, зависящая от того, какое из значений было выбрано, может оказаться большой.

Эта трудность может быть преодолена на основе определе-

ния как величины действующей нагрузки, так и частоты ее возникновения; тем самым концепция задания одной величины нагрузки заменяется функциональной зависимостью между различными величинами нагрузок и частотами их возникновения. Эта функция в сочетании с функциональной зависимостью, отражающей относительное число конструкций, имеющих тот или иной уровень прочности, определяет меру надежности. Окончательно расчетная прочность выбирается в каждом расчетном случае соответствующей одному и тому же установленному нормативу надежности. В настоящей главе рассмотрены методы построения таких функций для величин нагрузок и значений прочности, а также способы их сочетания. Методика одинаково хорошо применима как для статической, так и для усталостной прочности. Достоинством этой методики является то, что действующие нагрузки и расчетные значения прочности в результате ряда преобразований оказываются связанными одной численной величиной. Эта величина является непосредственной мерой надежности; однако она определяется на основе формул для повторяемости нагрузок и значений прочности путем далекой экстраполяции за пределы области имеющихся экспериментальных данных. Так, инженерная интуиция, которая использовалась для оценки коэффициента, связывающего действующую нагрузку с расчетной прочностью, направляется в область оценок приемлемых формул для такой экстраполяции.

§ 13.2. ОБЩИЕ СООБРАЖЕНИЯ

Процесс проектирования может рассматриваться состоящим из трех ясно различимых фаз: определение нагрузок, определение прочности и определение связи между нагрузками и прочностью. Все эти фазы в значительной степени взаимосвязаны, однако изучение каждой из них в отдельности обеспечивает лучшее понимание их значения в общей картине.

Основные знания о прочности конструкции базируются на определении прочности малого числа типичных конструкций или частей, из которых состоит конструкция. Поэтому даже для простейших конструктивных элементов эти знания будут ограничены примерно диапазоном разброса прочности, ожидаемого для 10 конструкций, сделанных по одним и тем же чертежам. Математический аппарат, используемый для оценки частоты появления величины прочности вне этого диапазона разброса, это совокупность методов, которые представляются наиболее подходящими для рассматриваемой цели. Следует иметь в виду, что, вероятнее всего, это будет процесс экстраполяции за пределы диапазона измерений. Необходимо принять количественное или качественное решение о том, какой величины запас следует допустить для прочности конструкции (относительно средней прочности) в процессе производства, принимая во внимание раз-

брос прочности между различными образцами, а также снижение прочности в течение времени эксплуатации. При использовании количественного метода следует определить среднюю прочность и разброс в диапазоне имеющихся экспериментальных данных; для интерполяции экспериментальных результатов следует использовать аналитические выражения; эти же или другие аналитические выражения следует применять и для экстраполяции на низкие уровни прочности.

В качестве основных данных, на базе которых определяются функции распределения прочности, обычно используются данные по типичным конструкциям, не бывшим в эксплуатации. При решении вопроса, что представляет собой все распределение, необходимо сделать оценку частоты появления низких значений прочности, которые могут иметь место для конструкций, не бывших в эксплуатации, т. е. без учета снижения прочности в течение времени эксплуатации. Разброс прочности, который следует выявить при испытаниях нескольких образцов, может быть распространен за интервал экспериментальных данных достаточно известными методами. Количество испытанных образцов какой-либо конкретной конструкции окажется, как правило, слишком малым для удовлетворительной оценки величины разброса прочности этой конкретной конструкции, однако рассмотрение экспериментальных данных по ряду конструкций, которые конструктивно или по использованному материалу достаточно подобны друг другу, позволяет сделать полезные оценки.

Экземпляры конструкций, которые определяют это распределение, будут являться основной совокупностью для данной конструкции. Однако некоторые экземпляры конструкции могут оказаться более слабыми либо за счет технологии производства на какой-либо ступени превращения сырого материала в готовое изделие, либо за счет возможной ошибки человека, тоже на какой-либо ступени производства. При хорошем проектировании эти слабые экземпляры конструкции будут появляться в таком относительно малом количестве, что они, как правило, не попадут в основные экспериментальные данные. Таким образом, они образуют совокупность слабых экземпляров, которая должна быть добавлена к основной совокупности, характеристики которой определены по исходным экспериментальным данным. При выделении слабых экземпляров конструкции и оценке распределения их прочности имеется значительно больше неопределенностей, чем при оценке распределения прочности основной совокупности.

Один из способов, которым может быть выявлена совокупность слабых экземпляров, проиллюстрирован на основе анализа некоторых экспериментов с болтами, проведенных Коксом [18]. Испытывался ряд партий, состоящих из 100 образцов; резьба болтов накатывалась инструментом, который использовался для этой цели различное число раз. Испытания были уста-

лостными, однако идеология применима и к статической прочности, хотя эффект может быть менее заметным. На рис. 13.1, А приведено распределение долговечностей при одном уровне нагрузки болтов партии № 4*, имевших резьбу, накатанную относительно новым инструментом; кроме двух точек с долговечностями 10^5 и $1,3 \cdot 10^5$, относящихся лишь к двум образцам, экспериментальные точки ложатся на кривую нормального распределения**. На рис. 13.1, В дано соответствующее распределение долговечностей партии № 5, когда инструмент был уже изношен. Из физических соображений Кокс [18] сделал вывод о том, что прочность партии болтов увеличивается по мере изнашивания инструмента; действительно, видно, что среднее значение заметно больше. Для сравнения показана кривая, соответствующая партии № 5 и представляющая распределение, составленное наполовину из исходного распределения и наполовину из распределения с десятикратно увеличенной долговечностью; показана также «наилучшая» оценка на основе единого нормального распределения. Для примерно равных по объему совокупностей «наилучшее» единое нормальное распределение предсказывает относительно большую долю слабых образцов; в рассматриваемом примере кривые

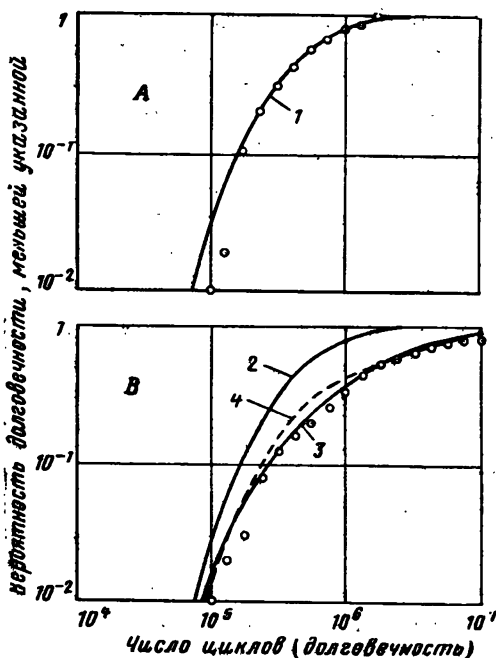


Рис. 13.1. Распределение усталостной долговечности болтового соединения ($\varnothing 10$ мм):

1—нормальное распределение логарифма долговечности, среднее значение равно 5,67, стандартное отклонение равно 0,32; 2—долговечность партии № 4 (по рис. 13.1, А); 3—нормальное распределение логарифма долговечности, среднее значение равно 6,17, стандартное отклонение равно 0,56; 4—смешанное распределение, составленное поровну из двух нормальных, для одного из которых среднее значение равно 5,67 и стандартное отклонение равно 0,32, а для другого — среднее значение равно 6,67 и стандартное отклонение равно 0,32;

О — экспериментальные точки;

А — партия № 4, инструмент № 1 [18]; В — партия № 5, инструмент № 1 [18].

Все образцы испытаны при одинаковых значениях средней нагрузки и амплитуды

* Результаты для этой конкретной партии образцов не представлены в цитируемой работе и были переданы автору в частном порядке.

** Нормально распределенным является логарифм долговечности. (Прим. перев.)

пересекаются на уровне, соответствующем разрушению одного образца из 30. В конструкциях, где совокупность слабых образцов составляет меньшую долю, а это, по-видимому, гораздо более общий случай, имеется вероятность того, что слабые образцы вообще будут отсутствовать среди испытанных образцов; в этом случае «наилучшее» единое нормальное распределение приведет к неоправданно оптимистическим выводам.

При оценке прочности сложных конструкций количество испытаний одинаковых элементов будет очень маленьким и, в общем случае, совокупность слабых экземпляров не будет выявлена; в редких случаях, когда она проявится, это скорее будет квалифицироваться как выпавшая точка.

Большинство инженеров может сослаться на случаи, когда конструктивные элементы разрушались до или в процессе сборки и впоследствии было установлено, что это произошло из-за их плохой термической обработки. Более коварный случай недостатка прочности проявился на сплавах алюминий-цинк. Было подозрение, что выпад в виде очень малых значений прочности появятся в конструктивных элементах (испытанных на выносливость), если их количество порядка от сотни до тысячи. Однако контрольные серии испытаний около 500 образцов, которые описаны в неопубликованном отчете английского Министерства Авиации, не выявили дефекта, так как даже если свойства всех 500 образцов полностью независимы друг от друга, был бы очень малый шанс обнаружить явление, встречающееся в одном случае из тысячи.

Приведенные примеры показывают, что распределение прочности новых конструкций может рассматриваться как сочетание основной совокупности и совокупности слабых экземпляров. При решении вопроса о распределении прочности, которое следует использовать при проектировании, должно быть принято во внимание уменьшение прочности, связанное с износом, ползучестью, усталостью, коррозией и случайными повреждениями. Все это может быть учтено общим уменьшением прочности всех конструкций одновременно с изменением относительного распределения различных значений прочности. На практике для упрощения многие из этих случаев уменьшения прочности следует рассматривать совместно с начальными ослаблениями конструкции и использовать распределение, которое применимо в конце срока эксплуатации; к этому следует добавить те случаи уменьшения прочности, например, некоторые усталостные разрушения, которые могли бы быть предметом отдельного специального исследования.

Зависимости, характеризующие действующие нагрузки и их повторяемость, столь же важны, как и зависимости, характеризующие прочность. Как и в вопросах прочности, имеются явные указания на то, что для многих, если не для всех, условий нагружения имеется основная группа, которая характеризует средние

условия, встречаемые самолетом в течение срока его эксплуатации, и дополнительная группа, характеризующая редкие тяжелые условия. Во многих случаях были отмечены прямые свидетельства тяжелых условий. В гл. V было показано, что очень высокие значения маневренных нормальных перегрузок, по-видимому, принадлежат к особой совокупности перегрузок, распределенной в интервале от средних до высоких значений; в гл. VII отмечалось, что большие вертикальные скорости посадки могут возникать в условиях хорошей видимости при отсутствии порывов ветра, а в гл. X было обращено внимание на совокупность больших нагрузок, вызванных атмосферной турбулентностью. Первые две группы нагрузок скорее всего вызваны ошибками пилотирования, третья группа связана с грозowymi условиями. Совокупность экстремальных значений нагрузок может быть, наоборот, менее тяжелой, чем она оказалась бы при экстраполяции основной совокупности. Пример этого приведен в гл. VIII, где показано, что время полета на очень больших скоростях меньше, чем можно было бы ожидать на основе экстраполяции из диапазона меньших скоростей. Это почти наверняка связано с сознательным стремлением летчика избежать превышения эксплуатационных ограничений скорости.

Для тех условий нагружения, в которых имеется ограниченное количество измерений, должна быть проявлена такая же осторожность, какая рекомендована в случае оценки прочности, так как имеется значительная вероятность того, что измерения характеризуют лишь основную совокупность. При этом характеристики дополнительной совокупности, отражающей более тяжелые условия, нуждаются в постулировании, основанном на учете условий нагружения других типов, при которых были экспериментально зарегистрированы экстремальные условия.

Наконец, распределения нагрузок и прочности должны быть сопоставлены для определения меры надежности. Получающееся в результате количественное значение надежности есть величина, обратная частоте такого события, когда нагрузка превышает прочность. Ее размерность есть время на одно разрушение, однако не следует подчеркивать слишком определенно, что целью проектирования является получение абсолютно надежной конструкции. Правильнее будет сказать, что конструкция надежна, если частота ее разрушения пренебрежимо мала. Так как частота разрушения пренебрежимо мала, ее величина, по существу, равна вероятности разрушения. Абсолютное значение этой вероятности совершенно не поддается экспериментальному определению. Люссер [71] дает способ приближенной оценки в случае, когда величина нагрузки фиксирована, а прочность имеет некоторое распределение. Установлено, что количество образцов, требуемое для оценки вероятности разрушения с 90%-ным уровнем доверия, в десять раз превышает величину, обратную вероятности, т. е. для осуществления события, возни-

кающего с вероятностью 0,001, требуется 10 000 образцов. В общем случае необходимо также определить малую вероятность возникновения нагрузок. Уже было обращено внимание на дополнительное затруднение, связанное с тем, что исключительно высокие нагрузки и исключительно низкие значения прочности могут оказаться в совокупностях, которые являются дополнительными к двум основным. Вклад этих дополнительных совокупностей в расчетное значение вероятности разрушения составляет большую долю полной вероятности, что, следовательно, может быть источником существенных погрешностей. Хотя абсолютное значение вероятности в высшей степени неточно, ее величина, полученная расчетом, тем не менее должна иметь огромное значение как основа для сравнения.

Должно быть принято решение о том, какую же следует установить величину надежности. Неизбежно эта величина должна выражаться числом часов на одно разрушение, т. е. величиной, обратной вероятности разрушения на один час. Учитывая неопределенности, присущие проблеме, принятое число часов, вероятно, будет выражаться как 10 в некоторой степени. Для оценки того, что означает 10 в некоторой степени, следует иметь в виду, что новая эра, длящаяся около 2000 лет, содержит меньше, чем $1,8 \cdot 10^7$ час. Однако следует также иметь в виду, что каждый отдельный самолет состоит из многих частей и попадает в большое количество различных условий нагружения. Для того чтобы получить суммарную частоту разрушений для определенной конструкции, необходимо было бы просуммировать частоты разрушений всех частей конструкции для каждого из условий нагружения, а затем сложить частоты разрушений для всех условий нагружения. При рассмотрении любого из условий нагружения в идеализированном случае выявилось бы большое число частей конструкции, которые были бы одинаково способны разрушаться, однако в реальных конструкциях число таких частей невелико. Это связано с рядом причин: распределение напряжений, вызванное действием принятых внешних нагрузок, не будет равномерным; некоторые части конструкции оказываются настолько прочными для одного из условий нагружения, что они имеют избытки прочности при всех других условиях нагружения; реальное распределение нагрузок отлично от принятого. Так как небольшой избыток прочности связан с сильным увеличением надежности какой-либо части конструкции по сравнению с другими, основная доля частот разрушений, вероятно, концентрируется около очень малого числа частей конструкции. Аналогичные соображения могут быть применимы и при суммировании влияний различных условий нагружения. На практике любой конкретный элемент конструкции самолета оказывается более подверженным разрушению при одном или двух условиях нагружения, чем при всех других вместе взятых. В тех случаях, когда в эксплуатации происходит ряд статических разрушений

определенного типа самолетов, почти наверняка они связаны с одними и теми же условиями нагружения, а разрушению подвергается одна и та же часть конструкции. Такие случаи происходили с самолетами, надежность которых по той или иной причине была недостаточной; для надежных конструкций следует ожидать большей равномерности. Однако достаточно скромным будет предположить, что самая слабая часть конструкции в наиболее жестких условиях нагружения связана, по крайней мере, с 10% полной вероятности разрушения конструкции при всех прочих условиях нагружения. Нет необходимости знать заранее, какая часть конструкции является наиболее слабой; следует лишь увеличить в 10 раз надежность всех частей конструкции, так что какая-то часть, оказавшаяся критической (причем это не обязательно та, которая предсказана при проектировании), будет иметь как раз требуемый запас. Следует сделать естественное замечание к соображениям, изложенным выше. Если, например, в ряду болтов каждый из них нагружается фактически одинаковой нагрузкой, следует рассматривать прочность всего ряда, а не каждого болта в отдельности.

Итак, выше было показано, что для достижения определенной надежности всей конструкции необходимо проектировать каждую ее часть на эту надежность, умноженную на некоторый коэффициент. Принято допущение, что коэффициент, равный 10, был бы приемлемым, учитывая современный уровень знаний о действующих нагрузках и прочности. Такой подход допускает учет совершенствования наших знаний, однако лишь для скрупулезных расчетов может оказаться необходимым решить, какой же коэффициент является более предпочтительным по сравнению с достаточно произвольной цифрой, такой, например, как 10.

§ 13.3. СТАТИЧЕСКАЯ ПРОЧНОСТЬ

При любом анализе прочности имеет смысл рассматривать нормальное распределение, имея в виду условия, при которых оно применимо и, даже более того, имея в виду случаи, когда оно неприменимо. Большое число физических явлений, в том числе и прочность конструкций, подчиняется этому распределению в диапазоне проведенных наблюдений. Обычно наибольший интерес представляют значения прочности, лежащие вне диапазона проведенных наблюдений, однако в первую очередь будут рассмотрены характеристики предполагаемой совокупности конструкций, прочность которых распределена по нормальному закону, а затем будет уделено внимание возможным отклонениям в диапазоне экстремальных значений. На рис. 13.2 приведено такое распределение, причем ординаты показывают вероятность того, что прочность меньше некоторой величины, а по оси абсцисс отложена прочность в безразмерной форме в виде отклонения от средней прочности в долях стандартного откло-

нения (σ). Сразу же следует отметить тот факт, что вероятность появления некоторого значения прочности резко падает вне диапазона, равного трем стандартным отклонениям от среднего значения. Однако большинство конструкторов вряд ли позволили бы себе проектировать конструкцию, с запасом прочности всего лишь порядка 3σ по сравнению с нагрузками, возникновение которых они предполагают.

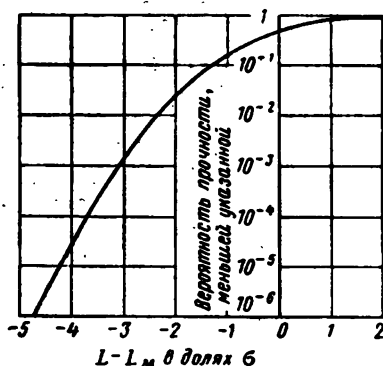


Рис. 13.2. Нормальное распределение прочности:

L — прочность;
 L_M — среднее значение прочности;
 σ — стандартное отклонение прочности

Для объяснения причин этого интуитивного недоверия в § 13.2 нами было введено понятие совокупности слабых экземпляров. На рис. 13.3, 13.4 и 13.5 приведены серии кривых распределения прочности для совокупности, состоящей из двух групп; причем доля слабой группы составляет, соответственно, 1, 2 и 5% общего числа образцов, а средняя прочность слабой группы вплоть до величины 5σ отличается в меньшую сторону от средней прочности основной группы. Эти кривые (для иллюстрации рассмотрен рис. 13.3, соответствующий совокупности, где слабая группа составляет 1% общего числа образцов) были перестроены (рис. 13.6) для того, чтобы показать, в какой пропорции делятся случаи разрушения между двумя группами образцов; графики рис. 13.6 построены для различных значений полной вероятности разрушения во всей совокупности в зависимости от различия средней прочности в двух группах образцов.

Для нагрузок, вызывающих разрушение одного образца из тысячи, средняя прочность слабой группы должна быть всего лишь на $2,5\sigma$ меньше средней прочности основной группы, чтобы разрушения происходили среди образцов слабой группы почти всегда (с вероятностью 95%, часто принимаемой в статистике при оценке доверительных границ). Таким образом, если известны внешние нагрузки, а среди образцов имеется слабая группа, составляющая всего лишь 1% от общего числа образцов, следует считать, что для всех практически важных случаев малой вероятности разрушения именно эта группа является источником разрушений при условии, что различие в прочности двух групп составляет $2,5\sigma$, т. е. это различие составляет 10%, если величина σ равна 4%.

Кривые рис. 13.3, 13.4 и 13.5 перестроены на рис. 13.7 для иллюстрации уменьшения значений прочности, соответствующих различным уровням вероятности из-за наличия слабой группы.

Медианное значение прочности не приведено, так как оно вряд ли будет меняться во всем рассматриваемом диапазоне характеристик слабой группы вплоть до ее 5%-ного содержания во всей совокупности образцов и до значений прочности на 5σ меньших, чем в основной группе. Значения прочности, непревышение которых реализуется, в среднем, у одного образца из десяти

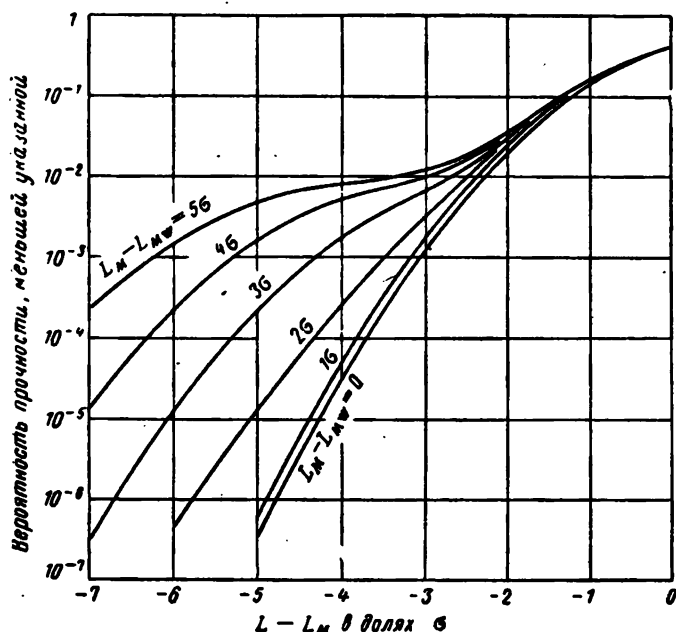


Рис. 13.3. Распределение прочности для совокупности, состоящей из двух нормально распределенных групп.

Слабая группа составляет 1% общего числа образцов:

L — прочность;

L_M — средняя прочность основной группы;

L_{MW} — средняя прочность слабой группы;

σ — стандартное отклонение прочности в каждой группе

($P=0,1$), мало меняются при 2%-ном содержании слабой группы и даже для 5%-ного содержания изменяются лишь на $1/3\sigma$ для наихудших характеристик слабой группы из рассматриваемого диапазона. Эти результаты характеризуют уровень оценки на основе эксперимента и показывают, почему ограниченные экспериментальные данные не могут быть использованы для выявления групп образцов с разными распределениями прочности.

С точки зрения надежности интерес представляют малые значения вероятностей. Кривые рис. 13.7 даны в общем виде для любых значений стандартного отклонения. С целью иллюстрации в качестве примера принята величина стандартного отклоне-

ния, равная 4% от средней прочности основной группы, и в табл. 13.1 даны значения прочности, величина которых не достигается, в среднем, у одного образца из тысячи. Таблица показывает, что если на все образцы действует определенная нагрузка, величина которой никогда не превышает, то в этом

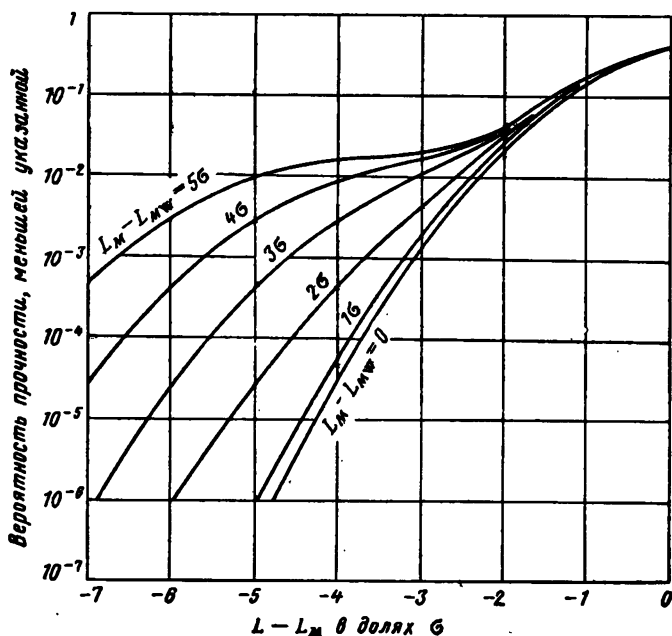


Рис. 13.4. Распределение прочности для совокупности, состоящей из двух нормально распределенных групп.

Слабая группа составляет 2% общего числа образцов:

L — прочность;

L_M — средняя прочность основной группы;

L_{MW} — средняя прочность слабой группы;

σ — стандартное отклонение прочности в каждой группе

идеализированном случае будет происходить разрушение одного образца из тысячи, как только нагрузка достигнет указанного в таблице процента от средней прочности. Значение 88%, приведенное в верхней строке таблицы, — это так называемый уровень 3σ , равный уменьшенному на 3σ значению средней прочности для совокупности образцов, прочность которых распределена нормально.

Если, однако, в совокупности образцов имеется слабая группа или возможно ее возникновение по той или иной причине, то должно быть использовано подходящее значение прочности из нижних строк таблицы. С самого начала необходимо допускать, что такая слабая группа уже имеется при внедрении конструк-

Таблица 13.1

Прочность совокупности, состоящей из двух групп образцов, распределенных нормально со стандартным отклонением, равным 4%.

(значения прочности даны в процентах от средней прочности основной группы)

Средняя прочность слабой группы	Прочность, величина которой не достигается у одного образца из тысячи		
	доля слабой группы в общем числе образцов		
	1%	2%	5%
100	88	88	88
96	87	87	87
92	86	85	84
88	83	82	80
84	79	78	76
80	75	74	72

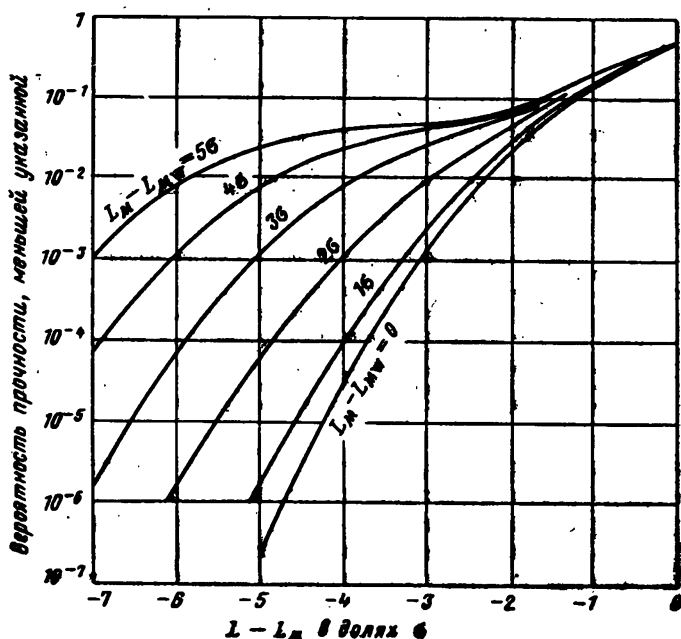


Рис. 13.5. Распределение прочности для совокупности, состоящей из двух нормально распределенных групп.

Слабая группа составляет 5% общего числа образцов:

L — прочность;

L_M — средняя прочность основной группы;

L_{MW} — средняя прочность слабой группы;

σ — стандартное отклонение прочности в каждой группе

ции в эксплуатацию или может возникнуть в любой момент эксплуатации в связи, например, с повреждениями, вызванными аварийной ситуацией; следует также в надлежащие сроки учитывать и ослабления конструкции, связанные с влиянием времени эксплуатации или налета.

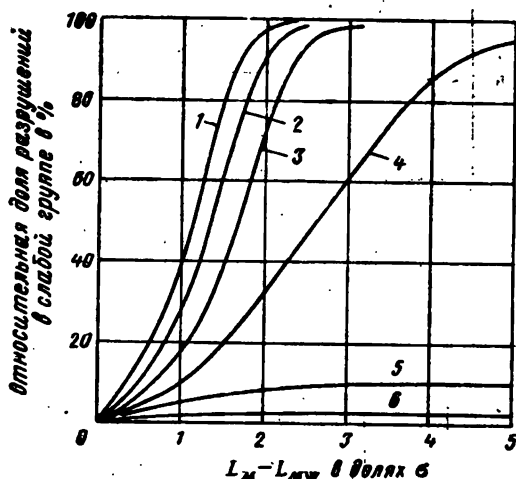


Рис. 12.6. Относительное количество разрушений в слабой группе для разных значений суммарной вероятности разрушения в зависимости от различия прочности основной и слабой групп.

Слабая группа составляет 1% общего числа образцов.

L_M — средняя прочность основной группы;

L_{Mw} — средняя прочность слабой группы;

σ — стандартное отклонение прочности в каждой группе

1—общее число разрушений — один образец из 10^5 ; 2—один из 10^4 ; 3—один из 10^3 ; 4—один из 10^2 ; 5—один из 10; 6—общее число разрушений — один образец из 2

В условиях реального нагружения максимальная нагрузка не является некоторой фиксированной величиной, и поэтому должен быть рассмотрен целый ряд нагрузок. В этом случае, соответственно, должен быть рассмотрен целый ряд значений прочности, причем вид кривой распределения прочности становится более важным, чем значение прочности в некоторой выбранной точке. Рассмотрение в проведенном анализе суммы двух нормальных распределений вызвано тем, что этот идеализированный случай имеет простой физический смысл. Часто может оказаться допустимым использование единого распределения, отражающего совокупность распределений с непрерывно изменяющейся средней прочностью. В этом случае «наилучшая» кривая, представляющая собой сочетание экспоненциального

распределения * при значениях прочности, меньших среднего значения, и нормального распределения для значений, больших среднего, может оказаться не хуже любой другой кривой, яв-

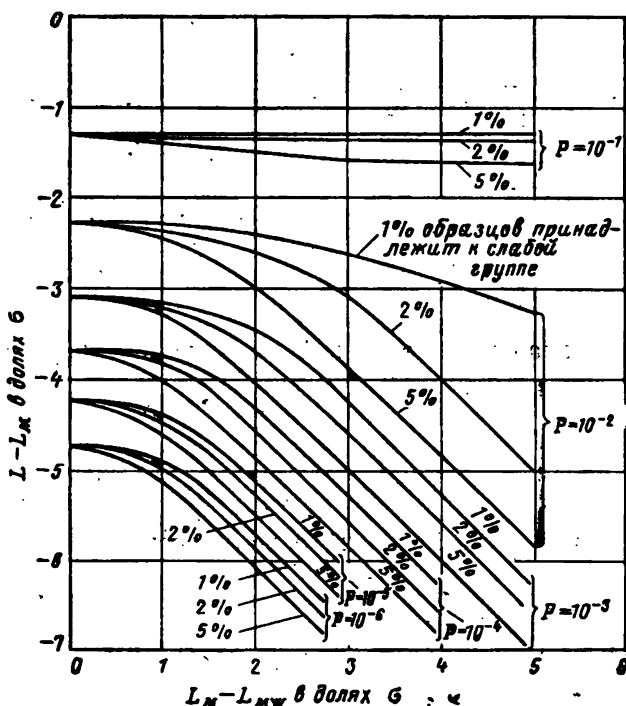


Рис. 13.7. Изменение прочности для разных уровней вероятности в зависимости от различия прочности основной и слабой групп:

L —прочность; L_M —средняя прочность основной группы; L_{MW} —средняя прочность слабой группы; σ —стандартное отклонение прочности в каждой группе; P —вероятность значения прочности, меньшего, чем L

ляясь к тому же достаточно простой при использовании. Если количество экспериментальных точек менее 20, наилучшая экс-

* Если допустить, что отклонения от нормального распределения вызваны скорее различиями в рассеивании, чем в средней прочности групп образцов, входящих в общую совокупность, тогда нормальное распределение $(1/\sqrt{2\pi}) \exp(-x^2/2\sigma^2)$, стандартное отклонение которого σ само распределено как $(\sigma/q^2) \exp(-\sigma^2/2q^2)$, переходит в $(1/2q) \exp(x/q)$ для значений прочности, меньших среднего значения, и в $(1/2q) \exp(-x/q)$ для значений прочности, превышающих среднее значение. Такая картина является, по-видимому, менее вероятной с точки зрения физических представлений, чем предложенная, а следовательно, окажется сопряженной с большими трудностями при оценке величины q .

понижающаяся кривая распределения (при значениях прочности, меньших среднего) не будет сильно отличаться от $(1/2\sigma) \exp(x/\sigma)$,

где

$$\sigma^2 = \sum \frac{x_r^2}{n-1};$$

x — отклонение прочности от среднего значения;

x_r — экспериментальные значения;

n — общее число экспериментальных точек.

Наилучшее нормальное распределение (при значениях прочности, больших среднего) есть $\frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma^2}\right)$.

Достоинством такой кусочно-экспоненциальной кривой является простота, так как одно и то же значение σ может быть использовано для обеих частей распределения. Если распределение экстремальных значений прочности представляется слишком суровым или, наоборот, недостаточно надежным, в каждом конкретном случае можно провести корректировку принятой величины σ .

§ 13.4. ДЕЙСТВУЮЩИЕ СТАТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

На протяжении всей книги описывались возникающие на самолете нагрузки. При построении принципов проектирования целесообразно провести анализ общих характеристик этих нагрузок и, насколько это возможно, использовать лишь одну — две формулы для их описания. Абсолютные значения повторяемости нагрузок изменяются в широких пределах в зависимости от типа нагрузок, однако относительная повторяемость значительно более стабильна.

В отличие от характеристик прочности, которые основываются на очень малом числе экспериментальных точек для каждого типа конструкции, измерения нагрузок могут быть объединены в большие совокупности, хотя это часто и не делается. Области, в которых было проведено такое объединение нагрузок, это нагрузки, вызванные атмосферной турбулентностью, нормальные перегрузки и скорости полета при маневрах и нагрузки при посадке. Характеристики повторяемости различного типа действующих нагрузок зависят от характеристик самих нагрузок. Три отличных друг от друга типа распределений проиллюстрированы на рис. 13.8: рис. 13.8, А — это распределение восходящих вертикальных порывов ветра (из гл. X), на рис. 13.8, В приведена относительная продолжительность полета с различными скоростями (из гл. VII) и на рис. 13.8, С — распределение нормальных перегрузок при посадке (распределение аналогично приведенным на рис. 7.8, однако не совпадает ни с одним из них). В каждом из этих трех случаев распределения состоят из двух различных сово-

купностей, причем из физических соображений можно объяснить, почему именно так должно быть. Следует отметить, что в двух случаях характеристики экстремальных совокупностей нагрузок являются более суровыми, чем можно ожидать на основе экстраполяции распределения малых нагрузок, однако в третьем случае осуществляется обратная ситуация.

Нагрузки, вызванные турбулентностью привлекли очень большое внимание, поэтому количество экспериментальных данных о нормальных перегрузках огромно. Твердо установлено, что имеются различия в условиях атмосферной турбулентности, вызывающих нагрузки, причем распределение нагрузок, связанных со слабой турбулентностью, совершенно отлично от распределения нагрузок, вызванных сильной турбулентностью, например, в грозе. В гл. X было выдвинуто предположение, что повторяемость скоростей порывов, больших данной величины, есть распределение, состоящее из двух экспоненциально убывающих кривых. На рис. 13.8, А представлены данные лишь по восходящим порывам.

Проведено сравнение экспериментальных данных с распределением, представляющим собой сумму двух экспоненциальных распределений. В дополнение к этому оба экспоненциальных распределения показаны также и отдельно. Экстраполяция на нулевую скорость показывает, что 98,4% всех порывов принадлежат к совокупности с менее суровыми характеристиками, в то время как порывы со скоростями более 12,8 м/сек, в основном, принадлежат совокупности с более суровыми характеристиками. За 8 миллионов километров (19 000 летных часов) было зафиксировано 50 порывов со скоростью более 12,8 м/сек. Следует ожидать, что из них только 5 порывов принадлежат к совокупности с менее суровыми характеристиками. Лишь распределение величин скоростей этих 50 порывов представляет интерес для предсказания максимальных скоростей, существенных при проектировании с точки зрения статической прочности. Хотя соответствующим подбором пар экспоненциальных распределений можно обеспечить удовлетворительное согласие с экспериментальными данными, очевидно, что к предсказаниям повторяемости максимальных скоростей можно было бы отнестись с большим доверием, если бы имелись очевидные соображения за то, что 1,6% всех порывов принадлежат к совокупности с более суровыми характеристиками. Для того чтобы проверить достоверность этой цифры, необходимо оценить долю полета в сильной турбулентности по отношению к общему расстоянию. В гл. X было показано, что суммарное количество эффективных порывов, которое самолет встречает при полете в непрерывной турбулентности, в основном связано с характеристиками самолета, хотя величина этих порывов сильно зависит от интенсивности турбулентности. Для самолета, использованного в рассматриваемом эксперименте, это количество состав-

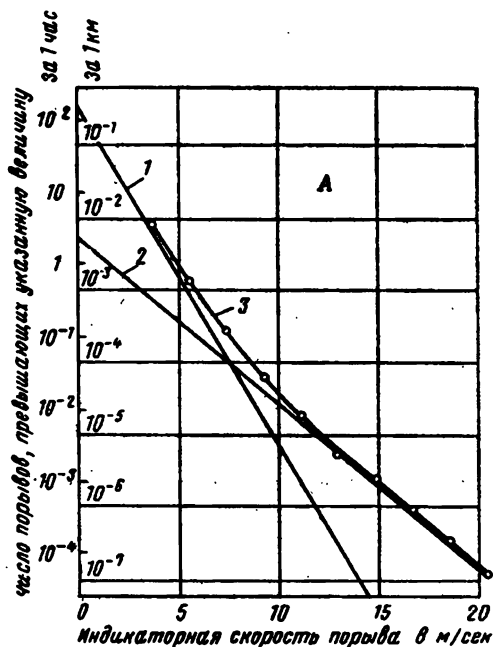
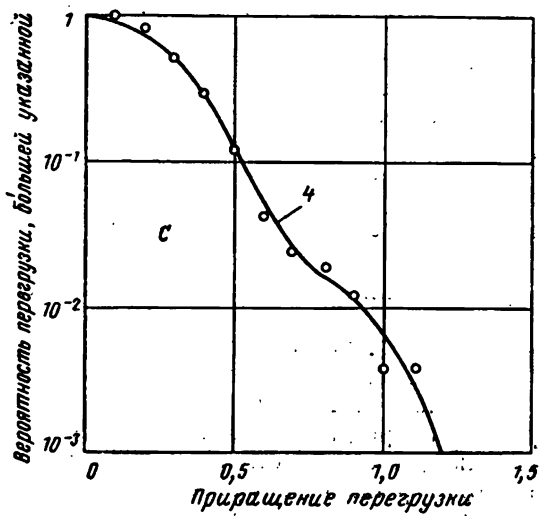
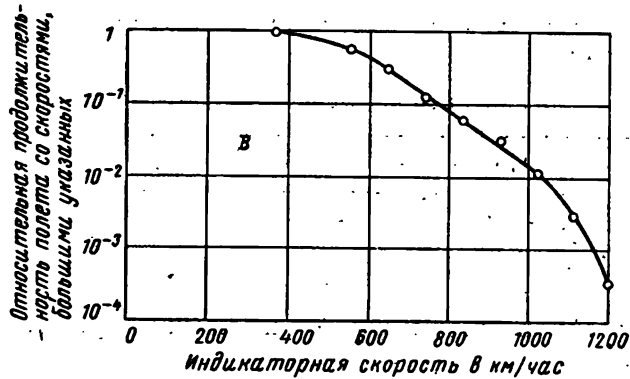


Рис. 13.8. Типичные примеры условий нагружения, состоящих из двух совокупностей:

А—распределение восходящих вертикальных порывов, просуммированное по всем высотам полета за 8 миллионов километров в течение 19000 летных часов. В—относительная продолжительность полетов со скоростями, большими указанными, на истребителях класса F-100 за 6050 летных часов смешанного использования; С—распределение приращений нормальной перегрузки, полученных за 320 посадок турбореактивного самолета,
 1— $150 \cdot 0,984 \exp(-V/0,945)$ порывов за 1 час; 2— $150 \cdot 0,016 \exp(-V/1,89)$ порывов за 1 час; 3— $150[0,984 \exp(-V/0,945) + 0,016 \exp(-V/1,89)]$ порывов за 1 час; 4—а 98% посадок нормальное распределение со средним значением, равным 0,3, и стандартным отклонением, равным 0,16; в 2% посадок нормальное распределение со средним значением, равным 0,94, и стандартным отклонением, равным 0,16;
 ○ — экспериментальные точки



ляет от 2,5 до 3,1 на 1 км пути. Суммарное количество порывов для сильной турбулентности, как видно из рис. 13.8, А, составляет примерно 0,0051 на 1 км пути. Таким образом, доля от общего расстояния, приходящаяся на условия сильной турбулентности, есть число 0,0051, деленное на 2,8, т. е. 0,2%. Эта величина не кажется нереальной для грозowych условий, избежать которые самолет не может.

Результаты измерений продолжительности полета с различными скоростями (см. рис. 13.8, В) дают возможность провести анализ этого распределения на основе рассмотрения двух совокупностей различного типа. Достаточное количество данных для уверенной оценки распределения больших скоростей получено на основе записей в течение 6050 час полета самолета класса F-100. Из графика видно, что доля времени полета на относительно малых скоростях изменяется экспоненциально, начиная со скоростей, выше которых самолет находится половину всего времени полета, и до скоростей, превышение которых происходит в течение 1% времени полета. На скоростях, превышающих 0,8 от расчетной скорости пикирования, виден перелом кривой, правее которого изменение представляется экспонентой с более крутым падением. Физические причины появления этих двух распределений рассмотрены в гл. VIII, где отмечалось, что изменение характера распределения по сравнению с распределением относительно малых скоростей вызвано действиями летчика, сознательно избегающего скоростей, близких к расчетной скорости пикирования. Этот тип распределения отличается от рассмотренного выше в связи с турбулентностью тем, что экстраполяция, основывающаяся на часто встречающемся явлении дала бы более суровые условия нагружения, чем фактически измеренные.

Объем данных о поведении самолета при посадке более ограничен, поэтому при решении вопроса о наличии различных совокупностей условий посадки следует больше полагаться на физические соображения. Основной объем информации, приведенный в гл. VII, показывает, что посадочные и вертикальные скорости самолета в момент приземления и возникающие приращения перегрузок распределены по существу нормально при значениях, превышающих соответствующие медианы. В задачу проектирования входит решение вопроса о том, существует ли группа или группы типов грубых посадок, образующие отдельные совокупности. Характерный пример заимствован из неопубликованных данных NASA и приведен на рис. 13.8, С для иллюстрации задачи, возникающей при определении расчетной нагрузки на основе ограниченного объема данных. Рассмотрены 320 посадок и зафиксированы приращения нормальных перегрузок. Этот частный пример очень похож на результаты, представленные на рис. 7.8, однако не идентичен ни одному из них. Дана вероятность превышения определенных значений прира-

щения перегрузки. Можно видеть, что экспериментальные значения хорошо удовлетворяют распределению, состоящему из двух нормальных распределений: основной совокупности, составляющей 98% общего числа посадок, со средним значением $0,3g$ и стандартным отклонением $0,16g$ и дополнительной, экстремальной совокупности, составляющей 2% суммарного числа посадок и имеющей среднее значение $0,94g$, т. е. $0,3g + (4 \times 0,16)g$, и то же стандартное отклонение. Это явно наводит на мысль о том, что в условиях обычных посадок приращение вертикального ускорения при посадке для любых значений, превышающих $0,3g$, имеет нормальное распределение со средним значением около $0,3g$ и стандартным отклонением около $0,16g$. С точки зрения усталостных нагрузок это распределение является наиболее важным. С точки зрения статических нагрузок совокупность более грубых условий посадки важнее. Пока вообще имеется некоторое сомнение в существовании такой совокупности более грубых условий посадки, так как объем имеющихся экспериментальных данных неизбежно оказывается малым: если основное распределение еще может считаться достаточно представительным, то кривую дополнительного распределения необходимо было бы определить, исходя из 6 посадок. Реально выполненные посадки содержат 8 посадок с приращением перегрузки свыше $0,7$, в шести случаях имеют приращение перегрузки свыше $0,8$, в четырех — свыше $0,9$ и в одном — свыше $1,1$. В основу математического анализа положено предположение, что все посадки с приращениями перегрузок свыше $0,8$, вероятно, принадлежат к экстремальной совокупности и что ни одна из посадок, принадлежащих к этой совокупности, не имеет приращения перегрузки ниже $0,8$. Если грубые посадки рассматривать независимо от основной совокупности, экстраполяция легко может дать величину приращения порядка от $1,1$ до $2g$ в одной посадке из тысячи.

Наилучшим компромиссом является учет экспериментальных точек в районе больших нагрузок и использование основной совокупности посадок в качестве отправной информации. Так как основная совокупность может быть хорошо представлена в виде нормального распределения, достаточно обоснованным является предположение, что и экстремальная совокупность распределена нормально, хотя остаются вопросы, реально ли предположение о неизменной величине рассеивания и может ли быть целый ряд экстремальных совокупностей. Имея в виду скудость информации и учитывая опыт, связанный с другими условиями нагружения, например, атмосферной турбулентностью, мало вероятно, чтобы можно было в качестве основы принять что-нибудь другое, кроме экспериментальной точки, соответствующей приращению перегрузки $0,8$ и некоторого экспоненциального падения кривой для всех больших величин перегрузки. Следует отметить, что скорость этого падения значительно

более важна, чем абсолютное значение вероятности при величине приращения перегрузки 0,8. Кроме того, неважно, можно ли эту кривую нанести на рис. 13.8, С и достаточно гладко стыковать с кривой для основной совокупности посадок, характеристики которых, как отмечалось, являются следствием другого класса условий.

Три примера, представленные на рис. 13.8, могут рассматриваться как типичные для всех внешних условий нагружения. В каждом из примеров было показано, что существуют две совокупности нагрузок, причем экстремальная совокупность, которая представляет основной интерес для проектирования с точки зрения статической прочности, появляется в течение лишь очень малой доли суммарного времени эксплуатации. Распределения вероятностей возникновения нагрузок, принадлежащих этим двум совокупностям, по-видимому, лишь слабо связаны друг с другом, поэтому в каждом случае особое внимание должно быть обращено на важность для целей проектирования из условий статической прочности проведения экстраполяции, исходя из экстремальной совокупности. Более того, в двух примерах из трех было показано, что большие нагрузки из экстремальных совокупностей возникают чаще, чем это можно было бы ожидать, исходя из экстраполяции распределения основной совокупности, хотя в третьем примере большие значения из экстремальной совокупности, наоборот, возникают реже.

Представляется достаточно вероятным, что любые условия нагружения могут быть «расщеплены» на основную и экстремальную совокупности. Имея в виду неизбежную скудость информации об экстремальной совокупности, можно было бы считать приемлемым распределение нагрузок этой совокупности брать нормальным или экспоненциальным, используя инженерную интуицию для решения вопроса о том, какое из них следует принимать для тех или иных конкретных условий нагружения.

§ 13.5. НАДЕЖНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

Целью предлагаемых способов определения надежности конструкций является усовершенствование существующих условных методов без их коренной ломки. При существующем проектировании с целью обеспечения статической прочности выбирается достаточно редко встречающаяся большая нагрузка, которая определяется как эксплуатационная нагрузка. Эта нагрузка умножается на некоторый коэффициент и результирующая величина принимается в качестве расчетной прочности. При проектировании самолетов этот коэффициент, как максимум, обычно имеет величину от $1\frac{1}{3}$ до 2; иногда принимаются большие

значения, например, для герметических кабин, однако почти всегда это является косвенным средством получения удовлетворительной усталостной прочности. Коэффициент, который используется для связи между эксплуатационными нагрузками и расчетной прочностью, сам по себе не является мерой надежности. Действительно, та же самая расчетная прочность может рассматриваться как содержащая сомножителем любой коэффициент, лишь бы только величина, приписываемая эксплуатационной нагрузке, была изменена соответствующим образом. В настоящей работе принимается, что в качестве заданной действующей нагрузки берется нагрузка, возникающая примерно так же часто, как эксплуатационные нагрузки, используемые при общепринятых методах проектирования. Таким образом, шаг вперед заключается в оценке частоты возникновения этой нагрузки и в получении формулы для относительной повторяемости других нагрузок. Надежность конструкции при действии статических нагрузок определяется с использованием следующих трех параметров:

а) действующей нагрузки и частоты ее возникновения совместно с функцией, определяющей относительные частоты возникновения других нагрузок, в особенности, наибольших по величине;

б) средней статической прочности совместно с функцией, определяющей долю конструкций, имеющих другие значения прочности, в особенности, наименьшие по величине;

в) результирующего значения надежности в виде среднего числа часов на одно разрушение.

Действующая нагрузка выбирается близкой к нагрузке, возникающей один раз за срок службы самолета, а частоты возникновения всех других нагрузок определяются относительно действующей нагрузки. Распределение значений статической прочности дается относительно средней прочности. При определении надежности наиболее важным является диапазон между этой действующей нагрузкой и средней прочностью. Даже самая маленькая нагрузка из этого диапазона встречается лишь, примерно, один раз за срок службы самолета, так что наиболее вероятно, что она принадлежит к экстремальной группе любой суммарной совокупности нагрузок. В §13.4 было показано, что характеристики этой экстремальной группы могут быть адекватно отражены нормальным или экспоненциальным распределениями. В § 13.3 было принято, что распределение статической прочности может быть представлено совокупностью основной и слабой групп, каждая из которых распределена нормально.

С целью обеспечения наибольшей свободы выбора типов распределений величин нагрузок и значений прочности, формулы расчета надежности будут даны для всех рассмотренных выше комбинаций; для полноты картины включен в рассмотрение слу-

чай, когда и нагрузки и значения прочности распределены экспоненциально.

Первым рассмотрим случай, когда частота возникновения действующих нагрузок, больших определенного значения, изменяется по экспоненциальному закону и распределение прочности конструкции нормально. Причиной рассмотрения этого случая первым является то, что при его анализе выявляются некоторые интересные физические аспекты проблемы.

В процессе анализа вероятность разрушения определяется как сумма вероятностей разрушения для каждого значения прочности. Математически это то же самое, что и сумма вероятностей разрушения для каждого значения действующей нагрузки, однако физически легче представить разрушение конструкции, вызванное нагрузкой, превышающей ее прочность, чем рассматривать нагрузки, приводящие к разрушению.

Частота появления разрушений определяется как

$$P = \int_{L_A}^{\infty} f_L a_L dL, \quad (13.1)$$

где L_A — наименьшее значение действующей нагрузки, определяемое соответствующей формулой;

P — частота появления разрушений на один час полета;

L — нагрузка;

f_L — частота возникновения на час полета нагрузок, больших чем L ;

$a_L dL$ — доля общего числа конструкций, прочность которых расположена между L и $L + dL$.

В рассматриваемом случае распределения f_L и a_L выражаются в виде

$$f_L = f_0 \exp(-L/\sigma_A), \quad (13.2)$$

$$a_L = \frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(L - L_S)^2}{2\sigma_S^2}\right], \quad (13.3)$$

где f_0 , σ_A , σ_S , L_S — константы; произведение $f_L a_L$ может быть упрощено и выражено в виде

$$f_L a_L = \frac{f_{L_S - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A}}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \exp\left[-\left(L - L_S + \frac{\sigma_S^2}{\sigma_A}\right)^2 / 2\sigma_S^2\right], \quad (13.4)$$

где $f_{L_S - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A}$ есть значение f_L при $L = L_S - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A$.

* В формуле (13.4) английского текста числитель $f_{L_S - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A}$ — опечатка (Прим. перев.)

Соотношение (13.4) выражает плотность распределения значений прочности разрушающихся конструкций. Распределение значений прочности (a_L) нормально со средним значением L_S и стандартным отклонением σ_S . Распределение частот появления разрушений ($f_L a_L$) также нормально со средним значением $L_S - \sigma_S^2 / \sigma_A$ и тем же стандартным отклонением σ_S . Это эквивалентно смещению среднего значения на величину σ_S^2 / σ_A , т. е. средняя прочность разрушающихся конструкций на величину σ_S^2 / σ_A меньше, чем средняя прочность всех конструкций.

Если величины L_A и σ_A таковы, что

$$\frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{L_A} \exp \left[-(L - L_S + \sigma_S^2 / \sigma_A)^2 / 2\sigma_S^2 \right] dL$$

пренебрежимо мало (это обычно справедливо из-за чрезвычайно редкого появления столь малых значений прочности), то

$$P = \int_{L_A}^{\infty} f_L a_L dL = \int_{-\infty}^{\infty} f_L a_L dL = f_{L_S - 0,5\sigma_S^2 / \sigma_A} \quad (13.5)$$

Таким образом, частота появления разрушений равна частоте возникновения нагрузок, больших, чем $L_S - 0,5\sigma_S^2 / \sigma_A$.

Ван дер Нойт [88] детально рассмотрел этот случай и показал, что если имеется ряд конструкций с различными значениями σ_S , все они будут иметь одинаковую частоту разрушений, если только будут одинаковыми величины $L_S - 0,5\sigma_S^2 / \sigma_A$. В настоящей работе обозначения были изменены для удобства сравнения результатов с другими типами распределений нагрузок; в обозначениях Ван дер Нойта

$L_S - 0,5\sigma_S^2 / \sigma_A = 1$ — „стандартная“ нагрузка;

$$\sigma_S = \sigma;$$

$$\sigma_A = 1/\beta;$$

$$\frac{L_S}{L_S - 0,5\sigma_S^2 / \sigma_A} = j.$$

Для характеристики рассеивания вместо величины σ_S им использовалась величина p , которую он определяет следующим образом:

«Если мы подсчитаем число самолетов, прочность которых меньше расчетной, умноженной на величину $(1-p)$, то эти самолеты составляют 1% их суммарного числа».

Это означает, что $p = 2,3\sigma_S$, а так как он рассматривает значения p вплоть до 0,20, это то же самое, что рассмотрение

значений σ_S вплоть до 8,6%. Ван дер Нойтом показано, что при $\sigma_S=8,6\%$ и $\sigma_A=4,3\%$ (т. е. $p=0,20$ и $K=10$, в его обозначениях) $j=1,1$.

Обычно принимается, что металлические авиационные конструкции имеют величину σ_S меньшую, чем половина этого значения. Для величин, равных половине (т. е. $\sigma_S=4,3\%$) и трети (т. е. 2,9%), соответствующие значения j равны

$$j=1,022 \text{ и } 1,015.$$

Инженер интуитивно чувствует, что запас, связанный только с рассеиванием прочности, должен быть много больше, чем 2,2%. Одно из возможных объяснений заключается в наличии слабой и основной групп, как было принято в § 13.2. Пусть слабая группа составляет ε часть общего числа образцов, ее средняя прочность равна $L_S - \lambda\sigma_S$, а стандартное отклонение σ_S то же самое. Тогда соотношение (13.5) запишется как

$$P = (1 - \varepsilon) f_{L_S - 0,5\sigma_S^2/\sigma_A} + \varepsilon f_{L_S - \lambda\sigma_S - 0,5\sigma_S^2/\sigma_A} \quad (13.6)$$

и может быть упрощено, приняв вид

$$P = f_{L_S - 0,5\sigma_S^2/\sigma_A} \left[(1 - \varepsilon) + \varepsilon \exp \left(\frac{\lambda\sigma_S}{\sigma_A} \right) \right] \quad (13.7)$$

или

$$P = f_{L_S - 0,5\sigma_S^2/\sigma_A - \mu\sigma_S}, \quad (13.7A)$$

$$\text{где} \quad (1 - \varepsilon) + \varepsilon \exp(\lambda\sigma_S/\sigma_A) = \exp(\mu\sigma_S/\sigma_A). \quad (13.8)$$

На рис. 13.9 показана относительная доля разрушений образцов слабой группы по сравнению с образцами основной группы для различных значений $\lambda\sigma_S/\sigma_A$ и ε . Рис. 13.10 дает зависимость $\mu\sigma_S/\sigma_A$ от $\lambda\sigma_S/\sigma_A$ для различных ε .

Рис. 13.11 получен на основе рис. 13.10 и показывает зависимость величины $(0,5\sigma_S/\sigma_A + \mu)$ σ_S от $\lambda\sigma_S$ для трех случаев: $\sigma_S/\sigma_A=1/2$, 1 и 2. Принимая в качестве типичного примера $\sigma_S=\sigma_A=4\%$ для случая, когда слабая группа составляет 2% общего числа образцов, среднее значение ее прочности равно 84% (т. е. на $4\sigma_S$ ниже средней прочности основной группы), а стандартное отклонение то же, что и для основной группы, получим необходимое общее увеличение прочности, связанное с ее рассеиванием, на величину 5% (т. е. $1\frac{1}{4}\sigma_S$) вместо 2%,

которое требовалось бы при отсутствии слабой группы; случаи разрушения примерно поровну распределяются между образцами слабой и основной групп. Это изменение не очень велико,

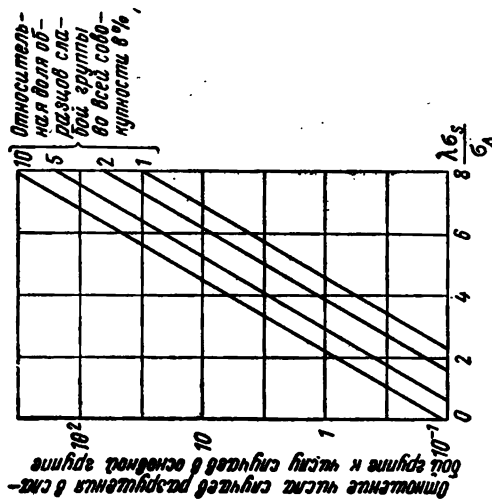


Рис. 13.9. Распределение случаев разрушений между слабой и основной группами.

Повторяемость нагрузок, превышающих L , задается формулой $f_L = f_{\text{exp}}(-L/\sigma_A)$.
Распределение прочности в обеих группах нормально:

L_S — средняя прочность основной группы;
 σ_S — стандартное отклонение основной группы;
 $L_S - \lambda \sigma_S$ — средняя прочность слабой группы;
 σ_S — стандартное отклонение слабой группы.

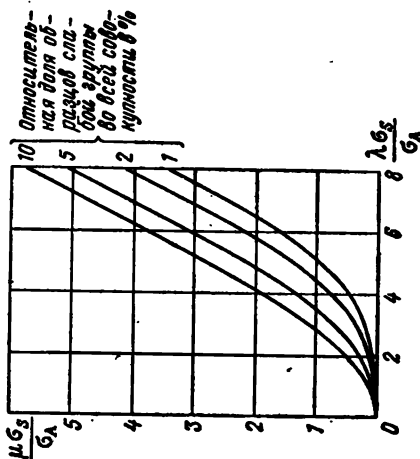


Рис. 13.10. Сравнение величин прочности основной и слабой групп при заданном уровне надежности.

Повторяемость нагрузок, превышающих L , задается формулой $f_L = f_{\text{exp}}(-L/\sigma_A)$.
Распределение прочности в обеих группах нормально:

L_S — средняя прочность основной группы;
 σ_S — стандартное отклонение основной группы;
 $L_S - \lambda \sigma_S$ — средняя прочность слабой группы;
 σ_S — стандартное отклонение слабой группы;
 μ_S — усредненное значение прочности обеих групп, необходимое для компенсации наличия слабой группы.

однако если бы уменьшение повторяемости действующих нагрузок с их ростом происходило в два раза медленнее, то требуемое в связи с рассеиванием увеличение прочности составляло бы уже 12%.

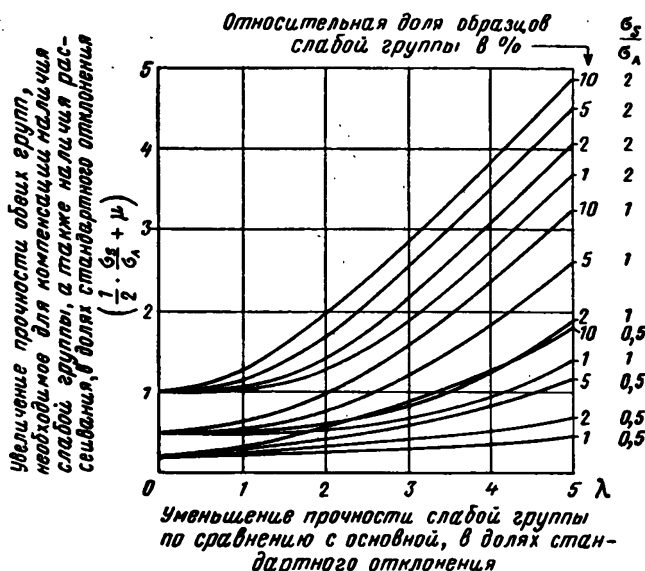


Рис. 13.11. Сравнение величин прочности основной и слабой групп при том же уровне надежности, что и для рис. 13.10, и при значениях σ_s/σ_A , равных 0,5, 1 и 2.

Повторяемость нагрузок, превышающих L , задается формулой $f_L = \bar{f} \exp(-L/\sigma_A)$.

Распределение прочности в обеих группах нормально:

L_S — средняя прочность основной группы;

$L_S - \lambda \sigma_A$ — средняя прочность слабой группы;

σ_S — стандартное отклонение прочности в каждой группе;

$\mu \sigma_S$ — увеличение прочности обеих групп, необходимое для компенсации наличия слабой группы

Проведем сравнение частот появления разрушений со значениями, которые получились бы в предположении других распределений экстремальных значений прочности и нагрузок. Будет рассмотрен случай, когда и нагрузки и прочность имеют нормальное распределение, и случай, когда оба распределения экспоненциальны. Для нормального распределения частота встречи нагрузок, больших данной, определяется как

$$f_L = \frac{2f_{L_A}}{\sigma_A \sqrt{2\pi}} \int_L^{\infty} \exp[-(L - L_A)^2 / 2\sigma_A^2] dL. \quad (13.9)$$

На практике для приближенно нормальных распределений действующих нагрузок наибольшие отклонения от нормальности вероятны в диапазоне значений, меньших L_A ; поэтому вычисления могут быть упрощены за счет раздельного интегрирования по L для значений больших и меньших, чем L_A .

Распределение прочности, как и ранее, остается в виде

$$a_L = \frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \exp \left[- (L - L_S)^2 / 2\sigma_S^2 \right]. \quad (13.10)$$

Частота появления разрушений ($f_L a_L$) уже не подчиняется нормальному распределению. Для расчетов полной частоты появления разрушений нет необходимости определять это распределение, однако такой расчет был проделан для трех примеров с целью сравнения с нормальным распределением. В рассмотренных примерах величины L_S и L_A несколько различаются, однако это не имеет существенного значения и связано лишь с упрощением расчетов. Графики частот появления разрушений приведены на рис. 13.12 для значений $\sigma_S/\sigma_A = 1, 1/2$ и $1/4$ и значений $L_S - L_A = 3,7\sigma_A$; $3,75\sigma_A$ и $3,725\sigma_A$.

В случае если $\sigma_S/\sigma_A = 1$, распределения частот возникновения действующих нагрузок и значений прочности одинаковы, однако из расчета величин прочности разрушившихся конструкций видно, что среднее значение величин статической прочности, при которых происходят разрушения, на величину $0,21\sigma_S$ меньше среднего значения между средней величиной нагрузок и средней величиной прочности. При другом подходе к задаче можно сказать, что среднее значение величин действующих нагрузок, при-

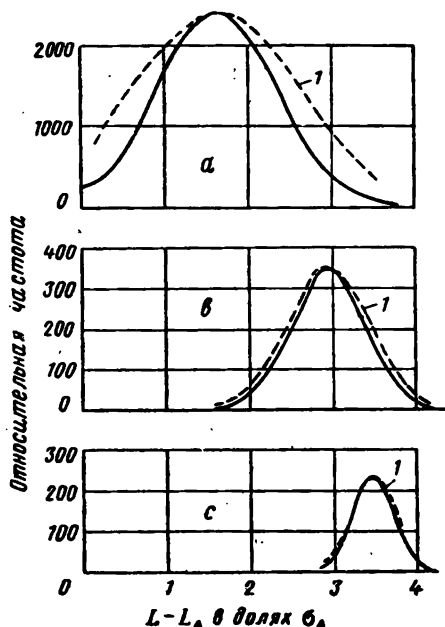


Рис. 13.12. Распределение случаев разрушений при нормальном распределении нагрузок и прочности:

1 — нормальное распределение со стандартным отклонением σ_S ;
а) $\sigma_S = \sigma_A$, $L_S - L_A = 3,7\sigma_A$, вероятность разрушения $44 \cdot 10^{-4} \cdot f_{L_A}$; б) $\sigma_S = 0,5\sigma_A$, $L - L_A = 3,75\sigma_A$, вероятность разрушения $4,0 \cdot 10^{-4} \times f_{L_A}$; в) $\sigma_S = 0,25\sigma_A$, $L_S - L_A = 3,725\sigma_A$, вероятность разрушения $1,5 \cdot 10^{-4} \cdot f_{L_A}$.

L_A — средняя нагрузка;

L_S — средняя прочность;

σ_A — стандартное отклонение величины нагрузок;

σ_S — стандартное отклонение прочности;

f_{L_A} — повторяемость нагрузок, превышающих L_A .

воходящих к разрушению, на $0,21\sigma_s$ больше этого срединного значения; аналогичным образом следует переместить и все остальные значения кривой распределения частот появления разрушений.

Для того чтобы получить полную частоту появления разрушений, нет необходимости проводить численное интегрирование кривых рис. 13.12. Эта частота, как и ранее, дается формулой

$$P = \int_{L_A}^{\infty} f_L a_L dD \approx \int_{-\infty}^{\infty} f_L a_L dL. \quad (13.11)$$

Используя (13.9), (13.10) и (13.11) и проведя замену переменных под интегралом (см. Хилтон и Фейген [42]), получим

$$P = \frac{f_{L_A}}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\tau}^{\infty} \exp(-z^2) dz, \quad (13.12)$$

где

$$\tau = \frac{L_S - L_A}{(\sigma_s^2 + \sigma_A^2)^{1/2}}.$$

Рассмотрим, наконец, такую комбинацию нагрузок и прочности, когда и f_L и a_L являются экспоненциальными распределениями. В этом случае должны быть установлены границы, внутри которых справедливо принятое распределение нагрузок; в противном случае значения повторяемости становятся совершенно нереальными, а интеграл, выражающий частоту возникновения разрушений, стремится к бесконечности. Принято, что этими границами для действующих нагрузок и значений прочности являются соответственно $L = L_A$ и $L = L_S$, причем при значениях нагрузок, меньших L_A , и значениях прочности, больших L_S , соответствующие распределения являются нормальными. Вклад этих частей распределения, по-видимому, мал, однако для проверки справедливости этого предположения их учет при интегрировании целесообразен.

Распределение действующих нагрузок принимает вид

$$\left. \begin{array}{l} \text{для } L < L_A \\ \text{для } L > L_A \end{array} \right\} \begin{array}{l} f_L = \frac{2f_{L_A}}{\sigma_A \sqrt{2\pi}} \int_L^{\infty} \exp[-(L - L_A)^2 / 2\sigma_A^2] dL, \\ f_L = f_{L_A} \exp[-(L - L_A) / \sigma_A]. \end{array} \quad (13.13)$$

Распределение значений прочности запишется

для $L < L_S$

$$a_L = \frac{1}{2\sigma_S} \exp[(L - L_S)/\sigma_S],$$

для $L > L_S$

$$a_L = \frac{1}{\sigma_S \sqrt{2\pi}} \exp[-(L - L_S)^2/2\sigma_S^2].$$

(13.14)

В интервале между L_A и L_S частота появления разрушений определится в виде

$$f_L a_L = \frac{f_{L_A}}{2\sigma_S} \exp\left(\frac{L_A}{\sigma_A} - \frac{L_S}{\sigma_S}\right) \exp\left[-\left(\frac{1}{\sigma_A} - \frac{1}{\sigma_S}\right)L\right]^* \quad (13.15)$$

Это распределение определяет экспоненциальное падение, начиная со значения L_A или L_S , в зависимости от относительной величины σ_A и σ_S , за исключением граничного случая $\sigma_A = \sigma_S$, когда величина $f_L a_L$ остается постоянной в интервале между L_A и L_S .

Частота появления разрушений в интервале между L_A и L_S выразится как

$$P = \int_{L_A}^{L_S} f_L a_L dL$$

и приводится к виду

$$P = \frac{\sigma_A}{2(\sigma_A - \sigma_S)} [-f_{L_A} \exp\{-(L_S - L_A)/\sigma_S\} + f_{L_S}]. \quad (13.16)$$

Если σ_A существенно больше, чем σ_S , это выражение приближенно записывается как $f_{L_S} \sigma_A/2(\sigma_A - \sigma_S)$. При малых значениях σ_S/σ_A очень важным оказывается вклад интегрирования в интервале $L > L_S$ и в этом случае расчет проводится с использованием формулы (13.4). Если σ_S существенно больше, чем σ_A , выражение приближенно записывается в виде

$$f_{L_A} [\sigma_A/2(\sigma_S - \sigma_A)] \exp[-(L_S - L_A)/\sigma_S]$$

и для малых значений σ_A/σ_S становится важным интервал интегрирования $L < L_A$.

В табл. 13.2 приведено распределение разрушений между тремя интервалами:

- разрушения до значения L_A ;
- разрушения в интервале между L_A и L_S ;
- разрушения в интервале за значением L_S .

* Некоторое нарушение симметрии выражения связано с тем, что f есть частота превышения заданного значения L , в то время как $a_L dL$ это доля в интервале dL .

Распределение случаев разрушений

Распределения нагрузок и прочности определяются соотношениями (13.13) и (13.14).

σ_S/σ_A	Прочность разрушившейся конструкции		
	меньше, чем L_A	между L_A и L_S	больше, чем L_S
мало	пренебрежимо мало	50 % разрушений	50 % разрушений
1/4	пренебрежимо мало	60 % разрушений	40 % разрушений
1/2	пренебрежимо мало	72 % разрушений	28 % разрушений
3/4	пренебрежимо мало	86 % разрушений	14 % разрушений
$n-1$	пренебрежимо мало*	100	100
n		$\frac{100}{1+0,52/n}$ % разрушений	$\frac{100}{1+n/0,52}$ % разрушений

В связи с тем, что распределения нагрузок и прочности аналогичны, для случаев, когда σ_S/σ_A больше единицы, можно вместо распределения прочности разрушающихся конструкций определить распределение нагрузок, приводящих к разрушению.

* Пренебрежимо мало при условии, что $\frac{L_S - L_A}{\sigma_A}$ больше, чем $3/n$; в противном случае должно быть использовано соотношение (13.4).

Для того чтобы показать, как могут быть использованы составные распределения нагрузок и значений прочности, рассмотрен численный пример. Взяты условия нагружения, приведенные на рис. 13.8, а прочность выбирается из условия, чтобы для различных распределений частота появления разрушений оказалась равной одному разрушению на 10^7 посадок. В качестве характеристики рассеивания прочности принята величина $\sigma_S = 0,04 L_S$; в случае если допускается наличие слабой группы, принято, что она составляет 2% суммарного числа образцов, имеет среднее значение прочности $0,84 L_S$ и стандартное отклонение $0,04 L_S$.

В табл. 13.3 приведены пять различных случаев. Распределения нагрузок, прочности и частота появления разрушений для каждого из этих случаев показаны на рис. 13.13. В случаях А и Е нагрузки и прочность примерно одинаково важны; в случае С намного более важны нагрузки; отличия случаев В и D от А и С в основном связаны с наличием слабой группы и ее характеристиками. Различие между А и В (12,7%) является значительно более существенным чем между С и D (2,9%). Была проведена грубая оценка порядка величины коэффициента, связывающего действующую нагрузку и расчетную прочность, который следовало бы применить для рассмотренных численных

Таблица 13.3

Характеристики нагружения и прочности, приводящие к величине надежности, равной 10^7 посадок на одно разрушение

Все величины нагрузок и прочности выражены через перегрузки

Случай	Действующая нагрузка	Статическая прочность
A	Нормальное распределение $L_A=1,94$ $\sigma_A=0,16$ $fL_A=0,0083$ суммарного числа посадок	Нормальное распределение $L_S=2,80$ $\sigma_S=0,112$
B	Нормальное распределение, как в случае A	Нормальное распределение $L_S=3,16$ $\sigma_S=0,126$ Слабая группа составляет 2% от общего числа*
C	Нормальное распределение, как в случаях A и B при $L < L_A$; экспоненциальное распределение при $L > L_A$ $L_A=1,94$ $\sigma_A=0,16$ $fL_A=0,0083$ суммарного числа посадок	
D	Как в случае C	Нормальное распределение $L_S=3,95$; $\sigma_S=1,58$ Слабая группа составляет 2% от общего числа *
E	Как в случае C	Экспоненциальное распределение при $L < L_S$; нормальное распределение при $L > L_S$ $L_S=4,10$ $\sigma_S=1,164$

* Среднее значение для слабой группы равно $0,84 L_S$, стандартное отклонение $0,04 L_S$.

примеров при использовании существующих условных методов. Этот коэффициент грубо равен частному от деления среднего значения прочности на величину нагрузки, возникновение которой ожидается один раз на 10^4 посадок (т. е. один раз за срок службы одного самолета). Значения этих эквивалентных коэффициентов оказались равными

для случая A — 1,19
B — 1,35
C — 1,43
D — 1,48
E — 1,53

Если в случаях *A* и *B* рассеивание нагрузок отсутствует, они вырождаются в случаи, приведенные в табл. 13.1, и соответствующие коэффициенты оказываются равными 1,14 и 1,29. В этом предельном случае влияние наличия слабой группы увеличивает указанный коэффициент на 13,1%, в то время как раз-

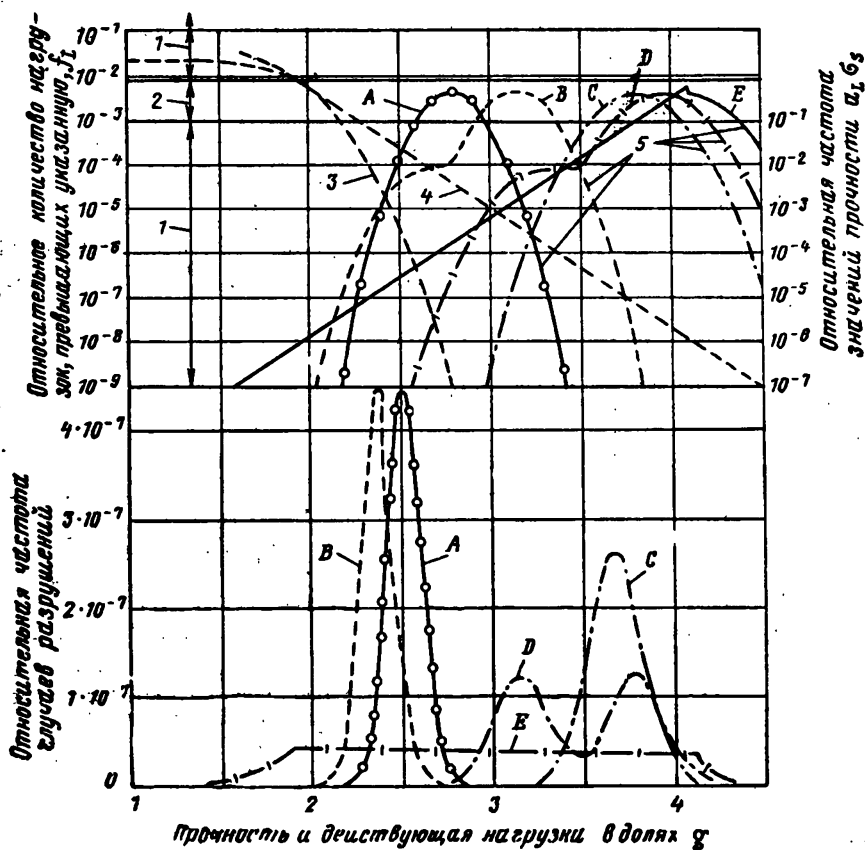


Рис. 13.13. Различные характеристики нагружения и прочности, приводящие к надежности, равной 10 миллионам посадок на одно разрушение: 1—экстраполяция; 2—диапазон имеющихся экспериментальных данных; 3— f_L для случаев *A* и *B*; 4— f_L для случаев *C*, *D* и *E*; 5—величина $a_L \sigma_S$ для отмеченных случаев. Обозначения случаев, как и в табл. 13.3

личие между случаями *A* и *B* составляет 12,7%, а между случаями *C* и *D* — 2,9%. Таким образом, допущение при проектировании наличия слабой группы требует принятия соответствующих мер предосторожности; если максимальная нагрузка известна и она будет возникать на всех экземплярах конструкции,

необходимо иметь 13%-ный запас на допущение слабой группы. Эта величина того же порядка, что и установленный 10%-ный запас, принятый в работе [48] для идеализированного случая, когда и нагрузка и прочность известны абсолютно точно. Если имеется лишь малая вероятность возникновения большой нагрузки, как, например, в случаях *C* и *D*, максимальный запас, связанный с наличием слабой группы, составляет всего лишь 3%.

Рассмотренный пример условий нагружения является типичным для того объема данных, которым примерно можно располагать при оценках статической прочности. Действительно, имеется малая совокупность около 6 грубых посадок, извлеченная из общей совокупности в 320 посадок. Эти 6 посадок, очевидно, на графике повторяемости расположены где-то в районе 10^{-2} , а экстраполяция делается до 10^{-7} . Допущение об экспоненциальном характере падения повторяемости нагрузок с их ростом может основываться на общих соображениях, однако при этом все же должна быть определена величина скорости этого падения. Знание характеристик основной группы посадок здесь очень мало помогает. Что касается распределения прочности, то маловероятно, чтобы когда-либо было получено более 10 экспериментальных значений, даже для основной группы. Если существует слабая группа, доля которой составляет менее 5% суммарного числа образцов, причем неизвестен источник уменьшения прочности, она обоснованно вообще не будет выявлена, если только это не приводит к такой вероятности разрушения, что наличие слабой группы проявится в эксплуатации.

Нет никакой надежды на получение экспериментальных данных, которые позволят определить распределения экстремальных значений, использованные в приведенных выше расчетах, однако есть надежда, по крайней мере для нагрузок, на расширение наших знаний о некоторых совокупностях более суровых нагрузок и на сужение диапазона экстраполяции. В некоторых случаях, например, для турбулентности в грозовых условиях, представляется возможным считать, что измерения действительно получены из экстремальной совокупности нагрузок, которые и будут расчетными. В этом случае экстраполяция происходит в пределах реально имеющихся данных и нет необходимости осуществлять качественный скачок в область другой, еще более экстремальной совокупности.

§ 13.6. УСТАЛОСТНАЯ ПРОЧНОСТЬ

При рассмотрении принципов проектирования с точки зрения статической прочности можно было проводить изучение по трем почти не связанным направлениям: действующие нагрузки, расчетная прочность и надежность. При рассмотрении принципов проектирования с точки зрения усталости возникает значительно больше взаимозависимостей между этими тремя направ-

лениями, так что придется делать постоянные ссылки на эти связи. Основное отличие вызвано кумулятивным влиянием нагрузок на усталостную прочность, в то время как статическая прочность, по-видимому, не зависит от предварительного нагружения. Усталостная прочность конструкции под действием какого-либо определенного типа нагрузки — это такая величина этой нагрузки, которую конструкция может выдержать определенное число раз. Число случаев, когда возникает определенная действующая нагрузка, прямо связано с временем эксплуатации. Таким образом, усталостная прочность должна быть определена для некоторого срока службы конструкции. Смысл принципов проектирования заключается в определении расчетной прочности, обеспечивающей заданный срок службы. Связь между усталостной прочностью и сроком службы позволяет, наоборот, реальному значению прочности ставить в соответствие срок службы при определенных условиях нагружения.

Надежность конструкции под действием переменных нагрузок определяется на основе «истории нагружения» и величин прочности конструкции, необходимых для того, чтобы выдержать эти нагрузки. Принципы проектирования, которые следует использовать для обеспечения надежности при действии переменных нагрузок, будут рассмотрены с целью представления простых формул для нагрузок и значений прочности. Для многих целей эти простые формулы достаточно приемлемы, однако, если требуется, могут быть использованы и более точные соотношения.

Повторяемость многих типов действующих нагрузок может быть представлена в виде сумм, каждый член которых имеет вид

$$E = \alpha \exp(-L/L_{AF}), \quad (13.17)$$

где E — число циклов действующих нагрузок с амплитудой, большей чем $\pm L$, и средней величиной цикла M ;

α , L_{AF} — параметры.

В этой формуле α — это полное число циклов, определяемое экстраполяцией повторяемости нагрузок до амплитуды, равной нулю. Следовательно, эта величина прямо пропорциональна времени. Параметр α будет, как правило, наиболее удобной величиной при определении срока службы конструкции. Для возможности проведения анализа величина прочности также должна быть выражена в виде некоторой формулы. Хэйвуд [41] показал, что для широкого класса конструктивных элементов и значений долговечности N между 10^4 и 10^7 циклов справедливо следующее соотношение

$$N = 10^6 \frac{L_{SF}}{(L - L_{SF})^2}, \quad (13.18)$$

где N — число циклов до разрушения при действии нагрузки с амплитудой $\pm L$ и средней величиной цикла M ;

L_{SF} — константа.

Эта формула, являющаяся частным случаем соотношения, предложенного Вейбуллом [160], и будет использована в настоящей работе. Достоинство этой формулы в простоте определения усталостной прочности на основе единственного параметра L_{SF} . В некоторых случаях как соотношение (13.17), так и (13.18) могут быть заменены более точными формулами. Для одноступенчатого нагружения $M \pm L_1$ с разрушением после N_1 циклов можно считать, что после приложения n_1 циклов используется n_1/N_1 часть срока службы. Если нагрузки различной амплитуды оказывают кумулятивное влияние, то величина $\sum_{r=1}^m n_r/N_r$ будет долей срока службы, использованной совокупностью m различных нагрузок, где n_r — количество приложений r -й нагрузки, вызывающей разрушение после приложения N_r циклов. Если действующие нагрузки в основном имеют одну и ту же величину, такая простая формула является неплохим отражением реальной картины. При анализе в настоящей работе принято, что использование срока службы происходит в соответствии с кумулятивной формулой. В тех случаях, когда возникают серьезные отклонения, к значению срока службы, рассчитанному по этой формуле, следует вводить эмпирические поправки. На практике действующие нагрузки не представляют собой спектр с дискретными уровнями, поэтому в таких случаях следует использовать интегральную форму соотношения. Доля использованного срока службы

$$D = - \int_0^{\infty} \frac{1}{N} \frac{dE}{dL} dL. \quad (13.19)$$

Если действующие нагрузки одного типа, например, выражаемые соотношением (13.17), то основная доля срока службы используется нагрузками, величина которых заключена в узком диапазоне; поэтому следует ожидать, что использование кумулятивной формулы является надежным. Однако для многих конструкций может оказаться необходимым введение поправок на расчетное значение срока службы, учитывающих влияние редко встречающихся относительно больших нагрузок. При подстановке соотношения (13.18) в (13.19) значения интеграла вне диапазона от 10^4 до 10^7 циклов обычно оказываются пренебрежимо малыми; реально действующие нагрузки, вызывающие разрушение, вероятно, вне этого диапазона будут еще меньшими, чем значения, определяемые соотношением (13.17), поэтому расчетная величина соответствующего повреждения будет также пренебрежимо малой.

Из соотношений (13.17), (13.18) и (13.19) получим

$$D = \frac{2\alpha}{10^6} \frac{\exp(-L_{SF}/L_{AF})}{(L_{SF}/L_{AF})^2}. \quad (13.20)$$

На основе формулы (13.20) можно определить момент появления разрушения; это случится тогда, когда доля использованного срока службы окажется равной единице. Отсюда, подстановка в соотношение значения $D=1$ дает величину усталостной прочности конструкции в следующем виде:

$$1 = \frac{2\alpha}{10^6} \frac{\exp(-L_{SF}/L_{AF})}{(L_{SF}/L_{AF})^2} \quad (13.21)$$

В связи с простотой формул, использованных для представления действующих нагрузок и усталостной прочности, срок службы может характеризоваться величиной α , прочность — величиной L_{SF} и нагрузки величиной L_{AF} . Соотношение (13.21) может быть интерпретировано как определение усталостной прочности L_{SF} для срока службы α при действии нагрузок L_{AF} . Если имеется несколько одинаковых конструкций, наблюдается рассеивание их усталостной прочности. По рассеиванию усталостной прочности имеется больше экспериментальных данных, чем для статической прочности; Кепперт и Пейн [54] приводят результаты больших серий испытаний натурных крыльев самолета; каждое испытание осуществлялось при неизменных характеристиках цикла нагружения. Испытания проводились при различных амплитудах цикла нагружения, значения долговечностей получены в диапазоне от $5 \cdot 10^3$ до 10^6 циклов. Для каждого из условий нагружения было использовано соотношение (13.18) и определена величина усталостной прочности L_{SF} ; анализ показал, что для всех уровней нагрузки стандартное отклонение усталостной прочности составляет около 10% средней прочности.

Имеется мало данных, позволяющих определить действительное распределение значений усталостной прочности; в настоящем анализе мы будем основываться на нормальном распределении. Соображения, которые привели к допущению слабой группы при рассмотрении статической прочности, в такой же мере приложимы и к усталостной прочности. Однако важность учета слабой группы при том же уменьшении средней прочности не столь велика, так как рассеивание в усталости много больше, чем в статике.

Если имеется ряд важных с точки зрения усталости условий нагружения, правая часть соотношения (13.21) будет представлять собой сумму членов с различными значениями L_{SF} , L_{AF} и α .

§ 13.7. ДЕЙСТВУЮЩИЕ ПЕРЕМЕННЫЕ НАГРУЗКИ

При обсуждении вопросов усталостной прочности в § 13.6 для определения действующих нагрузок использовалось соотношение (13.17). Соотношение вполне приемлемо для этих целей, однако, остается нерешенным вопрос о рассеивании действующих нагрузок, имеющем место в связи с индивидуальными различиями в эксплуатации различных экземпляров конструк-

ции. Рассеивание будет анализироваться для нагрузок, которые могут быть представлены в виде (13.17), а параметр α будет рассматриваться в качестве меры срока службы. Если возникновение действующей нагрузки, большей некоторой определенной величины, является полностью случайным, распределение количества повторений этой нагрузки за определенное время подчиняется закону Пуассона. Так, если повторяемость нагрузки есть E , то стандартное отклонение относительно E равно $\sqrt{E}$. Буллен [10] показал, что для атмосферной турбулентности можно ожидать рассеивание, соответствующее $4\sqrt{E}$, так как условия турбулентности имеют тенденцию к достаточно тесной корреляции. Для случая атмосферной турбулентности α есть общее число восходящих вертикальных порывов воздуха в течение срока службы самолета. Эта величина зависит от относительной продолжительности полета на различных высотах; некоторое среднее значение α , приведенное на рис. 13.8, А, равно 150 за 1 час, так что $\alpha=10^7$ соответствует, примерно, 65 000 час, что по порядку величины равно времени эксплуатации транспортного самолета. Для условий нагружения, отличных от атмосферной турбулентности, $\alpha=10^6$ или 10^7 дает порядок числа нагрузок в течение срока службы самолета.

Анализ рассеивания действующих нагрузок может быть проведен только на количественной основе. С этой целью приняты типовые условия нагружения, связанные с атмосферной турбулентностью, когда $\alpha=10^7$ и стандартное отклонение для повторяемости нагрузок E равно $4\sqrt{E}$.

Анализ будет проведен для того, чтобы показать, что рассеивание действующих нагрузок пренебрежимо мало, и за этот счет могут быть сделаны значительные упрощения. На основе приемлемых предположений будет установлена верхняя граница рассеивания. Затем будет показано, что даже эта верхняя граница рассеивания оказывает пренебрежимо малое влияние во всех практически важных случаях. Методика определения этой верхней границы проиллюстрирована вначале для типового случая воздействия атмосферной турбулентности. На рис. 13.14 приведены средние условия нагружения, а также условия нагружения, соответствующие отличным от средних на 1, 2 и 3 стандартных отклонения. Эти отличия от среднего столь невелики, что нагрузки пришлось представить в виде двух компонент. Величина нагрузки дана в безразмерной форме как процент от нагрузки, возникающей в среднем 10^4 раз в течение срока службы самолета. Нагрузки, возникающие реже, чем в 10^4 раз, не рассматривались, так как в основе всего анализа, как отмечалось в связи с соотношением (13.18), принято, что доля срока службы, расходуемая за счет этих нагрузок, пренебрежимо мала по сравнению с действием более часто встречающихся нагрузок. Вид распределений действующих нагрузок, получаемых в результате

строгих расчетов рассеивания, неудобен для дальнейших обобщений. Более простая форма может быть получена введением константы σ_{AF} , которая выбирается равной стандартному отклонению от среднего значения для нагрузок, возникающих 10^4 раз. Кривые, выражаемые соотношением

$$E = \alpha \exp[-L/(L_{AFm} \pm r\sigma_{AF})], \quad (13.22)$$

(где r — коэффициент, σ_{AF} — константа, L_{AFm} — среднее значение величины L_{AF}), соответствуют большему рассеиванию, чем

реальное, однако, окажутся вполне приемлемыми. На рис. 13.14 для сравнения с более строгими оценками, соответствующими одному, двум и трем стандартным отклонениям, приведены значения для $r=1, 2$ и 3 .

Простая формула (13.22) выражает все действующие нагрузки через одну единственную нагрузку и добавок, представляющий собой r стандартных отклонений от среднего, а именно $L_{AFm} \pm r\sigma_{AF}$. Графики рис. 13.14 получены для нагрузок от атмосферной турбулентности, однако они с таким же успехом окажутся применимыми и для любых других нагрузок, выражаемых в виде

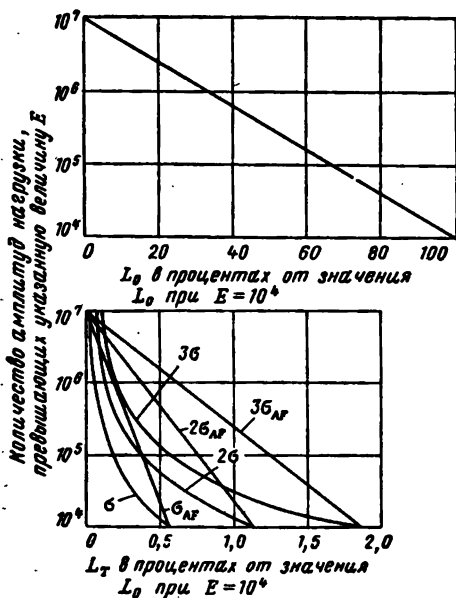


Рис. 13.14. Рассеивание характеристик нагружения, типичных для действия атмосферной турбулентности.

Нагрузки представлены в виде суммы двух компонент L_0 и L_r , где $L_0 = L_{AFm} \ln(E/10^4)$,

L_r — компонента, равная r стандартным отклонениям от L_0 ; $\sigma = 4\sqrt{E}$ — стандартное отклонение для нагрузок от атмосферной турбулентности, по данным Буллена [10]; σ_{AF} — эмпирическая константа, входящая в соотношение (13.22) и определенная в тексте

$$L = L_{AFm} \ln(E/\alpha),$$

где $\alpha = 10^7$ и стандартное отклонение равно $4\sqrt{E}$.

Представляется вероятным, что и для других условий нагружения существует тенденция к корреляции; по-видимому, будет приемлемым допустить, что все условия нагружения имеют столь же тесную корреляцию, что и нагрузки от атмосферной турбулентности. В общем случае рас-

четы могут быть проведены для произвольного значения α ; при этом величина σ_{AF} выразится как

$$\sigma_{AF}/L_{AFm} = \frac{0,0174}{\ln(\alpha/10^4)} \quad (13.23)$$

Таким образом, условия нагружения переменными нагрузками для срока службы, соответствующего величине α , приведены к виду, зависящему от двух коэффициентов L_{AFm} и σ_{AF} ; общее число нагрузок равно α , относительная повторяемость различных нагрузок есть $\alpha \exp(-L/L_{AF})$, где L_{AF} имеет нормальное распределение со средним значением L_{AFm} и стандартным отклонением σ_{AF} . Ясно, что рассеивание действующих нагрузок чрезвычайно мало, однако его важность полностью может быть оценена лишь в сочетании с рассеиванием усталостной прочности. Такой подход имеет также и то достоинство, что рассеивание нагрузок может быть введено как поправка к рассеиванию прочности.

Характеристики усталостной прочности могут быть выражены через два коэффициента: L_{SFm} и σ_{SF} ; долговечность при различных уровнях нагрузок есть $10^6 [L_{SF}/(L - L_{SF})]^2$ [см. соотношение (13.18)], где L_{SF} распределено нормально со средним значением L_{SFm} и стандартным отклонением σ_{SF} . Как видно из соотношения (13.21), усталостный срок службы выражается через величину L_{SF}/L_{AF} . Принято, что как L_{SF} , так и L_{AF} распределены нормально и имеют, соответственно, средние значения L_{SFm} и L_{AFm} , и стандартные отклонения σ_{SF} и σ_{AF} . Распределение отношения L_{SF}/L_{AF} может быть выражено, используя либо работу Джери [30], либо работу Хилтона и Фейгена [42], следующим образом: Относительное число раз, когда величина (L_{SF}/L_{AF}) : $:(L_{SFm}/L_{AFm})$ оказывается меньше x , определяется как

$$\varepsilon = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^a \exp(-0,5z^2) dz, \quad (13.24)$$

где

$$a = (1 - x)/v_S (1 + x^2 v_A^2 / v_S^2)^{1/2};$$

$$v_S = \sigma_{SF}/L_{SFm};$$

$$v_A = \sigma_{AF}/L_{AFm}.$$

Таким образом, распределение отношения прочности к действующей нагрузке такое же, как распределение самой прочности со стандартным отклонением, умноженным на коэффициент $(1 + x^2 v_A^2 / v_S^2)^{1/2}$. Для величин прочности, меньших среднего зна-

чения, x не превышает единицу, так что подстановка $x=1$ и величины σ_{AF}/L_{AFm} из соотношения (13.23) дает верхнюю границу коэффициента в виде

$$\left\{ 1 + \left[\frac{0,0174}{v_s \ln(\alpha/10^4)} \right]^2 \right\}^{1/2}.$$

Эта верхняя граница представлена на рис. 13.15 для значений α , больших чем 10^5 . Можно видеть, что ошибка в прочности,

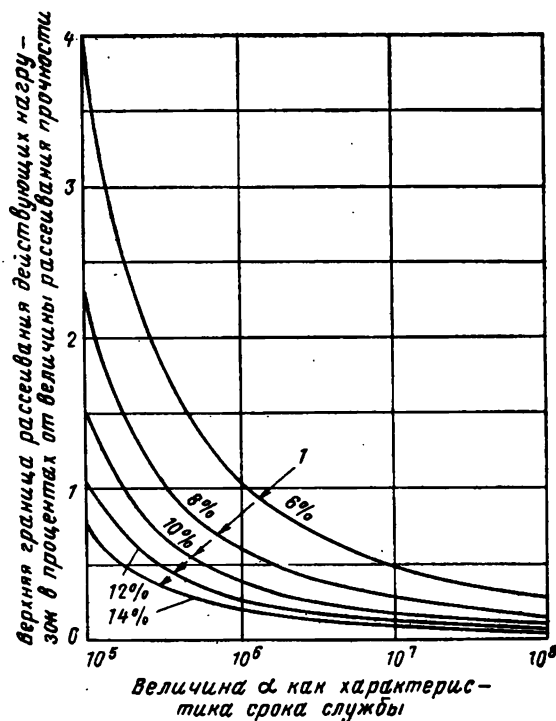


Рис. 13.15. Верхняя граница рассеивания действующих переменных нагрузок:

l — стандартное отклонение прочности

если пренебречь рассеиванием действующих нагрузок, меньше, чем 1% от рассеивания прочности почти во всем рассмотренном диапазоне, который наверняка включает в себя большинство практически важных случаев. Так как использованное математическое упрощение приводит к большим значениям рассеивания по сравнению с реальным, рассеивание нагрузок тем более ничтожно и им следует пренебречь; однако, если есть подозрения, что оно может в некоторых исключительных случаях оказаться важным, на основе изложенного выше можно использовать непосредственно соотношения (13.21) и (13.24). Очень

вероятным может быть случай, когда окажутся важными условия, при которых нагрузка возникает реже, чем 10^4 раз; в этом случае должна быть пересмотрена также и формула для значений прочности.

§ 13.8. НАДЕЖНОСТЬ КОНСТРУКЦИИ ПРИ ДЕЙСТВИИ ПЕРЕМЕННЫХ НАГРУЗОК

При расчете надежности конструкций с точки зрения статических нагрузок можно рассматривать действующие нагрузки и статическую прочность конструкции независимо друг от друга; надежность достигается обеспечением пренебрежимо малой вероятности того, что действующая нагрузка превышает прочность. В явлении усталости прочность есть функция действующих нагрузок, и если не установлен определенный срок службы, большое количество действующих нагрузок всегда окажется достаточным, чтобы, в конце концов, разрушить конструкцию. Надежность может быть достигнута одним из двух практических путей. Либо запас между числом действующих нагрузок и числом нагрузок, которое конструкция может выдержать, принимается достаточно большим, либо, наоборот, может быть допущено местное разрушение конструкции, однако при этом сохраняется «статическая» надежность на основе соответствующей остаточной прочности.

Если надежность достигается путем обеспечения запаса между действующими нагрузками и прочностью, то, по существу, этот случай аналогичен обеспечению надежности по статической прочности. Каждая конструкция будет иметь запас прочности по сравнению с нагрузками, действующими на нее в течение ее срока службы. Для «средней» конструкции при «средних» нагрузках этот запас при обычном для авиации проектировании имеет величину порядка 50% как для статической, так и для усталостной прочности. Этот факт до некоторой степени случайность, так как условия статической прочности обычно связаны с большим рассеиванием нагрузок и малым рассеиванием прочности, в то время как условия усталостной прочности связаны с малым рассеиванием нагрузок и большим рассеиванием прочности.

Соотношение (13.24) получено для того, чтобы показать относительные величины рассеивания нагрузок и прочности. По существу же соотношение определяет долю конструкций, прочность которых меньше действующих нагрузок, и может также быть использовано для определения непосредственной меры надежности. Распределение является нормальным и поэтому надежность может быть достигнута путем выбора величины, меньшей среднего значения на такое число стандартных отклонений параметра σ , что это приведет к пренебрежимо малой вероятности разрушения. В общем случае рассеивание действующих на-

грузок пренебрежимо мало, так что число стандартных отклонений параметра a эквивалентно такому же числу стандартных отклонений усталостной прочности. Количественное выражение вероятности разрушения — это доля разрушающихся конструкций, однако оценка надежности требует знания того, как часто они разрушаются. Частота разрушений возрастает по мере расходования срока службы и достигает своего максимального значения в конце этого срока.

Надежность по условиям усталостной прочности достигается обеспечением того, чтобы численное значение количества часов на одно разрушение было высоким в конце срока службы конструкции.

Значения надежности могут быть определены по соотношениям (13.21) и (13.24). Типичная величина рассеивания прочности составляет 10%, так что запас, соответствующий четырем стандартным отклонениям, эквивалентен коэффициенту $1\frac{2}{3}$ по

отношению к прочности или, как может быть показано на основе соотношения (13.21), коэффициенту 4 по отношению к долговечности. Теоретическое значение вероятности разрушения конструкции при этом равно $3 \cdot 10^{-5}$; для расчетного срока службы, равного 10 000 час, частота предполагаемых разрушений равна нулю в начале эксплуатации конструкции и возрастает до значения $2,5 \cdot 10^7$ летних часов на одно разрушение к концу расчетного срока службы в 10 000 час.

Усталостные разрушения существенно отличаются от статических тем, что им в значительно большей мере присуще качество не приводить к немедленной катастрофе. С другой стороны, это намного более коварный вид разрушения, дающий мало указаний на то, что условия нагружения близки к тем, которые приведут к разрушению.

Статическая нагрузка, несколько меньшая предельной прочности, обычно вызывает видимые деформации; такое событие является предупреждением того, что действующие нагрузки, по-видимому, были больше предполагавшихся, или расчетная прочность была меньше. Это явление представляет собой гарантию от возможных ошибок или незнания. В вопросах усталости преждевременное разрушение обычно связано с разрушением одного из элементов конструкции, поэтому при правильном конструировании, насколько возможно, делается попытка использовать несколько элементов для передачи жизненно важных нагрузок, даже если конструкция такова, что усталостное разрушение не должно произойти.

В тех случаях, когда усталостные разрушения не приводят к немедленной катастрофе, надежность не связана прямо с запасами прочности. В определенных случаях, однако, конечно, не во всех, усталостное разрушение может быть обнаружено при осмотрах. Если разрушение всегда обнаруживается сразу же

после посадки самолета, и если самолет с разрушенным элементом сохраняет целиком расчетную статическую прочность, надежность обеспечивается. Этот случай осуществлялся для некоторых старых бипланов, которые должны были сохранять расчетную статическую прочность при разрыве любой из расчалок, соединяющих крылья. Конструкции современного самолета не всегда так легко осматриваются, тем не менее, если они сохраняют целиком свою расчетную статическую прочность после частичного усталостного разрушения, «статическая» надежность сохранена. «Усталостная» надежность уменьшается лишь постольку, поскольку время, требуемое для возникновения других разрушений может стать меньшим, чем оно было бы при отсутствии разрушения. Так как усталостное повреждение носит кумулятивный характер, эти последующие условия могут быть учтены при проектировании требованием того, чтобы конструкция была в состоянии выдерживать эти дополнительные нагрузки в течение периода, не* меньшего, чем максимальное время, в течение которого разрушение может оставаться невыявленным.

Продолжительность периода времени, в течение которого разрушение остается невыявленным, зависит от многих факторов, в том числе от методов контроля и доступности для него мест конструкции, причем период между осмотрами не обязательно соответствует верхней границе по времени. Если, однако, время существования невыявленного разрушения может быть как-то оценено, оказывается возможным использовать эту информацию при проектировании. В этом последнем случае одним из условий при проектировании может быть время, в течение которого самолет, имеющий усталостное повреждение, но целиком сохранивший расчетную статическую прочность, должен выдерживать дополнительные переменные нагрузки.

В процессе осмотров определенной части конструкции появляется информация о частоте разрушений этой части конструкции в эксплуатации. Отсюда оказывается возможным для любого момента времени оценить среднее число самолетов, находящихся в поврежденном состоянии, так что, если известна величина остаточной прочности, для рассматриваемой группы самолетов данного типа может быть установлено численное значение надежности. При анализе надежности для статической прочности в § 13.5 было принято, что имеется определенное число самолетов с различными значениями прочности и что значение, приписываемое надежности, есть среднее число разрушений среди всех самолетов. С математической точки зрения можно сохранить то же значение надежности, даже умышленно увеличив долю конструкций, прочность которых ниже средней, однако

* В оригинале слово «не» отсутствует, что, по-видимому, является опечаткой. (Прим. перев.)

при этом прочность остальных конструкций должна соответственно увеличиться. Целью методов контроля должно быть выявление ослабленных конструкций (т. е. имеющих разрушения) и их замена. При решении вопроса о том, до какой степени допустимо повреждение самолета в эксплуатации, необходимо следить за тем, чтобы не был нарушен основной принцип проектирования, а именно: каждый самолет должен быть надежным; никогда не следует успокаиваться, если прочность хотя бы одного конкретного самолета ниже стандарта, а прочность остальных в серии намного выше.

13.8.1. Допустимая остаточная прочность после усталостного разрушения

На основе анализа общих принципов, учитывающих наличие допустимых усталостных разрушений, будет грубо показано, до какой степени может быть допущено развитие процесса уменьшения остаточной прочности. Два парка самолетов, один, имеющий среди своих самолетов некоторое число машин с усталостным повреждением, и другой, в котором нет поврежденных самолетов, могут иметь одинаковые численные значения надежности при условии, что средняя прочность самолетов из парка поврежденных машин в начале эксплуатации выше. Даже если повреждение не очень велико, весь риск почти целиком концентрируется на самолете, подвергшемся повреждению, и мы не погрешим против общности и физического смысла, если предположим, что так оно и есть. Таким образом, если в парке самолетов существует доля ϵ поврежденных машин, причем степень их повреждения одинакова, то вероятность разрушения каждого из поврежденных самолетов в $1/\epsilon$ раз больше вероятности разрушения каждого из самолетов другого парка. Хотя и справедливо утверждение о том, что пренебрежимо малая величина может быть умножена на малое число и остаться пренебрежимо малой, это не может продолжаться бесконечно; поэтому должно быть обращено внимание на то, чтобы вероятность разрушения поврежденного самолета оставалась пренебрежимо малой. Вероятность разрушения будет увеличиваться по мере уменьшения прочности, вызванного усталостным разрушением, причем остаточная прочность, которую необходимо сохранить, зависит от вероятности разрушения, в свою очередь, связанной с допустимой величиной ϵ . Для использования изложенной ниже методики необходимо с каким-то уровнем доверия достаточно точно знать действительную величину ϵ . В общем случае для малых значений ϵ эта точность не так уж велика и уже это будет ограничивать используемый метод в тех случаях когда вероятность разрушения отдельного самолета не может рассматриваться как пренебрежимо малая.

Явление, которое необходимо исследовать, состоит из двух этапов. На первом этапе некоторые самолеты получают усталостное повреждение, на втором этапе эти самолеты с их остаточной прочностью подвергаются действию всех обычных полетных нагрузок. Для первого этапа могут быть использованы соотношения (13.21) и (13.24), определяющие частоту, с которой разрушались бы части самолета из-за усталости. Так как надежность поврежденного самолета сравнивается с надежностью неповрежденного, необходимо иметь формулу для относительной частоты возникновения статических нагрузок, кстати, совсем не обязательно связанных с теми условиями нагружения, которые вызвали усталостное повреждение. Так как речь идет лишь об относительной частоте возникновения нагрузок, причем важен достаточно узкий их диапазон, можно воспользоваться простой формулой (13.2).

В § 13.5 было показано, что если повторяемость на час полета нагрузок, больших L , определяется этим соотношением, то число разрушений P на час полета в парке самолетов, имеющем нормальное распределение прочности со средней прочностью L_S и стандартным отклонением σ_S , выражается в виде части формулы (13.4):

$$P = f_{L_S - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A}$$

Таким образом, если имеется парк самолетов с тем же стандартным отклонением прочности, причем часть конструкций ϵ имеет прочность $L_S - \mu\sigma_A$, а прочность остальной части $1 - \epsilon$ равна $L_S + \lambda\sigma_A$, то число разрушений P_D на час полета будет

$$P_D = \epsilon f_{L_S - \mu\sigma_A - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A} + (1 - \epsilon) f_{L_S + \lambda\sigma_A - 0.5\sigma_S^2/\sigma_A} \quad (13.25)$$

Если число разрушений в двух парках самолетов одинаково, то $P_D = P$ и правые части соотношений (13.25) и (13.4) могут быть приравнены друг другу. Используя соотношение (13.2), можно упростить это равенство и привести его к виду

$$\exp \lambda - 1 = \epsilon [\exp \mu - 1]. \quad (13.26)$$

Это соотношение иллюстрируется рис. 13.16, показывающим увеличение статической прочности неповрежденных самолетов, необходимое для компенсации уменьшения статической прочности других самолетов, составляющих различную долю их общего числа. Как из соотношения (13.26), так и из графика видно, что начиная с определенного уровня усталостного повреждения, любое дальнейшее падение усталостной прочности должно компенсироваться таким же увеличением начальной статической прочности. В предельном случае, когда повреждены все самолеты, остаточная прочность должна быть такой же, как прочность парка неповрежденных самолетов. Таким образом, независимо от того, насколько прочной конструкция была

вначале, для остаточной прочности существует максимальное допустимое падение прочности по сравнению с ее исходным расчетным значением, и коль скоро какая-то известная часть конструкций подверглась повреждению, их остаточная прочность должна быть больше некоторой соответствующей определенной величины. Этот случай и будет исследоваться в дальней-

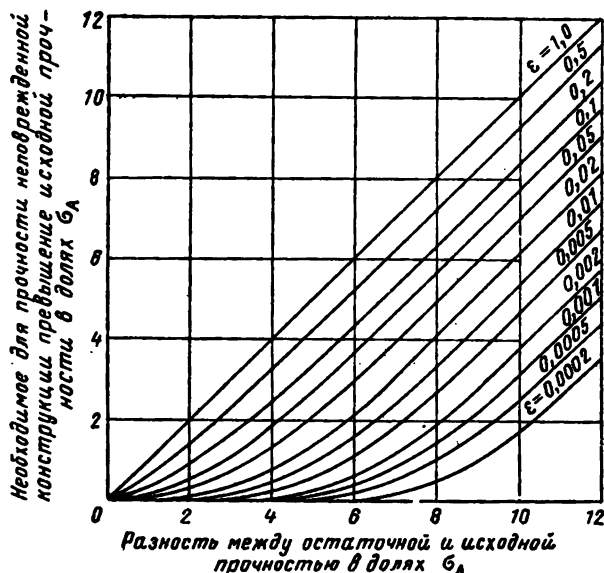


Рис. 13.16. Зависимость необходимой величины статической прочности неповрежденной конструкции от остаточной прочности после усталостного повреждения для обеспечения одинаковой общей надежности парка самолетов:

ε —относительное число самолетов парка, имеющих усталостное повреждение; $f_0 \exp(-L/\sigma_A)$ —повторяемость нагрузок, превышающих L , где f_0 и σ_A —константы

шем, так как это эквивалентно рассмотрению уровня риска для конструкций, имеющих усталостное повреждение, независимо от других факторов, т. е. путь, в основном, тот же, что и при независимом анализе статической прочности, проведенном в § 13.5. С учетом этого упрощения соотношение (13.26) переходит в

$$\varepsilon = \exp(\lambda - \mu). \quad (13.27)$$

Из соотношений (13.21), (13.24) и (13.26) можно определить число разрушений, которые произойдут через различные периоды времени, а также величину остаточной прочности, которую необходимо сохранить в этих поврежденных конструкциях, если ни одна из них не ремонтируется или не заменяется в экс-

плуатации. На рис. 13.17 приведены значения допустимой разности между остаточной и расчетной статической прочностью в зависимости от срока эксплуатации, выраженного через средний срок службы рассматриваемой части конструкции. (Если бы рассеивание действующих нагрузок не было пренебрежимо малым, срок службы оказалось бы необходимым выражать в часах.) Одной из первых трудностей, которые встречаются при

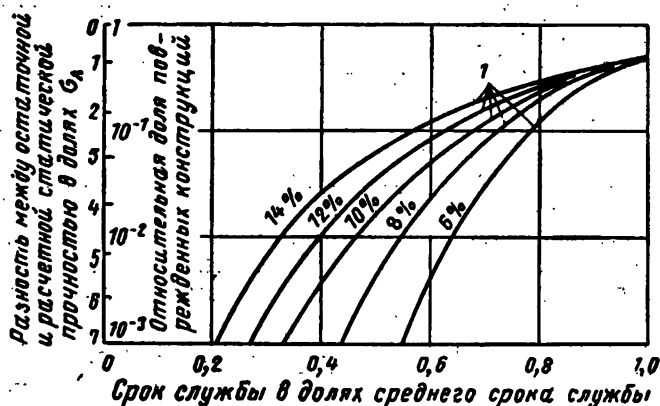


Рис. 13.17. Зависимость количества разрушений и величины допустимой остаточной прочности от срока службы в случае, когда замена частей конструкции в эксплуатации не производится:

1 — стандартное отклонение усталостной прочности

использовании этого графика, является вопрос о том, какую величину следует приписать расчетной статической прочности, так как она не должна включать в себя избыток прочности, введенный для повышения усталостного сопротивления. Другим важным моментом является рассеивание срока службы отдельных экземпляров конструкции. Так как допускаются самолеты с пониженной прочностью, действительная величина рассеивания должна быть известна достаточно точно; в то время как при проектировании (с точки зрения статической или усталостной прочности) с целью недопущения разрушений, конструкция, у которой случайно рассеивание оказалось много меньше предполагаемого, будет иметь избыток надежности, «усталостное» проектирование, допускающее разрушения, в этом случае приведет к более длительному периоду до момента появления разрушений, но с последующими разрушениями, появляющимися с большой частотой, а следовательно, соответствующим уменьшением безопасности для парка самолетов в целом. Следующей трудностью является установление численного значения надежности.

Приведенные на графике значения остаточной прочности обеспечивают одинаковую статическую надежность группы конструкций, взятой в целом, независимо от доли поврежденных конструкций. Это означает скорее обеспечение надежности в данный момент времени, чем обеспечение средней надежности в течение всего срока службы, однако отличие расчетной прочности, необходимой для обеспечения средней надежности в течение всего срока службы, не очень велико по сравнению со значением, которое определяется по формулам, использованным в настоящем анализе.

В тех случаях, когда действующая нагрузка известна с большой точностью, например, избыточное давление в герметической кабине, σ_d мало, а следовательно, мало и допустимое падение остаточной прочности. Если σ_d равно нулю, нельзя допускать никаких разрушений, которые приводят к остаточной прочности ниже статической расчетной; это согласуется с обычной инженерной практикой. Для большинства условий нагружения величина σ_d — порядка 4% расчетной статической прочности, так что при повреждении половины парка самолетов их остаточная прочность может быть допущена на 3% ниже статической расчетной; порядок этой величины соответствует тому незначительному повреждению, которое более или менее четко допускается почти во всей инженерной практике.

13.8.2. Осмотры и надежность

На рис. 13.17 показана доля конструкций, в которых будут возникать усталостные повреждения по мере увеличения нагрузки. Если в эксплуатации никаких замен не проводится, то среди конструкций, имеющих приведенную на графике усталостную прочность, доля поврежденных конструкций соответствовала бы рис. 13.17. Этот график показывает также зависящую от доли поврежденных конструкций величину остаточной прочности, которая должна быть достигнута для обеспечения того, чтобы надежность не упала ниже расчетного уровня. Таким образом, если для конструкции, содержащей ряд частичных усталостных повреждений, известна величина остаточной прочности, то определяется и доля конструкций, для которых допустимы такие повреждения. На графике для различных величин стандартного отклонения усталостной прочности приведены также допустимые значения срока службы. Если предполагается, что все части конструкции, которые могут оказаться поврежденными, заменяются в эксплуатации при некотором значении срока службы без предварительного осмотра, то необходимо ввести запас для того, чтобы избежать ошибок, связанных с возможным превышением допустимой доли поврежденных конструкций. Если же расположение элемента в конструкции таково, что возможен осмотр района конструкции, где ожидается появ-

ление повреждения, то доля поврежденных конструкций могла бы поддерживаться на уровне, не превышающем заданный, путем периодических осмотров и последующей замены или ремонта частей конструкции, в которых обнаружено повреждение. Здесь идет речь об осмотрах, которые могли бы применяться для определенных частей конструкции с целью выяснения, появились ли усталостные повреждения, возможность которых была известна заранее. Таким образом, они являются дополнительными к установленным общим осмотрам конструкции, направленным на выявление износа, непредвиденных усталостных или случайных повреждений; эти общие осмотры полезны для повышения надежности, однако этот вопрос не является предметом рассмотрения в настоящей работе.

Для того чтобы методика осмотров была эффективной с точки зрения выявления доли определенных частей конструкции, получивших повреждение, необходимо достаточно хорошо знать, с какой частотой появляются повреждения и, соответственно, выбрать период между осмотрами. Если эта частота точно не известна, необходимо сократить период между осмотрами, компенсируя возможные ошибки.

Требуемое количество осмотров будет расти при увеличении допустимой величины снижения прочности. Это вызвано двумя причинами. Во-первых, становится меньше допустимая доля конструкций, которые могут иметь повреждения; во-вторых, становится больше ошибка, которая может возникнуть при определении этой доли.

Первый шаг при оценке требуемого количества осмотров может быть сделан на основе полученного по рис. 13.17 среднего количества разрушений, которые могли бы появиться к моменту осмотра. На рис. 13.18 показаны значения среднего количества разрушений, которые могли бы быть выявлены при периодических осмотрах всего парка самолетов; данные приведены для различных интервалов времени между осмотрами, причем эффективность осмотров принимается сто процентной; рис. 13.18, A, B и C относятся к значениям стандартного отклонения, равным, соответственно, 8, 10 и 12% от прочности. Графики такого типа показывают, когда следует ожидать первые разрушения в парке, состоящем из заданного числа самолетов, а также могут быть использованы с целью контроля того, является ли число осмотров достаточным для поддержания количества поврежденных конструкций в парке в любой момент времени ниже расчетного уровня. Если бы эта информация стекалась в некоторый центральный орган, оказалось бы возможным рассматривать парк самолетов как полное число эксплуатирующихся конструкций определенного типа, а не только как группу самолетов, эксплуатирующихся на одной линии.

Использование этих графиков связано с рядом трудностей. Все сроки службы выражены через средний срок службы рас-

смаатриваемой части конструкции. Достаточно хорошую оценку дают лабораторные испытания типичных образцов, однако для определения периодов между осмотрами следует использовать надежную величину. Дать определенный рецепт, каким образом

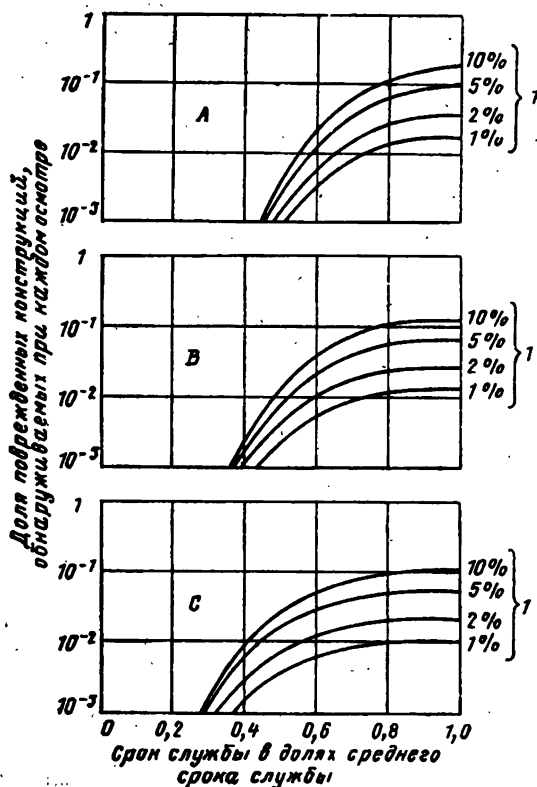


Рис. 13.18. Среднее число разрушений, обнаруживаемых при 100%-ной эффективности осмотров через различные периоды времени:

l — период между осмотрами в процентах от среднего срока службы;
 А — стандартное отклонение усталостной прочности равно 8%;
 В — стандартное отклонение усталостной прочности равно 10%;
 С — стандартное отклонение усталостной прочности равно 12%

надежно учесть рассеивание, не представляется возможным. Например, если стандартное отклонение усталостной прочности конструкции составляет 10%, при малых величинах сроков службы более надежно предположить, что стандартное отклонение равно 12%, а при больших величинах сроков службы — 8%.

Для эффективного использования системы осмотров на практике необходима четкая фиксация значений сроков службы,

при которых были обнаружены поврежденные части конструкции. Более того, должна быть оценена и возможность невыявления существующего разрушения при осмотре.

Для любой конкретной части конструкции может быть сделана оценка суммарной стоимости обеспечения надежности на основе системы осмотров. Стоимость окажется ограничительным фактором при слишком сильном уменьшении величины остаточной прочности; в количественном выражении это, конечно, зависит от соотношения между потерями в весовой отдаче самолета и возрастающей стоимостью заменяемых частей конструкции, а также от сложности системы осмотров. Имеется еще один ограничительный фактор для количества осмотров, даже если оно оказалось выгодным. Проиллюстрируем его на основе анализа случая, когда распределение прочности известно совершенно точно; при этом мы не потеряем в общности, хотя на практике необходимо учитывать возможные ошибки. Пусть парк состоит из N_A самолетов, а P_A — это доля конструкций, на которых обнаружены повреждения при осмотре; тогда общее количество поврежденных самолетов должно быть равно $P_A N_A$. На основе значения $P_A N_A$ может быть сделана оценка минимальной величины, которую можно приписать P_A . Кривые рис. 13.18 дают зависимость средней величины P_A от различной продолжительности периода между осмотрами для ряда определенных значений усталостной прочности. Можно провести интерполяцию для средних значений P_A на любые другие заданные величины периодов между осмотрами (которые могут меняться) и усталостной прочности. $P_A N_A$ это среднее число самолетов, на которых обнаруживаются повреждения при каждом осмотре. Среднее число поврежденных самолетов, меньшее единицы, особого смысла не имеет, так что величины P_A , меньшие чем $1/N_A$, рассматривать не следует. Даже если $P_A N_A = 1$, фактическое количество поврежденных самолетов, обнаруженных при осмотре, может оказаться очень различным, а следовательно, и величина риска для всего парка в целом также окажется различной. Значения $P_A N_A$ порядка 10 (т. е. $P_A = 10/N_A$) приводят к значительно большей устойчивости и, вобщем говоря, являются более предпочтительными. В разд. 13.8.1 было показано, что величина риска для всего парка самолетов почти целиком сосредоточена среди поврежденных самолетов. Если число самолетов одного типа велико, было бы очень нежелательно создавать умышленно конструкцию, когда величина риска, относящаяся ко всему парку самолетов, сконцентрировалась бы на единственном самолете, который оказывается поврежденным в какой-то случайный момент времени. Более того, оставалось бы чувство, что величина этого риска для одного самолета может и не оказаться пренебрежимо малой. Если остаточная прочность после повреждения такова, что допустимое количество разрушений на каждый осмотр равно 10, весь риск в среднем распределился бы между

10 самолетами. В этом случае маловероятно, чтобы число самолетов одной и той же конструкции было бы когда-либо так велико, что риск, которому подвергается поврежденный самолет, перестал быть пренебрежимо малым.

§ 13.9. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБУЕМОЙ РАСЧЕТНОЙ ПРОЧНОСТИ

Развитые выше принципы показывают, как определять расчетную прочность, однако остается проблема, как ее можно обеспечить. В принципе обычно применяются определенные запасы, связанные с возможными ошибками или незнанием, однако на практике существенным моментом является тенденция к уменьшению этих запасов при наличии уверенности, что они окажутся достаточными в каждом конкретном случае. Например, если имеются два источника возможных ошибок, которые на определенном этапе проектирования возникают всегда совместно, следует учитывать максимальную возможную ошибку комбинации, а не произведение двух максимумов, взятых раздельно. Типичным примером является определение температуры конструкции, вызванной аэродинамическим нагревом. Максимальная температура, которая может быть достигнута, есть результат совместного влияния скорости полета и температуры окружающей среды, однако характеристики двигателей таковы, что при более высокой внешней температуре максимально достижимая скорость меньше, чем ее величина при более низких значениях температуры окружающей среды.

Что касается нагрузок, то возможные ошибки как при определении суммарного нагружения, так и при оценке распределения нагрузок по элементам конструкции. Одно из сомнений, которое всегда существует на этапе проектирования, связано с тем, что величины нагрузок являются экстраполяцией либо данных, полученных на других самолетах, либо результатов испытаний в аэродинамических трубах, либо расчетов. Принятые величины действующих нагрузок, вообще говоря, должны быть наилучшими оценками по всему комплексу источников информации с соответствующими запасами на возможные ошибки. Запасы могут быть уменьшены, как только самолет начинает летать и появляются результаты измерений; в особенности это относится к переменным нагрузкам.

Что касается прочности, то возможные ошибки связаны с напряженным состоянием конструкции, свойствами материала, технологией изготовления, износом в эксплуатации и случайными повреждениями. Принимая соответствующие запасы, в итоге можно определить расчетную прочность для новой конструкции или для конструкции, эксплуатирующейся в особых условиях, например, при интенсивной коррозии или в условиях нагрева.

В изложенном выше анализе статическая прочность определялась в виде средней прочности и распределения значений прочности относительно этой средней. Если прочность определяется расчетом, то принимаются допущения, которые направлены на обеспечение уверенности в том, что при любом уровне вероятности возможные значения прочности превышают принятую величину. Требуемые запасы на возможные ошибки часто оказываются неприемлемо высокими; в этом случае прочность определяется на основе испытаний.

Однако и тут остается необходимость введения запаса, связанного с тем, что оценка распределения прочности идентичных конструкций основывается на ограниченном объеме испытаний. Число испытанных конструкций бывает почти всегда таким малым, что результаты не могут быть непосредственно использованы для оценки всего распределения; поэтому приходится учитывать весь опыт испытаний конструкций и материалов аналогичных типов.

Для сравнения значений прочности, полученных при испытаниях, и величины расчетной прочности допустимо предположить, что испытанные образцы принадлежат к совокупности конструкций, имеющих нормальное распределение прочности. Среднее значение оценивается на основе испытаний конкретной конструкции, однако для оценки рассеивания обычно используется весь опыт.

В этих предположениях оказывается возможным оценить наиболее вероятное распределение прочности, основанное на результатах испытаний ограниченного числа конструкций. Это распределение будет изменяться с изменением числа испытанных образцов, причем при увеличении этого числа точность оценки будет расти и асимптотически стремиться к распределению бесконечного количества образцов. Наилучшей оценкой среднего значения являются результаты испытаний, так как предположение о том, что среднее значение превышает эти результаты, ничуть не предпочтительней противоположного утверждения. Наилучшая оценка рассеивания на любом уровне вероятности дает тем большую величину, чем меньше число испытаний, поскольку она связана как с возможной ошибкой при определении среднего значения, так и с различиями в прочности образцов. Буллен [10] показал, что если совокупность, к которой принадлежат образцы, имеет нормальное распределение прочности со стандартным отклонением, равным σ -й части среднего значения, то доля образцов, прочность которых ниже L , определяется в виде

$$F = \int_{-\infty}^{\frac{L - \bar{x}}{\sigma}} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \left[\exp \left(-\frac{1}{2} z^2 \right) \right] dz, \quad (13.28)$$

где:

$$a = (1 - L/L_m) / \sqrt{1 + L^2 / n L_m^2}^{1/2},$$

L_m — средняя прочность по результатам испытаний n образцов.

Это распределение для $\nu=3, 5$ и 10% представлено на рис. 13.19.

Ошибка, связанная с объемом испытаний, это разница между значениями прочности, полученными из испытаний огра-

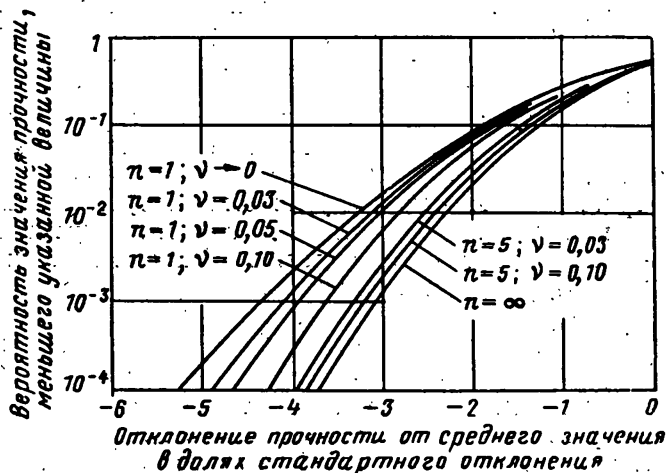


Рис. 13.19. Распределение прочности относительно среднего значения, полученного при испытаниях:

n — количество испытанных экземпляров; ν — стандартное отклонение в долях средней прочности при испытаниях

ниченного числа образцов, и значениями прочности, основанными на испытаниях бесконечного их количества. Этот запас зависит от уровня вероятности, на котором проводится сопоставление. При использовании вместо расчетных значений прочности величин, полученных при испытаниях, не произойдет никакой потери надежности. Точные расчеты заключались бы в замене распределения расчетной прочности распределением прочности, полученным на основе испытаний, и в определении того значения средней прочности при испытаниях, которое необходимо для достижения заданной надежности. Требуемое среднее значение прочности при испытаниях окажется равным средней расчетной прочности, умноженной на некоторый коэффициент. Этот коэффициент назовем коэффициентом приведения к результатам испытаний.

13.9.1. Статическая и усталостная прочность при испытаниях для случаев, когда разрушение является катастрофическим

Если прочность получена на основе испытаний, ее значения определены для малого числа типичных образцов. Даже если расчетная прочность является суммой распределений двух совокупностей, можно предположить, что доля слабой группы настолько мала, что испытанные образцы принадлежат к основной группе, т. е. распределение прочности нормально. Это позволяет ввести ряд упрощений для сравнения надежности при использовании расчетной прочности и прочности, определенной при испытаниях.

В § 13.7 было показано, что рассеивание действующих нагрузок пренебрежимо мало при рассмотрении надежности с точки зрения усталости. Для этих условий, чтобы приравнять друг другу величины надежности при использовании расчетных значений прочности и при использовании значений прочности, определенных по испытаниям, может быть непосредственно применено соотношение (13.28). Если рассеивание действующих нагрузок отсутствует, оба значения надежности должны быть одинаковыми, так как вероятность возникновения действующей нагрузки, приводящей к разрушению, одна и та же в обоих случаях. Коэффициент приведения к результатам испытаний зависит от численного значения надежности, т. е. величины, обратной вероятности разрушения, и постепенно уменьшается с ростом принятой величины надежности. Минимальную надежность, по-видимому, следует ожидать тогда, когда средняя расчетная прочность превышает действующую нагрузку на 3 стандартных отклонения прочности. Для этого случая на рис. 13.20 в зависимости от величины стандартного отклонения даны значения коэффициента приведения к результатам испытаний при различном числе испытанных образцов. График иллюстрирует выгодность усталостных испытаний большего числа идентичных образцов. Если стандартное отклонение составляет 10% средней прочности, для одного испытанного образца требовался бы коэффициент приведения, равный 1,09; этот коэффициент с ростом числа образцов постепенно падает до 1,02 для пяти и до 1,01 для десяти образцов; для числа образцов, большего десяти, происходит слабое падение коэффициента с приближением к асимптотическому значению 1,00, соответствующему бесконечному числу образцов.

Для условий, где рассеивание действующих нагрузок является важным, например, для большинства случаев оценки статической прочности, распределение значений прочности следует скомбинировать с распределением действующих нагрузок. В § 13.5 было показано, что для случая, когда частота возникновения действующих нагрузок с их ростом падает экспонен-

циально, наиболее вероятное значение прочности при разрушении на величину $(\sigma_S/\sigma_A)\sigma_S$ ниже среднего значения. Без большой погрешности при определении коэффициентов приведения

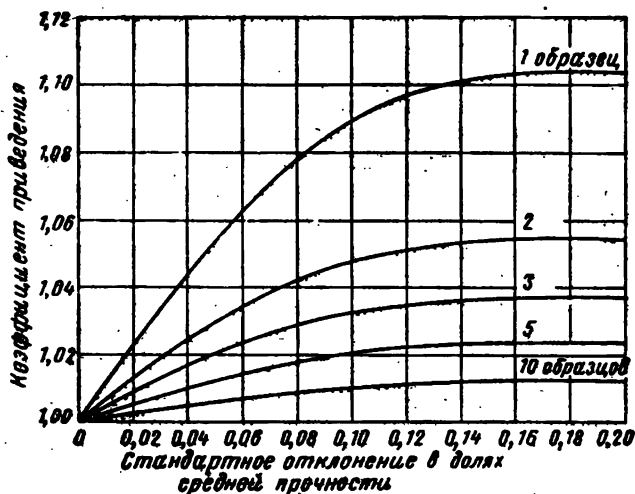


Рис. 13.20. Коэффициенты приведения к результатам испытаний (для усталостной прочности).

Результаты относятся к случаю, когда действующая нагрузка на 3 стандартных отклонения меньше средней прочности; для более высоких уровней надежности коэффициенты окажутся меньшими.

к результатам испытаний распределения действующих нагрузок, отличные от экспоненциального, можно заменить их «наилучшей» оценкой в виде экспоненциального закона в окрестности величины нагрузок, близких к значению, на $(\sigma_S/\sigma_A)\sigma_S$ меньшему, чем среднее значение. Распределения прочности при испытаниях, показанные на рис. 13.19, для некоторых значений числа образцов также могут быть упрощены путем «наилучшего» подбора соответствующих нормальных распределений. Для очень малых величин σ_S распределение нормально со стандартным отклонением, равным $\sigma_S(1+1/n)^{1/2}$.

При больших величинах σ_S должен быть проведен «наилучший» подбор соответствующего нормального распределения. При этом среднее значение принимается одинаковым для обоих распределений, и нормальное распределение оказывается полностью определенным, если задана величина прочности, превышение которой происходит с заданной вероятностью. Надежность, связанная с этими двумя распределениями окажется примерно одной и той же, если заданная выше прочность выбрана равной величине, на $(\sigma_S/\sigma_A)\sigma_S^*$ меньшей среднего расчетного значения;

эта величина будет тем значением прочности, при котором разрушения наиболее часты для обоих распределений.

Если σ_S очень мало, стандартное отклонение прочности при испытаниях (σ_{ST}) определится как

$$\sigma_{ST} = \sigma_S \left(1 + \frac{1}{n} \right)^{1/2}. \quad (13.29)$$

Такая оценка, как правило, будет хорошей для любых практически встречающихся значений σ_S ; более точное значение σ_{ST} будет всегда меньше, чем определенное по соотношению (13.29).

В § 13.5 показано, что частота появления разрушений равна частоте возникновения действующих нагрузок, имеющих величину $L_{ST} = 0,5(\sigma_{ST}^2/\sigma_A)$. Коэффициент приведения к результатам испытаний определяется приравниванием частоты появления разрушений для значений прочности, получаемых по результатам испытаний, той же частоте для расчетных значений прочности. Таким образом, $L_S = 0,5\sigma_S^2/\sigma_A = L_{ST} = 0,5\sigma_{ST}^2/\sigma_A$, и коэффициент приведения к результатам испытаний оказывается равным

$$F = 1 + 0,5(\sigma_S/L_S)(\sigma_S/\sigma_A)[(\sigma_{ST}/\sigma_S)^2 - 1]. \quad (13.30)$$

Если можно использовать соотношение (13.29), выражение упрощается и приводится к виду

$$F = 1 + 0,5(\sigma_S/L_S) \left(\frac{\sigma_S}{\sigma_A} \right) 1/n. \quad (13.30A)$$

На рис. 13.21 даны значения коэффициента приведения к результатам испытаний для $n=1, 2, 3, 5$ и $\sigma_A/\sigma_S=0,2; 0,4; 0,6$ в зависимости от величин σ_S/L_S , меняющихся в интервале от нуля до 0,1. Для сравнения с более точными значениями, полученными по соотношению (13.30), представлены результаты, определенные по упрощенному соотношению (13.30A). Можно видеть, что для величин σ_S/L_S , меньших, чем 0,04, коэффициент приведения мал; даже для $\sigma_S/L_S=0,04$ и $\sigma_A/L_S=0,02$ он достигает лишь значения 1,04. Для величин σ_S/L_S порядка 10% обнаруживается важность проведения испытаний более, чем одного образца. При значениях, существенно больших 10%, упрощающие предположения, принятые для распределений прочности и нагрузок, неприменимы; в этом случае, по-видимому, необходимо дополнить описанный метод некоторой долей эмпиризма, как это сейчас делается в отношении деталей из литья и элементов остекления самолета.

* В английском тексте $(\sigma_S/\sigma_A/\sigma_S)$ — опечатка. (Прим. перев.)

13.9.2. Остаточная прочность после усталостного разрушения

Для тех частей конструкции, в которых допускается наличие усталостного повреждения в эксплуатации, проектирование осуществляется по двум направлениям: первое — это усталостная прочность, второе — остаточная статическая прочность конструкции в целом после усталостного разрушения. Методика опреде-

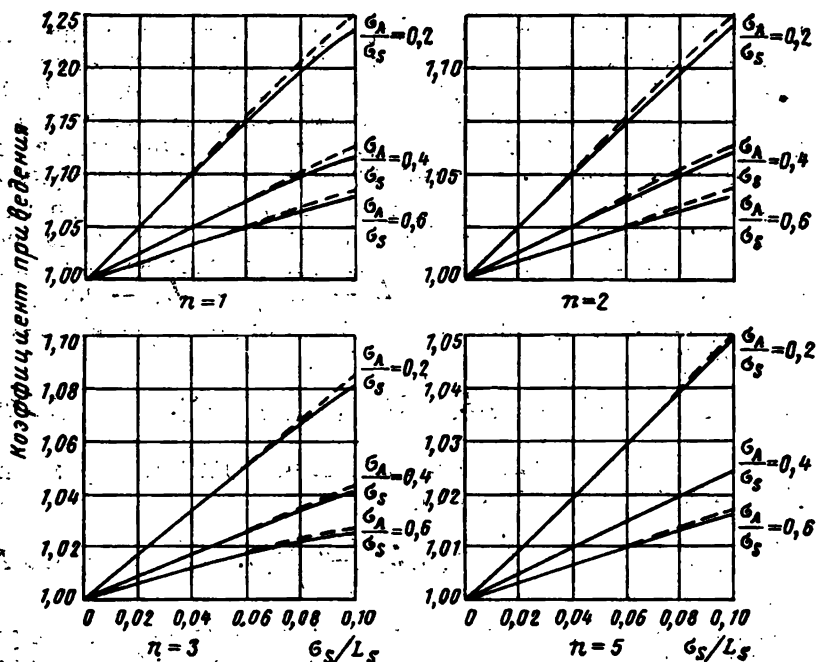


Рис. 13.21. Коэффициенты приведения к результатам испытаний (для статической прочности):

— точное соотношение (13.30);
 --- приближенное соотношение (13.30А);
 n — количество испытанных экземпляров; L_s — средняя прочность; σ_s — стандартное отклонение прочности; $f_0 \exp(-L/\sigma_A)$ — повторяемость нагрузок, превышающих L , где f_0 и σ_A — константы

ления усталостной прочности в точности такая же, как уже было описано выше, причем результаты испытаний конструкции могут быть использованы совершенно таким же образом. Определение остаточной прочности в принципе не отличается от определения статической прочности неповрежденной конструкции и сопряжено с точно такими же сложностями и упрощениями.

Для практики дополнительным осложняющим обстоятельством является то, что каждое предполагаемое усталостное разрушение должно рассматриваться с позиций перераспределения напряжений в конструкции для всех случаев статического на-

гружения. При этом возможен ряд упрощений; очевидно, что разрушение не будет оказывать влияние на определенные части конструкции. Однако, как для расчетов, так и для испытаний возникнут трудности выбора того или иного усталостного повреждения. Если основой проектирования является расчет, необходима большая осторожность по сравнению с проектированием неповрежденных конструкций, так как частично поврежденные конструкции значительно более сложны; они будут часто обладать характеристиками, которые для исходной конструкции были бы нецелесообразными.

Система осмотров в плане, описанном в разд. 13.8.2, является существенным моментом в достижении расчетной прочности. Если осмотры показывают, что появляется больше разрушений, чем было допущено при проектировании, это означает, что прочность такой части конструкции недостаточна; необходимо осуществить пересмотр конструктивного решения. Если осмотры показывают, что появляется меньше разрушений, возможно, следует возвратиться к вопросу о необходимости установленного количества осмотров.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

Обозначения, применяемые в настоящей книге, даны в алфавитном порядке. При этом сначала приведены обозначения, для которых используются заглавные латинские буквы, затем — обозначения, для которых используются прописные латинские буквы, и далее — заглавные и прописные греческие буквы. Для каждого обозначения указаны главы, в которых оно встречается.

Обозначение	Номер главы	Наименование
A	4	Момент инерции самолета относительно оси x
A	10, 11	Удлинение крыла
B	4	Момент инерции самолета относительно оси y
B_1	10	$\alpha_1^2(\alpha_1 + 3\alpha_2)/(4\alpha_1 + 4\alpha_2)$, см. выражение (10.7)
B_2	10	$\alpha_2^2(\alpha_2 + 3\alpha_1)/(4\alpha_1 + 4\alpha_2)$, см. выражение (10.7)
$^{\circ}C$	2	Градусы Цельсия
C_0	2	Скорость звука в воздухе при 288,15° K, равная 340,28 м/сек
C	4	Момент инерции самолета относительно оси z
C_L	4, 11	Коэффициент подъемной силы самолета
C_{LE}	4	Исходное значение C_L
C_L'	4	Коэффициент подъемной силы горизонтального оперения
D	4	$d/d\tau$
D	11, 12	Диаметр струи на выходе или выходной диаметр сопла в м
D_c	11	Глубина выреза в м
D	13	Доля использованного срока службы
E	4	См. выражение (4.37)
E_1	4	См. выражение (4.45)
E'	4	См. выражение (4.46)
E	13	Число циклов действующих нагрузок с амплитудой, большей $\pm L$, и средней величиной цикла M
$F(\tau)$	4	См. выражение (4.34)
F	13	Коэффициент приведения к результатам испытаний
$G_0, G_1, G_2, G_3, G_4, G_5$	4	Коэффициенты в уравнении (4.55)
f	4	Безразмерная частота короткопериодических колебаний самолета

Обозначение	Номер главы	Наименование
J_n	9	Функция Бесселя
$^{\circ}K$	2	Градусы Кельвина
K_n	9	Функция Бесселя при мнимом аргументе
K	10	Передаточный коэффициент от порыва к реакции самолета
K_g	10	Коэффициент демпфирования порыва, предложенный в работе Пратта и Уокера [115]
K_z	10	Коэффициент демпфирования порыва, предложенный в работе Зброзека [166]
K	11	Циркуляция для крыла в $m^2/сек$
L	2, 9, 10, 11	Масштаб турбулентности в m
L_1	2	1,339 ($2\pi L$)
L	4	Момент относительно оси x ; положительное направление по часовой стрелке
L_a	4	Полный аэродинамический момент относительно оси x
L_c	11	Длина выреза в m
L	13	Обозначение, используемое для статической и усталостной прочности, статических нагрузок и амплитуд переменных нагрузок
L_A	13	Величина нагрузки, к которой относятся рассматриваемые значения статических нагрузок
L_S	13	Величина прочности, к которой относятся рассматриваемые значения статической прочности
L_{AF}	13	Величина нагрузки, к которой относятся амплитуды переменных нагрузок
L_{SF}	13	Величина прочности, к которой относятся рассматриваемые значения усталостной прочности
L_{AF_m}	13	Среднее значение L_{AF} для большого количества самолетов одинаковой конструкции
L_{SF_m}	13	Среднее значение L_{SF} для большого количества самолетов одинаковой конструкции
L_m	13	Средняя статическая прочность n образцов
$\bar{M}$	4	Вектор действующего момента
M	4	Момент относительно оси y ; положительное направление по часовой стрелке
M	10	Число M
M	13	Обозначение для средней величины цикла переменной нагрузки
M_a	4	Полный аэродинамический момент относительно оси y
N	4	Момент относительно оси z ; положительное направление по часовой стрелке
N	13	Число циклов до разрушения от нагрузок с амплитудой $\pm L$ и средней величиной цикла M
N_a	4	Полный аэродинамический момент относительно оси z
N_n	5	Количество максимальных значений перегрузки, превышающих n , на час полета

Обозначение	Номер главы	Наименование
N'_0	5	Коэффициент в выражении (5.1) для повторяемости перегрузок N_n
N_V	5	Количество максимальных значений скорости, превышающих V , на час полета
N'_0	5	Коэффициент в выражении (5.2) для повторяемости скоростей полета N_V
N_{Vn}	5	Количество случаев на час полета, когда нормальная перегрузка превышает n и скорость полета превышает V
N_w	9	Количество пересечений в одном направлении уровня скорости w на единицу пути
N_r	10	Количество пересечений в одном направлении уровня реакции r на единицу пути
N_0	9, 10	Количество пересечений в одном направлении нулевого уровня на единицу пути
N_A	13	Количество самолетов в парке
O	4, 9	Начало системы осей координат xuz
P	2	Атмосферное давление
$\bar{P}$	13	Частота появления разрушений на час полета
$\bar{P}$	4	Вектор нагрузки, действующей на самолет
P_a	4	Полное приращение аэродинамической нагрузки на горизонтальное оперение
P_D	13	Частота появления разрушений на час полета в парке самолетов, содержащем равную ϵ долю самолетов с пониженными характеристиками прочности
P_A	13	Доля конструкций, в которых обнаружены разрушения при осмотре
R	4	Безразмерный коэффициент демпфирования
R_0	2	Удельная газовая постоянная воздуха, равная $287,039 \text{ м}^2/\text{град} \cdot \text{сек}^2$, см. выражение (2.1)
Ri	2	Число Ричардсона, см. выражение (2.4)
S	4, 10	Площадь крыла в м^2
S_0	2	Коэффициент, равный 110,4, в выражении (2.3)
S'	4	Площадь горизонтального оперения в м^2
$S(k)$	9	Удвоенная плотность энергии турбулентности при пространственной частоте k
$S_u(k)$	9, 11	Компонент $S(k)$ вдоль оси x
$S_v(k)$	9	Компонент $S(k)$ вдоль оси y
$S_w(k)$	2, 9, 10	Компонент $S(k)$ вдоль оси z
$S_r(k)$	10	Спектральная плотность реакции самолета при действии атмосферной турбулентности
$S_a(k)$	10	Спектральная плотность перегрузки самолета при действии атмосферной турбулентности
S_1	10	$(c/L)/a_1$, см. выражение (10.7)
S_2	10	$(c/L)/a_2$, см. выражение (10.7)
$S_p(k)$	11, 12	Плотность дисперсии давления при пространственной частоте k
T	2	Абсолютная температура в $^\circ\text{K}$

Обозначение	Номер главы	Наименование
T_0	2	$T_0=288,15^\circ\text{K}$, см. выражение (2.2)
$T_r(k)$	10	Частотная характеристика рассматриваемой реакции самолета при действии синусоидального порыва постоянной амплитуды с пространственной частотой k
$T_a(k)$	10	Частотная характеристика перегрузки самолета при действии синусоидального порыва постоянной амплитуды с пространственной частотой k
U	2, 9, 12	Скорость потока, несущего турбулентность, вдоль оси x ; иногда считается горизонтальной
U	4, 11	Проекция скорости самолета на ось x
V	4	Проекция скорости самолета на ось y
V	5	Индикаторная скорость полета в км/час
V_D	5	Расчетная индикаторная скорость пикирования в км/час
V_T	6, 10	Истинная скорость полета в м/сек
V_m	5	Средняя скорость полета, при которой происходят маневры с максимальными значениями перегрузки
V_V	7	Вертикальная скорость при приземлении в м/сек
W	4	Проекция скорости самолета на ось z
W	10, 11	Вес самолета в кг
$\bar{W}_1$	4	Исходное значение W/U
X	4	Проекция силы на ось x
Y	4	Проекция силы на ось y
Y_a	4	Составляющая суммарной аэродинамической силы по оси y
Y_g	4	Составляющая силы веса по оси y
Z	2	Высота
Z	4	Проекция силы на ось z
Z	12	Расстояние по потоку от среза сопла, отнесенное к выходному диаметру сопла
Z_a	4	Составляющая суммарной аэродинамической силы по оси z
Z_g	4	Составляющая силы веса по оси z
a	4	$\partial C_L / \partial \alpha$, где α в рад
a	9	Параметр, входящий в выражение (9.25)
a	10	L/μ , см. выражение (10.7)
a	11	Турбулентная вязкость, выраженная в долях циркуляции K
a	13	Предел интегрирования в соотношениях (13.24) и (13.28)
a_1	4	$\partial C_L' / \partial \alpha_{\text{эфф}}$, где $\alpha_{\text{эфф}}$ в рад
a_2	4	$\partial C_L' / \partial \eta$, где η в рад
a_0, a_1, a_2, a_3, a_4	4	Функции, входящие в уравнение (4.54)
a_0	12	Скорость звука вне струи
$a_L dL$	13	Доля конструкций со значениями прочности в интервале от L до $L+dL$

Обозначение	Номер главы	Наименование
b	10, 11	Размах крыла в м
b_1, b_3, b_5	4	Функции, входящие в уравнение (4.54)
c	10	Средняя хорда крыла в м
f	12	Частота в гц
$f_{\alpha}(r)$	9, 12	Автокорреляционная функция для продольного компонента турбулентной скорости, описываемая выражением (9.10)
$f_{\omega}(r)$	2, 9	Автокорреляционная функция для поперечного компонента турбулентной скорости, описываемая выражением (9.11)
f_L	13	Частота возникновения на час полета нагрузок, больших L
f_{L_A}	13	Частота возникновения на час полета нагрузок, больших L_A
f_{L_S}	13	Частота возникновения на час полета нагрузок, больших L_S
g	Во всех главах	Ускорение силы тяжести
k	2, 9, 10, 11, 12	Пространственная частота в <i>цикл/м</i>
k_1, k_2	9	Компоненты k вдоль осей x и y
l	4	Расстояние от некоторой заданной точки на горизонтальном оперении до центра тяжести самолета
l	11, -12	Характерный аэродинамический размер
l_p	4	Производная момента L_a по угловой скорости p
l_{ξ}	4	Производная момента L_a по углу отклонения элеронов ξ
m	4	Масса самолета
m	10	$\partial C_L / \partial \alpha$, где α в <i>рад.</i>
m	11	Целые числа 1, 2, 3... в выражении (11.8)
$m_q, m_{\dot{q}}$ $m_{\dot{\psi}}, m_{\dot{\psi}}$	4	Производные момента M_a по $q, \dot{q}, \dot{\psi}$ и $(\dot{W}-\dot{W}_0)$ соответственно
n	3	Показатель степени для зависимости неровности от пространственной частоты (см. табл. 3.1 и 3.2)
n	4, 5	Нормальная перегрузка. В гл. IV — приращение нормальной перегрузки
n	9	Параметр, используемый в выражении (9.25)
n	13	Количество образцов
$n_r, n_{\dot{r}}, n_{\dot{\psi}}, n_{\dot{\psi}}$		Производные момента N_a по $r, \dot{r}, \dot{\psi}$ и V соответственно
n_T	4	Приращение нормальной перегрузки для горизонтального оперения
n_T	6	Боковая перегрузка
n_{∞}	4	Установившееся значение приращения перегрузки n , когда руль высоты отклонен на угол η_{∞}
$n_{\max}$	4	Максимальное значение приращения перегрузки, когда руль высоты отклоняется по линейному закону за время t_1 на угол η_{∞} и далее остается в этом положении

Обозначение	Номер главы	Наименование
n_{∞}	4	Установившееся значение приращения нормальной перегрузки n на горизонтальном оперении, когда руль высоты отклонен на угол η_{∞}
n_1	5	Коэффициент в выражении (5.1) для повторяемости перегрузок N_n
n_1	13	Полное число экспериментальных точек
p	4	Угловая скорость относительно оси x ; положительное направление по часовой стрелке
$\dot{p}$	4	dp/dt
$\bar{p}$	11, 12	Переменное давление при турбулентности
p_0, p^*	4	Величины, входящие в выражение (4.19): $p = p_0 + p^*$, где p_0 — постоянная величина
$\bar{p}$	4	$\bar{p}$
$\bar{p}_0$	4	$\bar{p}_0$
$0, \pm \bar{p}_1, \pm \bar{p}_2$	4	Решения уравнения (4.54) для $\xi = \zeta = \eta = 0$
$\bar{p}_0, \pm \bar{p}_1, \pm \bar{p}_{11}, \pm \bar{p}_2, \pm \bar{p}_{22}$	4	Решения уравнения (4.54) для $\eta = 0$ при условии, что a_0, a_2 и a_4 малы
pN_0	10	Общее количество порывов на 1 км пути по результатам всех полетов
q	4	Угловая скорость относительно оси y ; положительное направление по часовой стрелке
$\dot{q}$	4	dq/dt
$\bar{q}$	4	$\bar{q}$
qD	6	Скоростной напор, $1/2 \rho V_T^2$ в кг/м^2
r	4	Угловая скорость относительно оси z ; положительное направление по часовой стрелке
$\dot{r}$	4	dr/dt
$\bar{r}$	4	$\bar{r}$
r	2, 9	Расстояние вдоль оси x , для которого подсчитывается автокорреляционная функция турбулентной скорости
r_1, r_2	9	Компоненты r вдоль осей x и y для двухмерного случая
r	10	Реакция
r	11	Радиус в m
r_c	11	Радиус, при котором окружная скорость, индуцированная вихрем, максимальна
r	12	Безразмерная звуковая частота $= fD/U = kD$
t	Во всех главах	Время в сек
$\bar{t}$	4	m/qSU
t_0	11	Время сворачивания сходящего вихря после пролета самолета через данную точку
u	9	Компонент турбулентной скорости вдоль оси x
v	9	Компонент турбулентной скорости вдоль оси y
$\bar{v}$	4	V/U

Обозначение	Номер главы	Наименование
w	4	Приращение W
$\bar{w}$	4	w/U
w	2, 9, 10	Компонент турбулентной скорости вдоль оси z
w_r	11	Окружная скорость на расстоянии r от оси вихря
x	4	Главная ось инерции самолета, направленная вперед и расположенная наиболее близко к осевой линии фюзеляжа
x	9	Кордината по потоку
x	10	Относительное количество порывов, связанных с грозowymi условиями
x	11	Расстояние по потоку от среза сопла
y	4, 9	Главная ось инерции самолета, направленная вправо, если смотреть по положительному направлению оси x
Y_V	4	Производная силы Y_a по V
y_v	4	Безразмерная производная силы Y_a по v
z	4	Главная ось инерции самолета, расположенная под прямым углом к осям x и y и образующая с ними правую систему осей координат
z	9	Ось координат, образующая правую систему с осями x и y
z_W	4	Производная силы Z_a по $(W-W_0)$
$\bar{z}_w$	4	Безразмерная производная силы Z_a по $\bar{w}$
Γ	2	Градиент температуры по высоте, соответствующий нейтральной термической стратификации сухого воздуха
α	4	Приращение угла атаки крыла
$\alpha'_{эфф}$	4	Приращение эффективного угла атаки горизонтального оперения
$\alpha_{эфф}$	4	Установившееся значение $\alpha'_{эфф}$, когда руль высоты отклонен на угол η_∞
α_1	10	$(0,26+2/A)/(1+0,83M+0,95M^2)$, см. выражение (10.7)
α_2	10	$(2+2/A)/(1+0,83M+0,95M^2)$, см. выражение (10.7)
α	13	Полное число циклов нагрузки, определяемое экстраполяцией по соотношению типа (13.17)
β	6	Угол скольжения
γ	2	Градиент температуры
γ_1, γ_2	11	Константы в выражении (11.8), зависящие от размеров выреза
δ	4	Безразмерная производная момента M_a по η
δ_y	4	Безразмерная форма для $A-C$
δ_z	4	Безразмерная форма для $B-A$
δ_{ξ}	4	Безразмерная производная момента L_a по ξ
$\delta_{\eta\xi}$	4	Безразмерная производная момента N по ξ
$\delta_{\eta\zeta}$	4	Безразмерная производная момента N по ζ

Обозначение	Номер главы	Наименование
α	4	Угол скоса потока у горизонтального оперения
β	1, 12	Отношение ширины полосы частот, на которой с помощью анализатора определяются дисперсии давления, к средней для этой полосы частоте k
γ	13	Доля слабой группы в совокупности конструкций, состоящей из основной и слабой групп
ζ	6	Угол отклонения руля направления
ξ	5	Коэффициент асимметрии распределения, третий момент
ζ	11	Циркуляция вихря на радиусе r
η	6	Угол отклонения руля высоты от положения, соответствующего горизонтальному полету
η_{∞}	4	Постоянный угол отклонения руля высоты
θ	4	Угол между осью x и горизонтальной плоскостью
λ	4	$(1+ds/da)/\mu(1-ds/da+a/2\mu)$, см. выражение (4.44)
λ	13	Коэффициент, с помощью которого определяется средняя прочность слабой группы конструкций, равная $L_S - \lambda \sigma_S$
μ_0	2	Динамическая вязкость воздуха при 288,15° K, равная $1,75 \cdot 10^{-6}$ кг·сек/м ²
μ	4	m/QSl
μ_g	10	Массовый параметр самолета $2W/(QScmg)$
μ	13	Определяется по соотношению (13.8) $\exp(\mu\sigma_S/\sigma_{\Delta}) = (1-\epsilon) + \epsilon \exp(\lambda\sigma_S/\sigma_{\Delta})$
ν	4	Безразмерная производная момента M по q
ν_L	4	Безразмерная производная момента L по p
ν_{Lr}	4	Безразмерная производная момента L по r
ν_{Nr}	4	Безразмерная производная момента N по r
ν_n	4	Безразмерная производная момента N по r
ν	11	Вязкость воздуха
ν	13	Стандартное отклонение в долях среднего значения
ν_S	13	σ_{SF}/L_{SFm}
ν_A	13	σ_{AF}/L_{AFm}
ϵ	4, 6	Угол отклонения элерона
ϵ	10	$2\pi kL$
Q	4, 6, 10, 11	Плотность воздуха в кг·сек ² /м ⁴
Q_0	10	Плотность воздуха на уровне земли в кг·сек ² /м ⁴
σ_n, σ_m	4	Функции, введенные для простоты написания выражения (4.46)
σ	5, 7, 13	Стандартное отклонение
σ	9	Среднеквадратичное значение турбулентной скорости

Обозначение	Номер главы	Наименование
σ_V	5	Стандартное отклонение скорости полета
σ_u	9, 11	Среднеквадратичное значение турбулентной скорости в направлении потока
σ_y	9	Среднеквадратичное значение турбулентной скорости вдоль оси y , когда поток направлен вдоль оси x
σ_w	2, 9, 10	Среднеквадратичное значение турбулентной скорости вдоль оси z , когда поток направлен вдоль оси x
σ_r	10	Среднеквадратичное значение реакции самолета
σ_n	10	Среднеквадратичное значение перегрузки самолета
σ_p	12	Среднеквадратичное значение давления
σ_A	13	Параметр рассеивания действующих нагрузок, используемый в соотношении (13.2), или стандартное отклонение величин действующих нагрузок, имеющих нормальное распределение
σ_S	13	Стандартное отклонение статической прочности, имеющей нормальное распределение
σ_{AF}	13	Параметр рассеивания переменных нагрузок, используемый в соотношении (13.22)
σ_{SF}	13	Стандартное отклонение переменной нагрузки L_{SF}
σ_{ST}	13	Стандартное отклонение значений прочности, полученных при испытаниях
τ	4	Безразмерное время, $t/\bar{t}$
τ_1	4	Безразмерное время, за которое руль высоты отклоняется на некоторый угол по линейному закону
τ_m	4	Безразмерное время, при котором достигается максимальное значение приращения перегрузки самолета
τ_n	4	Безразмерное время, при котором достигается $n_{T \max}$
τ_m	4	Безразмерное время, при котором достигается $\alpha'_{\text{эфф max}}$
τ	12	Время, для которого подсчитывается автокорреляционная функция давления в турбулентном потоке струи
φ	4	Угол между осью y и горизонтальной плоскостью
φ_0	4	Значение φ в нулевой момент времени
χ	4	Безразмерная производная момента M по $\bar{D}w$
χ_n	4	Безразмерная производная момента N по $\bar{D}v$
ω	4	Безразмерная производная момента M по $\bar{w}$
ω_l	4	Безразмерная производная момента L по $\bar{v}$
ω_n	4	Безразмерная производная момента N по $\bar{v}$

ЛИТЕРАТУРА

В приведенный список литературы входят работы, на которые есть ссылки в тексте. Более полная библиография по нагрузкам на самолет подготавливается автором к печати под названием «Bibliography of Aircraft Loads».

В квадратных скобках указаны номера глав, в которых делаются ссылки на данную работу. В круглых скобках указан год выхода работы.

1. Andrews, D. R. (1954). A Flight Investigation of the Wake behind a Meteor Aircraft, with some Theoretical Analysis. A. R. C. C. P. 282 [11].

2. A.S.T.I.A. (1959a). Analysis of Turbulence Data Measured in Flight at Altitudes up to 1600 feet above three different types of Terrain. A.S.T.I.A. AD-212 231 [2, 10].

3. Institute of Navigation (1960). Fuel reserves for aircraft. Symposium. *J. Inst. Nav.* Vol. 13, No. 3, July, 1960, pp. 273—287 [2].

4. Institute of Navigation (1961). Fuel reserves for aircraft. *J. Inst. Nav.* Vol. 14, No. 1, January 1961, pp. 97—98 [2].

5. Institution of Structural Engineers (1955). Report on structural safety. *J. Struct. Eng.* Vol. 23, May 1955 [13].

6. Staff of Langley Airworthiness Branch, N.A.S.A. (1962). Operational Experiences of Turbine-Powered Commercial Transport Airplanes. N.A.S.A. T.N. D-1392 [7].

7. Bannon, J. K. (1963). Turbulence in the Stratosphere and in the Upper Troposphere. R.A.E. Symposium, 16th November 1961, on Atmospheric Turbulence and its relation to Aircraft. H.M.S.O. [2].

8. Batchelor, G. K. (1948). Recent developments on turbulence research. Seventh International Congress for Applied Mechanics [9].

9. Бэтчелор Дж. К. (1953). Теория однородной турбулентности, ИЛ. Москва, 1955 [12].

10. Bullen, N. I. (1955b). A Note on Test Factors. R.A.E. Report Structures 215 [13].

11. Bullen, N. I. (1961). Gusts at Low Altitudes in North Africa. R.A.E. T.N. Structures 304 [10].

12. Bullen, N. I. (1963). Gust Loads on Aircraft. R.A.E. Symposium, 16th November 1961, on Atmospheric Turbulence and its relation to Aircraft. H.M.S.O. [10].

13. Byers, H. R. and Braham R. R. (1949). The thunderstorm. Wash. D.C.; U.S. Dept. of Commerce [2].

14. Clay, L. E. and Berens, A. P. (1963). Structural flight loads data from F-106A aircraft. Report No. ASD-TDR-63-653 [5, 8].

15. Clarkson, B. L. (1960). *Structural Aspects of Acoustic Loads*. A.G.A.R.D. Pergamon Press [12].

16. Coleman, T. L. and Hall, A. W. (1963). Implications of recent investigations on runway roughness criteria. A.G.A.R.D. Meeting, January 14th—18th, 1963 [3].

17. Copp, M. R. and Fetner, M. W. (1959). Analysis of Acceleration, Airspeed, and Gust-Velocity Data from a Four-Engine Turboprop Transport Operating over the Eastern United States. N.A.S.A. TN D-36 [5, 10].

18. Cox, H. L. (1959). Reproducibility of Results in Fatigue Testing. Chapter XVII of *Metal Fatigue*, Editor J. A. Pope. Chapman and Hall, London, [13].

19. Crane, H. L. and Chilton, R. G. (1956). Measurements of Atmo-

spheric Turbulence over a Wide Range of Wavelength for One Meteorological Condition. N.A.C.A. TN 3702 [2, 10].

20. Czaykowski, T. (1955). Loading Conditions of Tailed Aircraft in Longitudinal Manoeuvres. A.R.C.R. and M. 3001 [4].

21. Czaykowski, T. (1962). Longitudinal Manoeuvre Loads. A.G.A.R.D. Conference 3rd July 1962. Не опубликована [4].

22. Dreher, R. C. (1956). A Method for Obtaining Statistical Data on Airplane Vertical Velocity at Ground Contact from Measurements of Center-of-Gravity Acceleration. N.A.C.A. TN 3541 [7].

23. Dreher, R. C. and Batterson, S. A. (1958) Landing and Taxiing Tests over Various Types of Runway Lights. N.A.C.A. RM L58C28a [7].

24. Dryden, H. L. (1938). Turbulence Investigation at the National Bureau of Standards. Fifth International Congress for Applied Mechanics [9].

25. Dunn, W. P. (1962). Dynamic Load Aspects of Runway Roughness and Alighting Impact. A.G.A.R.D. Conference 3rd-6th July 1962. Не опубликована [3].

26. Durkee, E. D. (1961). Structural Flight Loads Data from B-47E Bomber Operations. W.A.D.D. TN-61-7 [5, 8, 11].

27. Fail, R., Owen, T. B. and Eyre, R. C. W. (1955). Preliminary Low Speed Wind Tunnel Tests on Flat Plates and Air Brakes: Flow, Vibration, and Balance Measurements. A.R.C. C.P. 251 [11].

28. Fail, R. (1962). Wind Tunnel Investigations of Buffeting. A.G.A.R.D. Conference 3rd-6th July 1962. Не опубликована [11].

29. Fisher, W. A. P. (1964). Aircraft manoeuvre loads. Подготавливается к опубликованию. A.G.A.R.D. [5].

30. Geary, R. C. (1930). The frequency distributions of the quotient of two normal variables. *J. Roy. Stat. Soc. Vol. 93*, p. 442 [13].

31. Gerlach, D. O. (1963). B-66B Summer Low Level Gust Study: Technical Analysis. Report No. ASD-TDR-62-1036, Vol. 1 [2].

32. Горелик А. Г., Костарев В. В., Черников А. А. (1958). Радиолокационное измерение турбулентных движений в облаках, *Метеорология и гидрология* № 5, 12—19, 1958 [10].

33. Gray, F. P. (1955). Maneuver Load Data from Jet-Fighter Combat Operations. W.A.D.C. TN-55-12 [5, 8].

34. Greatrex, F. B. (1955). Jet Noise. Fifth International Aero. Conference, Los Angeles (Calif.), June 1955, pp. 415—448 [12].

35. Grimes, C. K. (1957). Development of a Method and Instrumentation for Evaluation of Runway Roughness Effects on Military Aircraft. A.G.A.R.D. Report 119 [3].

36. Hall, J. (1962). A Re-Analysis of Existing Gust Data Using the Power Spectrum Method. Hatfield College of Technology Conference, 16th February 1962. Не опубликована [10].

37. Hamer, H. A. and Mayer, J. P. (1960a). Statistical Data on Control Motions and Airplane Response of a Republic F-84F Airplane during Operational Training Missions. N.A.S.A. TN D-386 [6].

38. Harrin, E. N. (1956). Comparison of Landing-Impact Velocities of First and Second Wheel to Contact from Statistical Measurements of Transport Airplane Landings. N.A.C.A. TN 3610 [7].

39. Heisenberg, W. (1948). *Proc. Roy. Soc. Vol. A*, 195, pp. 402—406 [9].

40. Heisenberg, W. (1948a). *Zur Statistischen Theorie der Turbulenz. Zeitschrift für Physik. Vol. 124*, 1948 [9].

41. Heywood, R. B. (1955). Correlated Fatigue Data for Aircraft Structural Joints. R.A.E. Report Structures 184. June 1955 [13].

42. Hilton, H. H. and Feigen, M. (1960). Minimum Weight Analysis Based on Structural Reliability. *J. Aerospace Sci. Vol. 27*, No. 9, September 1960 [13].

43. Hitch, H. (1960). Неопубликованная работа [3].

44. Houbolt, J. C. (1961). Runway Roughness Studies in the Aeronautical Field. *J. Air Transport Division*, American Society of Civil Engineers (March 1961) [7].

45. Houbolt, J. C., Steiner, R. and Pratt, K. G. (1962). Flight Data and Considerations of the Dynamic Response of Airplanes to Atmospheric Turbulence. A.G.A.R.D. Conference 3rd-6th July 1962. Не опубликована. Переработана и опубликована под названием "Dynamic response of airplanes to atmospheric turbulence including flight data on input and response". N.A.S.A. TN R-199 [2, 10].
46. Howes, W. L., Callaghan, E. E., Coles, W. D. and Mull, H. R. (1957). Near Noise Field of a Jet-Engine Exhaust. Conger, C. C., and Berg D. F. Appendix B: Correlation Computer. N.A.C.A. Report 1338 [12].
47. Idrac, P. (1923). Etude sur les conditions d'ascendance du vent favorable au vol à voile. Mem. de l'Office Nat. Mët. de France [2].
48. Institution of Structural Engineers (1955). Report on Structural Safety. *J. Structural Engineers*, Vol. 23, May 1955 [13].
49. Joyner, U. T., Horne, W. B. and Leland, T. J. W. (1963). Investigations on the ground performance of aircraft relating to wet runway braking and slush drag. A.G.A.R.D. Conference 14th—18th January 1963. Не опубликована [7].
50. Kaden, H. (1931). *Aufwicklung einer unstabilen Unstetigkeitsfläche*. Ing. Archiv. II Band, pp. 140—168, 1931 [11].
51. von Kármán, Th. and Howarth, L. (1938). *Proc. Roy. Soc.* Vol. A. 164, pp. 192—215 [9].
52. von Kármán, Th. (1948). Sur la Théorie Statistique de la Turbulence. *Collected works of Theodore von Kármán*, Vol. IV, pp. 357—359 [9].
53. Kelly, L. G. and Broom, C. A. (1962). Structural Flight Loads Data from B-52G Aircraft. A.S.D. TDR-62-634 [5, 8, 11].
54. Keppert, J. L. and Payne, A. O. (1955). Interim Report on Fatigue Characteristics of a Typical Metal Wing. Aeronautical Research Laboratories, Melbourne. Report SM 207, January 1955 [13].
55. Kerr, T. H. and Dee, F. (1959b). A Flight Investigation into the Persistence of Trailing Vortices behind Large Aircraft. A.R.C. C.P. 489 [11].
56. Колмогоров А. Н. (1941). Локальная структура турбулентности в несжимаемой жидкости при очень больших числах Рейнольдса. Докл. АН СССР, 30, № 4, 299—303, 1941 [9].
57. Kolnick, J. J. and Morris G. J. (1955). Statistical Measurements of Landing Contact Conditions of the Boeing B-47 Airplane. N.A.C.A. RM L55H24 [7].
58. Kraft, C. C. (1955). Flight Measurements of the Velocity Distribution and Persistence of the Trailing Vortices of an Airplane. N.A.C.A. TN 3377 [11].
59. Ламб, Г. (1932). Гидродинамика, Гостехиздат, М.—Л. 1947. [11]
60. Laurence, J. C. (1956). Intensity, Scale and Spectra of Turbulence in Mixing Region of Free Subsonic Jet. N.A.C.A. Rept. 1292 [12].
61. Lewis, D. R. (1956). V-g Records from Sea Hawk Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
62. Lewis, D. R. (1956a). V-g Records from Sea Fury Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
63. Lewis, D. R. (1957). V-g Records from Provost T. 4. Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
64. Lighthill, M. J. (1952). On Sound Generated Aerodynamically. Part 1. *Proc. Roy. Soc.* Vol. 211A [12].
65. Lin, C. C. (1947). Remarks on the Spectrum of Turbulence. First symposium of Applied Mathematics A.M.S. 1947 [9].
66. Lin, C. C. (1948). On the Law of Decay and the Spectrum of Isotropic Turbulence. Seventh International Congress of Applied Mechanics. 1948 [9].
67. Lin, C. C. (1953). On Taylor's hypothesis and the acceleration terms in the Navier Stokes equation. *Q.A.M.* Vol. X, 1953 [2].
68. Лойцянский Л. Г. (1939). Некоторые основные закономерности турбулентного потока. Труды ЦАГИ, Вып. 440, (1939), [9].
69. Ludlam, F. H. and Scorer, R. S. (1953). Convection in the atmosphere. *Quart. J. R. Met. Soc.* Vol. 79, p. 317, 1953 [2].
70. Ludlam, F. H. (1963). Air Flow in Cumulonimbus. R.A.E. Symposium,

16th November, 1961, on Atmospheric Turbulence and its relation to Aircraft. H.M.S.O. [2, 10].

71. Lusser, R. (1958) Reliability through Safety Margins. A.S.T.I.A. AD-319 476 [13].

72. Matranga, G. J. (1959) Roll Utilization of an F-100A Airplane during Service Operational Flying. N.A.S.A. Memo. 12-1-58H [6].

73. Mayer, J. P., Hamer, H. A., and Husa, C. R. (1954). A Study of the Use of Controls and the resulting Airplane Response during Service Training Operations of Four Jet Fighter Airplanes. N.A.C.A. RM L53L28 [6].

74. Mayer, J. P. and Harris, A. E. (1955). Analysis of V-g Records from Ten Types of Navy Airplanes in Squadron Operations during the period 1949 to 1953. N.A.C.A. RM L54G23 [5, 8].

75. Mayer, J. P. and Hamer, H. A. (1955a). A Study of Means for Rationalizing Airplane Design Loads. N.A.C.A. RM L55B13a [5].

76. McNaughtan, I. I. (1958). Maximum and Minimum Atmospheric Temperatures for Aircraft Design Purposes. Неопубликованный отчет Министерства авиации [2].

77. Meyer, C. H. (1957). Flight Testing for Inertial Coupling Characteristics. A.G.A.R.D. Report 124 [4].

78. Milwitzky B. and Cook, F. E. (1963). Analysis of landing-gear behaviour. N.A.C.A. Ref. 1154 [7].

79. Morgans, W. R. (1931). Relation between Ground Contours, Atmospheric Turbulence, Wind Speed and Direction. A.R.C. R. and M. 1456 [2].

80. Morris, G. J. and Stickle, J. W. (1960) Response of a Light Airplane to Roughness of Unpaved Runways. N.A.S.A. TN D-510 [3].

81. Morris, B. R. (1962). Неопубликованная работа [7].

82. Mull, H. R. and Erickson, J. C., Jr. (1957). Survey of the Acoustic Near Field of Three Nozzles at a Pressure Ratio of 30. N.A.C.A. TN 3978 [12].

83. Mull, H. R. and Algranti, J. S. (1960). Flight Measurement of Wall-Pressure Fluctuations and Boundary-Layer Turbulence. N.A.S.A. TN D-280 [12].

84. Mullins, D. W. (1961). Maneuver Load Data from F-104A Aircraft. A.S.T.I.A. AD-253 639 [5, 8].

85. Mullins, D. W. (1962). Maneuver Load Data from F-104C and D. Aircraft. ASD-TDR-62-363 [5, 8].

86. Nethaway, J. E. and Clark, J. (1960a). Inertia Cross-Coupling Effects during Rolling of a Delta Aircraft (Boulton-Paul IIIA). R.A.E. T.N. Aero 2674 [4].

87. Neumark, S. (1958). Simplified Loading Formulae for Pull-Out Manoeuvres of Tailed Aeroplanes. R.A.E. Report Aero 2608 [4].

88. van der Neut, A. (1957). Some Remarks on the Fundamentals of Structural Safety. A.G.A.R.D. Report 155 [13].

89. Norton, D. A. (1952). Investigation of B-47 Bomb-bay Buffet. Boeing Airplane Co. Document No. D12675 [11].

90. Owen, E. M. (1954). V-g Records from Meteor 8 Aircraft (January 1952 — May 1953), R.A.E. Tech. Note No. Structures 134 [5].

91. Owen, E. M. (1955). V-g Records from Vampire 5 Aircraft (March 1951 — April 1953). Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

92. Owen, E. M. (1955a). V-g Records from Meteor 8 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

93. Owen, E. M. (1955b). V-g Records from Meteor NF-11 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

94. Owen, E. M. and Sellers, M. J. (1956). V-g Records and Fatigue Meter Results from Venom F.B.1. Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

95. Owen, E. M. (1957). V-g Records from Wyvern S.4 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

96. Owen, E. M. (1957a). V-g Records from Jet Provost Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].

97. Owen, E. M. and Seillers, M. J. (1958). V-g Records from Hunter 4 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
98. Owen, E. M. (1958a). V-g Records from Canberra B6 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
99. Owen, E. M. (1958b). V-g Records from Javelin Mk 1 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
100. Owen, E. M. and Malcom, M. A. (1959). V-g Records from Gannet A/S Mk. 1 Aircraft. Неопубликованный отчет Министерства авиации [5].
101. Owen, T. B. (1958). Techniques of Pressure-Fluctuation Measurements Employed in the R.A.E. Low-Speed Wind-Tunnels. A.G.A.R.D. Report 172 [11].
102. Panofsky, H. A. and McCormick, R. A. (1959). The Spectrum of Vertical Velocity near the Surface. Institute of Aeronautical Sciences. Report 59-6 [2].
103. Pearcey, H. H. (1958). A Method for the Prediction of the Onset of Buffeting and other Separation Effects from Wind Tunnel Tests on Rigid Models. A.G.A.R.D. Report 223 [11].
104. Pearcey, H. H. and Holder, D. W. (1962). Simple Methods for the Prediction of Wing Buffeting Resulting from Bubble Type Separation. A.G.A.R.D. Conference 3rd-6th July 1962. Не опубликовано [11].
105. Pembo, C. and Matrangola, G. J. (1958). Control Deflections, Airplane Response, and Tail Loads Measured on an F-100A Airplane in Service Operational Flying. N.A.C.A. RM H58C26 [6].
106. Perry, E. and Rievely, J. (1961). Structural Flight Loads Data from Jet-Tanker Operation. A.S.T.I.A. AD-259 391 [5].
107. Phillips, L. (1961). Maneuver Load Data from C-130 Aircraft. A.S.T.I.A. AD-255 752 [5, 8].
108. Phillips, W. H. (1948). Effect of steady rolling on longitudinal and directional stability. N.A.C.A. T.N. No. 1627 [4].
109. Picken, J. (1960). Free-Flight Measurements of Pressure and Heat Transfer in Regions of Separated and Reattached Flow at Mach Numbers up to 4. A.R.C.C.P. 706 [8].
110. Picken, J. and Walker, D. (1961). Techniques for the Investigation of Aerodynamic Heating Effects in Free Flight. Неопубликованный отчет Министерства авиации [8].
111. Pinsker, W. J. G. (1955). Preliminary Note on the Effect of Inertia Cross-coupling on Aircraft Response in Rolling Manoeuvres. A.R.C.C.P. 435 [4].
112. Plantema, F. J. and Buhrman, J. (1960). Roughness measuring systems for runways and taxi tracks. NLL Note MS-60-45, 15-7-1960. (Included as Appendix C to Report of the Working Party on runway roughness, June 6—7 1960). [3].
113. Pockels, (1901). Zur Theorie der Niederohlagobildung an Gebirgen. *Ann Phys.* (4). Vol. IV, 1901, pp. 459—480 [2].
114. Potter, D. M. (1957). Measurements of Runway Roughness of Four Commercial Airports. N.A.C.A. RM L56126 [3].
115. Pratt, K. G. and Walker, W. G. (1954). A Revised Gust-Load Formula and a Re-Evaluation of V-g Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950. N.A.C.A. Report 1206 [10].
116. Press, H. and Steiner, R. (1958). An Approach to the Problem of Estimating Severe and Repeated Gust Loads for Missile Operations. N.A.C.A. TN 4332 [10].
117. Rhode, R. V. (1937). Gust Loads on Airplanes. *S.A.E. J.* March 1937 [5].
118. Rice, S. O. (1944). Mathematical analysis of random noise. *Bell System Tech. J.* Vol. 23, 282, 1944 and 24, 46, 1945 [2, 9].
119. Rose, R. and Dee, F. W. (1963). Aircraft vortex wakes and their effects on aircraft. R.A.E. Tech. Note Aero 2934 [11].
120. Rossiter, J. E. (1962). The Effect of Cavities on the Buffeting of Aircraft. A.G.A.R.D. Conference 3rd — 6th July 1962 [11].

121. Rumsey, C. B., Piland, R. O. and Hopko, R. N. (1960). Aerodynamic-Heating Data Obtained from Free-Flight Tests between Mach Numbers of 1 and 5. N.A.S.A. TN D 216 [8].
122. Saunders, K. D. (1961). B-66 Low Level Gust Study. (14 Vol., 89 Parts) Vol. I. Technical Analysis. W.A.D.D. TR-60-305 [2, 10].
123. Saunders, P. M. (1961). An Observational Study of Cumulus. *J. Met.* Vol. 18, p. 451, 1961 [2].
124. Scorer, R. S. (1957). Experiments on convection of isolated masses of buoyant fluid. *J. Fluid Mech.* Vol. 2, p. 583 [2].
125. Scorer, R. S. (1963). Stirring Motions in Stablystratified Airstreams Induced by Flow over Mountains. R.A.E. Symposium, 16th November 1961, on Atmospheric Turbulence and its relation to Aircraft. H.M.S.O. [2].
126. Shattuck, R. D. (1961). Sound Pressures and Correlations of Noise on the Fuselage of a Jet Aircraft in Flight. N.A.S.A. TN D-1086 [12].
127. Sheppard, P. A. (1963). The Incidence of Atmospheric Turbulence, R.A.E. Symposium, 16th November 1961, on Atmospheric Turbulence and its relation to Aircraft [2].
128. Silsby, N. S. (1955). Statistical Measurements of Contact Conditions of 478 Transport-Airplane Landings during Routine Daytime Operations. N.A.C.A. Report 1214 [7].
129. Silsby, N. S. and Harrin, E. N. (1955a). Statistical Measurements of Landing-Contact Conditions of a Heavy Bomber. N.A.C.A. RM L55E03 [7].
130. Silsby, N. S. and Harrin, E. N. (1955b). Landing Conditions for Large Airplanes in Routine Operations. N.A.C.A. RM L55E18c [7].
131. Silsby, N. S. (1956). Statistical Measurements of Landing Contact Conditions of Five Military Airplanes during Routine Daytime Operations. N.A.C.A. RM L56F21a [7].
132. Silsby, N. S. and Livingston, S.P. (1959). Statistical Measurements of Contact Conditions of Commercial Transports Landing on Airports at an Altitude of 5300 feet and at Sea Level. N.A.S.A. TN D-147 [7].
133. Smith, F. B. (1961). An Analysis of Vertical Wind Fluctuations at Heights between 500 and 5000 ft. *Quart. J. Roy. Met. Soc.* Vol. 87, No. 372, April 1961 [2].
134. Spreiter, J. R. and Sacks, A. H. (1951). The Rolling Up of the Trailing Vortex Sheet and its Effect on the Downwash behind Wings. *J. Aero. Sci.* Vol. 18, No. 1, January 1951 [11].
135. Squires, H. B. (1954). The growth of a vortex in turbulent flow. *cm. Aeronaut. Quart.*, 3, 302-306, 1965 [11].
136. Staff of Langley Airworthiness Branch (1962). Operational Experiences of Turbine-Powered Commercial Transport Airplanes. N.A.S.A. TN D-1392 [7].
137. Stickle, J. W. and Silsby, N. S. (1960). An Investigation of Landing-Contact Conditions for a Large Turbojet Transport during Routine Daylight Operations. N.A.S.A. TN D-527 [7].
138. Stickle, J. W. (1961). An Investigation of Landing Contact Conditions for Two Large Turbojet Transports and a Turboprop Transport during Routine Daylight Operations. N.A.S.A. TN D-899 [7].
139. Sutherland, L. C. and Morgan, W. V. (1961). The use of model jets for studying acoustic fields near jet and rocket engines. W.A.D.C.—University of Minnesota Conference on Acoustical Fatigue, W.A.D.C. Technical Report 59-676 [12].
140. Taylor, G. I. (1938). The spectrum of turbulence. *Proc. Roy. Soc.* Vol. A.164, p. 476. 1938 [2, 9].
141. Taylor, J. (1950). Design and Use of Counting Accelerometers. A.R.C.R. and M. 2812 [5].
142. Taylor, J. (1953). Measurement of gust loads on aircraft. *Jour. R.Ac.S.*, February 1953 [10].
143. Taylor, J. (1956). Fatigue Loading Actions on Transport Aircraft, Institute of Mechanical Engineers, Conference on Fatigue of Metals, September, 1956 [7].

144. Taylor, J. (1958). General Introduction to Thermal Structures. A.G.A.R.D. Report 206 [8].
145. Taylor, R. H. (1962). Annual Variation of Flight Loads Recorded on Viscount Aircraft by means of the Fatigue Load Meter. R. A. E. Tech. Note Structures 322 [10].
146. Thomas, H. H. B. M. and Price, P. (1960). A Contribution to the Theory of Aircraft Response in Rolling Manoeuvres including Inertia Cross-Coupling Effects. R.A.E. Report Aero 2634 [4].
147. Thompson, W. E. (1958). Measurements and Power Spectra of Runway Roughness at Airports in Countries of the North Atlantic Treaty Organization. N.A.C.A. TN 4303 [3].
148. Titus, E. (1959). Maneuver Load Data from Jet-Trainer Operations. A.S.T.I.A. AD-216 306 [5, 8].
149. Titus, E. (1960). Maneuver Load Data from T-37 Trainer Operations. Wright Air Development Division. TN-60-124 [5, 8].
150. Titus, E. (1961). Maneuver Load Data from F-100 Operations. Aeronautical Systems Division, Wright-Patterson Air Force Base. ASD TR 61-683 [5, 8].
151. Tolefson, H. B. (1956). Summary of Derived Gust Velocities Obtained from Measurements within Thunderstorms. N.A.C.A. Report 1285 [10].
152. Usher, C. V. G. (1953). Analysis of V-g Records from Canberra B2 Aircraft (November 1951 to July 1952). R.A.E. Tech. Note Structures 117 [5].
153. Vahldiek, A. M. (1961). Maneuver Load Data from F-102A Aircraft. Wright Air Development Division. TN 61-46 [5, 8].
154. Vahldiek, A. M. (1961a). Maneuver Load Data from F-105B Aircraft. Wright-Patterson Air Force Base. ASD TN 61-161 [5, 8].
155. Van Driest, E. R. (1952). Turbulent Boundary Layer on a Cone in a Supersonic Flow at Zero Angle of Attack. *J. Aero. Sci.* Vol. 19, No. 1, January 1952, pp. 55-57, 72 [8].
156. Walker, W. G. and Copp, M. R. (1959). Summary of VGH and V-g Data Obtained from Piston-Engine Transport Airplanes from 1947 to 1958. N.A.S.A. TN D-29 [5, 10].
157. Wallace, C. D. (1961). Structural Flight Loads Data from B-52 Bomber Operations. W.A.D.D. TR-61-655 [5, 8, 11].
158. Ward, D. C., Jr. (1963a). Maneuver Flight Loads Data from RF-101C Aircraft. Final Report. ASD-TDR-62-923 [5, 8].
159. Ватсон, Г. Н. (1944). Теория бесселевых функций, ИЛ, 1949. [9].
160. Вейбулл, В. Усталостные испытания и анализ их результатов. Изд-во «Машиностроение», 1964 [13].
161. Westfall, J. R., Milwitzky, B., Silsby, N. S. and Dreher, R. C. (1957). A Summary of Ground-Loads Statistics. N.A.C.A. TN 4008 [7].
162. Wetmore, J. W. and Reeder, J. P. (1963). Aircraft Vortex wakes in relation to terminal operations. N.A.S.A. TN D-1777 [11].
163. Wilkinson, K. G. (1951). Some Problems of Turbine Transport Operation in Europe. R.Ac.S. Anglo-U.S. Conference, 1951 [2].
164. Wilkinson, K. G. and Vivian, J. (1953). A Rationalised Fuel Reserve Policy for Medium-range Airline Operations. S.A.E. Paper October 1953 [2].
165. Wolfe, M. O. W. (1957). Near Field Jet Noise. A.G.A.R.D. Report 112 [12].
166. Zbrozek, J. K. (1953). Gust Alleviation Factor. A.R.C.R. and M. 2970 [10].
167. Zbrozek, J. K. (1960). The Relationship between the Discrete Gust and Power Spectra Presentations of Atmospheric Turbulence, with a Suggested Model of Low-Altitude Turbulence. A.R.C.R. and M. 3216 [9].
168. Zbrozek, J. K. and Ridland, D. M. (1960a). A Measured Power Spectrum of the Vertical Component of Atmospheric Turbulence. A.R.C. G. P. 522 [2].

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие к русскому изданию	5
Глава I. Введение	7
§ 1.1. Общая часть	7
§ 1.2. Внешние условия	8
§ 1.3. Маневренные нагрузки	10
§ 1.4. Турбулентность	11
§ 1.5. Принципы проектирования	12
Глава II. Атмосфера	13
§ 2.1. Введение	13
§ 2.2. Квазистатические свойства атмосферы	14
§ 2.3. Крупномасштабные динамические свойства атмосферы	18
§ 2.4. Турбулентность атмосферы — общее движение	21
§ 2.5. Турбулентность атмосферы — локальное движение	28
§ 2.6. Общее заключение о структуре атмосферной турбулентности	45
Глава III. Характеристики поверхности аэродромов	50
§ 3.1. Введение	50
§ 3.2. Описание взлетно-посадочных полос	50
§ 3.3. Измерения высот неровностей взлетно-посадочных полос	55
Глава IV. Теоретический анализ маневров в невозмущенной атмосфере	65
§ 4.1. Введение	65
§ 4.2. Уравнения движения	65
§ 4.3. Качественное описание маневров самолета	68
§ 4.4. Выражения для аэродинамических нагрузок	72
§ 4.5. Выражения для составляющих силы веса	74
§ 4.6. Линеаризованные уравнения движения для симметричных маневров	75
§ 4.7. Линеаризованные уравнения движения для несимметричных маневров	88
Глава V. Результаты измерений характеристик симметричных маневров	96
§ 5.1. Введение	96
§ 5.2. Повторяемость нормальных перегрузок	98
§ 5.3. Повторяемость больших скоростей полета	125
§ 5.4. Распределение скоростей полета, при которых действуют максимальные нормальные перегрузки	135
§ 5.5. Совместная повторяемость нормальных перегрузок и скоростей полета	139

	Стр.
Глава VI. Результаты измерений характеристик несимметричных ма- нров и отклонений управляющих поверхностей	147
§ 6.1. Введение	147
§ 6.2. Углы отклонения управляющих поверхностей	149
§ 6.3. Маневры при отклонении элеронов	156
§ 6.4. Боковые перегрузки и углы скольжения	160
Глава VII. Нагрузки на самолет при взлете, посадке и рулежке	164
§ 7.1. Введение	164
§ 7.2. Нагрузки при рулежке	165
§ 7.3. Нормальные перегрузки при взлете	171
§ 7.4. Нормальные перегрузки при посадке	172
§ 7.5. Продольные и боковые перегрузки	187
Глава VIII. Температура и скорость в полете	189
§ 8.1. Введение	189
§ 8.2. Продолжительность полета на различных индикаторных ско- ростях	190
§ 8.3. Изменение с высотой продолжительности полета на различных скоростях	198
§ 8.4. Отклонения температуры воздуха от средних значений	205
Глава IX. Теоретический анализ турбулентности	206
§ 9.1. Введение	206
§ 9.2. Физическое представление о турбулентности	207
§ 9.3. Аналитическое представление о турбулентности	210
§ 9.4. Специальные аналитические выражения для распределений энергии турбулентности	217
Глава X. Нагрузки, действующие на самолет при полете в турбулент- ной атмосфере	220
§ 10.1. Введение	220
§ 10.2. Передаточный коэффициент от порыва к реакции самолета	222
§ 10.3. Сравнение вертикальных турбулентных скоростей, получен- ных путем измерения перегрузок, со скоростями, измеренны- ми непосредственно на самолете	230
§ 10.4. Специфические условия турбулентности	235
§ 10.5. Атмосферные нагрузки, действующие на самолет при его нормальной эксплуатации	247
Глава XI. Турбулентность при бафтинге	260
§ 11.1. Введение	260
§ 11.2. Полет в спутной струе, создаваемой другим самолетом	261
§ 11.3. Спутная струя от тормозных щитков	269
§ 11.4. Турбулентность вблизи вырезов типа бомболоков	273
§ 11.5. Бафтинг крыла	275
Глава XII. Турбулентность, создаваемая реактивной струей двигателя	277
§ 12.1. Введение	277
§ 12.2. Турбулентность в дозвуковой воздушной струе	278
§ 12.3. Давление в ближней к реактивному двигателю зоне	281
§ 12.4. Использование моделирования	287
§ 12.5. Ракетные двигатели	289
§ 12.6. Флюктуации давления в полете	289
§ 12.7. Возможности эксперимента	291
Глава XIII. Принципы проектирования	293
§ 13.1. Введение	293
§ 13.2. Общие соображения	295
§ 13.3. Статическая прочность	301

	Стр.
§ 13.4. Действующие статические нагрузки	308
§ 13.5. Надежность конструкций при статическом нагружении	314
§ 13.6. Усталостная прочность	327
§ 13.7. Действующие переменные нагрузки	330
§ 13.8. Надежность конструкций при действии переменных нагрузок	335
§ 13.9. Обеспечение требуемой расчетной прочности	346
Обозначения	354
Литература	363

Джеймс Тейлор

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Редактор А. В. Попов
Техн. редактор Т. С. Старых

Художник Н. Т. Дворников
Корректор Е. П. Карнаух

Сдано в набор 10/УП-1970 г. Печ. л. 23,25 Подписано в печать 17/XII-1970 г.
Формат 60×90^{1/16} Бумага № 2 Тираж 3200 экз. Уч.-изд. л. 23,65
Бум. л. 11,63 Тем. план 1970 г. № 221 Изд. зак.
Цена 1 р. 84 к. Издательство «Машиностроение», Москва, Б-66, Вasmанский пер., 3

Московская типография № 8 Главполиграфпрома Комитета по печати
при Совете Министров СССР, Хохловский пер., 7. Тип. зак. 1409