

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Прогресс в разработке винтовентиляторных двигателей	1
Методы оптимизации в авиастроении	13

УДК 629.735.33.03.01«71»(73)

ПРОГРЕСС В РАЗРАБОТКЕ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ*

Деятельность промышленных и государственных организаций по достижению существенного улучшения силовых установок перспективных дозвуковых самолетов в отношении экономии энергии привела к определению концепции винтовентилятора и осуществлению крупных исследовательских программ. Программы исследования винтовентиляторов оказались очень успешными, и, как полагают, первоначальные оценки возможной значительной экономии топлива останутся справедливыми. Существует возможность экономии порядка 23 млрд. л топлива в коммерческой авиации в 1990-х годах при условии, что будут ускорены остальные программы обеспечения технической готовности новых винтовентиляторных двигателей и самолетных систем начиная с середины 1980-х годов. В течение последних пяти лет при финансовой поддержке NASA и промышленности была разработана основная программа по созданию винтовентиляторных двигателей, которая дает реальную основу для ускоренного завершения остальных программ.

Концепция винтовентиляторной силовой установки объединяет следующие перспективные разработки и элементы турбовинтовых и двухконтурных двигателей: высокую нагрузку на ометаемую площадь, саблевидные лопасти, аэродинамически совершенную мотогондолу на крыле, современный турбовальный двигатель. Винтовентилятор представляет собой открытый вентилятор или вентилятор без кожуха, снабженный двигателем того же уровня техники, что и конкурирующий с ним ТРДД. В результате такого сочетания получается силовая установка, которая характеризуется значительно меньшим удельным расходом топлива, чем сопоставимая силовая установка на базе ТРДД.

Было проведено большое число исследований по применению таких силовых установок в дозвуковой авиации, и все эти исследования показали значительную экономию топлива, получаемую при использовании турбовентиляторного двигателя (ТВВД). Возможность экономии топлива при применении перспективных самолетов с ТВВД состав-

ляет 15—20% для коммерческой авиации и 25—35% для военной авиации (самолеты боевого патрулирования) в сравнении с самолетами с ТРДД того же технического уровня. Получаемый эффект зависит от конкретного назначения самолета, от крейсерской скорости, дальности полета и других требований. Эти исследования касались также требований к самолетам с ТВВД с целью обеспечения уровней шума и вибраций в кабине и крейсерской скорости, как у самолетов с ТРДД.

Так как стоимость топлива составляет в настоящее время 50—60% прямых эксплуатационных расходов (ПЭР), то экономия топлива может приводить к значительному сокращению этих расходов (8—12%). В дополнение к экономии топлива и сокращению расходов самолет с ТВВД может иметь более низкий уровень шума на режиме взлета и посадки по сравнению с требованиями FAA для новых самолетов. Для них могут быть использованы более короткие ВПП, чем для подобных самолетов с ТРДД.

Исследованные различные применения самолетов с ТВВД проводились в основном при обычной длине ВПП и при крейсерской скорости, соответствующей $M=0,7-0,8$. Хотя этот скоростной диапазон является главной целью разрабатываемых программ, продемонстрированные достижения могут применяться при проектировании воздушного винта или винтовентиляторов для самолетов, рассчитанных на числа $M=0,6-0,85$.

Техническое совершенствование двигателей и самолетов с этими двигателями взаимосвязано и требует работы как над отдельными наиболее важными элементами, так и над всей системой в целом (рис. 1). Программы разработки компонентов ротора винтовентилятора, двигателя и редуктора, звукоизоляции фюзеляжа и исследований по взаимоувязке крыла с двигателем включают в себя изучение требований к отдельным элементам, а также оценки влияния других, связанных с ними элементов силовой установки. Например, в настоящее время определяются скорости потока за винтовентилятором, исследуется влияние закрученности потока на работу воздухозаборника и характеристики крыла. Уровням шума ротора на режиме крейсерского полета с большой скоростью также уделяется первостепенное внимание при проектировании фюзеляжа и исследованиях по минимиза-

* Gatzen B. S., Adamson W. M. Prop-fan technical progress leading to technology readiness. AIAA Paper N 81-0810.



Рис. 1. Технические проблемы создания ТВВД

ции шума в кабине. На рис. 1 представлена схема модификации существующего самолета для оценки в полете всех относящихся к этой проблеме технических решений в целом.

Специальные технические разработки для винтовентилятора были начаты в 1976 г. фирмой Гамильтон Стандарт и NASA. Первые программы исследований на маломасштабных моделях подтвердили возможность получения высокого КПД, необходимого для достижения большой экономии топлива. Последующие дополнительные испытания на моделях и разработка аналитических методов расчета были также успешны и подготовили основу для начала программы исследований на крупномасштабных моделях.

Такая программа была начата NASA в 1981 г. Ее основные задачи — определение оценки влияния на прочность винтовентилятора масштабного эффекта, непрерывное совершенствование модели и методов для изучения проблем взаимоувязки крыла с двигателем и повышения комфорта в кабине, необходимых для перехода к программе летных испытаний. Перечень законченных и осуществляемых технических программ представлен на рис. 2 наряду с дополнительными программами, которые требуются для завершения оценки концепции и запуска программы разработки серийных двигателей. Приведенный перечень программ отражает

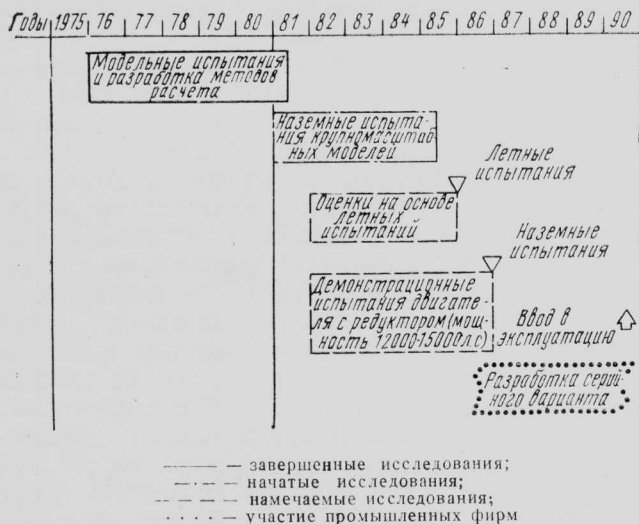


Рис. 2. Программа исследований винтовентилятора

ускорение и расширение планов, представленных ранее. Ускорение программы летных исследований NASA произошло согласно общей рекомендации конференции по винтовым силовым установкам, состоявшейся в Дейтоне (шт. Огайо) в апреле 1980 г. На конференции присутствовало более 150 представителей самолетостроительных и двигателестроительных фирм, военных организаций и авиакомпаний из США и других стран. Специальная комиссия по разработке энергетически эффективного самолета комитета по авиационно-космической технике национального научно-исследовательского совета также дала рекомендации ускорить осуществление программ ТВВД. За ускоренную программу, подобную представленной на рис. 2, высказались также представители авиакомпаний и промышленности (авиакомпания Юнайтед Эрлайнз, Федерал Экспресс, фирмы Дуглас, Локхид, Пратт-Уитни, группа по системам управления фирмы Юнайтед Текнолоджи). Рекомендации были представлены подкомитету по транспорту, авиации и материалам палаты представителей конгресса США и подкомитету по науке, технике и космосу сената во время обсуждений вопроса бюджетных ассигнований NASA в феврале — марте 1981 г.

Представители NASA указали, что ускоренная программа могла бы быть завершена при увеличении бюджетных ассигнований. Этапы разработки ТВВД, показанные на рис. 2, должны включать проверку в летных испытаниях комфорта кабины, совместимости двигателя с воздухозаборником, а также прочности и надежности двигателя. Для привода винтовентилятора во время летных испытаний на существующем самолете с установленными на нем системами винтовентилятора и отсеками фюзеляжа, видоизмененными с точки зрения акустики, будут использованы существующий двигатель и модифицированный редуктор. Параллельно этим работам будет развиваться программа по усовершенствованию двигателя, осуществление которой продемонстрирует техническую готовность надежного редуктора высокой мощности и решенность проблем взаимоувязки ротора винтовентилятора и газогенераторного контура двигателя, работающего при высоких температурах и давлениях. Если «техническая готовность» будет подтверждена в программах NASA в период 1985—1986 гг., то промышленными фирмами может быть начато осуществление программы разработки серийного варианта ТВВД, в результате чего новый самолет может поступить в эксплуатацию в начале 1990-х годов. Следующие пять лет необходимы, чтобы в реальных условиях окончательно убедиться в возможности создания с помощью этих технических усовершенствований качественного скачка в авиации 1990-х годов.

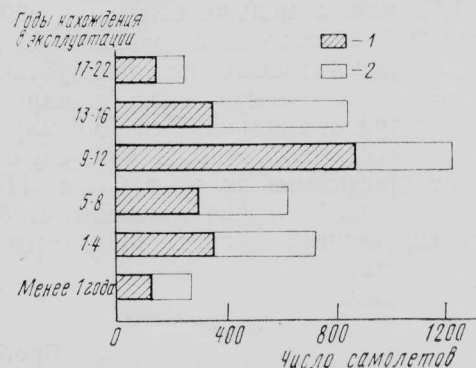
Эффект экономии топлива за счет высокого КПД винтовентилятора для транспортного самолета с числом Маха в крейсерском полете 0,7—0,8 является дополнением ко многим другим научно-техническим усовершенствованиям, обеспечивающим экономию топлива, которые должны быть реализованы к середине 1980-х годов: непрерывное повышение эффективности элементов газогенератора двигателя, улучшение аэродинамических характеристик и усовершенствование конструкции самолета. На рис. 3 иллюстрируется резкое повышение (бо-

Потенциальные возможности применения ТВВД

Возможные применения ТВВД	Обоснование применения ТВВД	Экономия топлива по сравнению с ТРДД того же уровня техники, %	Экономия топлива по сравнению с современными самолетами, %
Замена двигателей на самолетах DC-9 и Боинг 737 (100—150 пасс.)	Снижение эксплуатационных расходов	20	60
Замена двигателей на самолетах C-580 и F-27 (50—80 пасс.)	Большое время нахождения самолетов в эксплуатации, несоответствие пассажироместимости и скорости современным требованиям	20	20—40
Замена двигателей на самолетах C-130 и C-141	Улучшение ЛТХ военно-транспортных самолетов	20	20—40(60)
Замена двигателей на самолете P-3	Улучшение ЛТХ	35	20—40
Установка на новых административных самолетах	Увеличение скорости и снижение эксплуатационных расходов	20	20—70

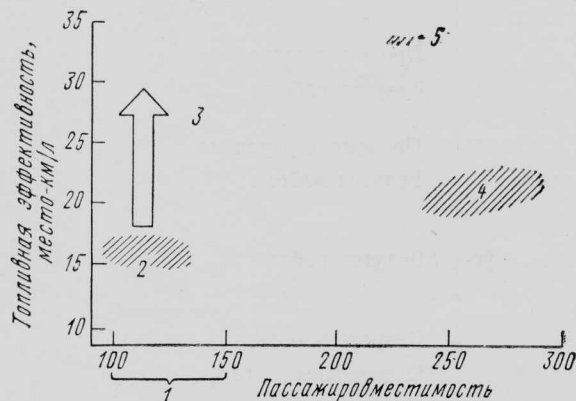
лее чем на 50%) производительности перевозок за счет использования винтовентилятора в сочетании с другими, имеющимися в распоряжении усовершенствованиями по сравнению с существующими самолетами. В табл. 1 указаны возможные пути реализации этих преимуществ до наступления следующего столетия. Показанные потенциальные возможности экономии топлива в каждом конкретном случае применения зависят от того, какими двигателями оснащен данный самолет. Причиной замены двигателей на самолетах DC-9 и Боинг 737 является то, что существующие высокие цены на топливо и большие эксплуатационные расходы заставляют авиакомпания отказаться от этих самолетов и от многих более коротких маршрутов в условиях проведения политики дерегулирования. Продолжительность эксплуатации существующего парка самолетов (рис. 4) и тот факт, что основная часть расходуемого топлива приходится преимущественно на маршруты малой или средней протяженности (рис. 5), подкрепляют мнение о начале замены двигателей самолетов DC-9 и Боинг 737 в середи-

не 1980-х годов с целью их эксплуатации на авиалиниях в конце 1980-х — начале 1990-х годов. Требования по замене будут жесткими, поэтому если своевременно не будут решены основные технические проблемы ТВВД, то на самолетах придется



1 — короткие авиалинии; 2 — средние авиалинии

Рис. 4. Время нахождения в эксплуатации самолетов стран Запада для авиалиний малой и средней протяженности (3965 самолетов)



1 — диапазон, на который ориентированы программы NASA; 2 — самолеты DC-9, Боинг 737, 727 — техника 1960-х годов; 3 — возможности ТВВД; 4 — широкофюзеляжные самолеты — техника 1970-х годов; 5 — данные комитета гражданской авиации США

Рис. 3. Возможности увеличения топливной эффективности самолетов с ТВВД

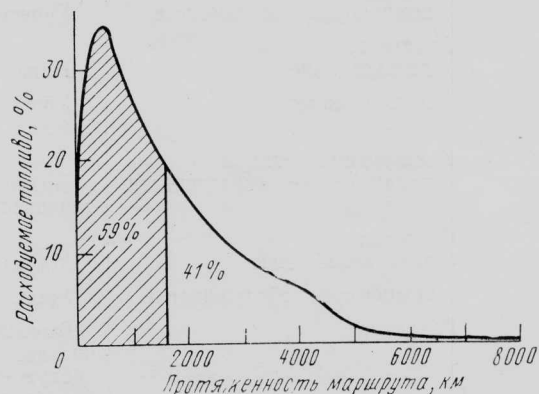


Рис. 5. Распределение расходуемого топлива по протяженностям маршрутов на авиалиниях стран Запада

устанавливать усовершенствованные ТРДД. Это приведет к увеличению расхода топлива на 20%. Можно ожидать, что емкость рынка самолетов с замененными двигателями составит приблизительно 2000 единиц в период с 1990 по 2000 гг. Общая потребность в таких самолетах должна быть больше, но если рассматривать только 2000 самолетов, которые будут поставлены в первые десять лет, то, как показано на рис. 6, будет сэкономлено

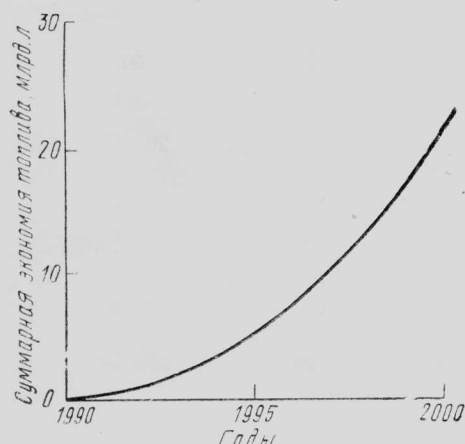


Рис. 6. Прогнозируемая экономия топлива при применении ТВВД (22,7 млрд. л.)

22,7 млрд. л топлива. Сравнение перспективных ТВВД и ТРДД одинакового уровня техники показало, что каждый самолет с ТВВД расходует топлива на 1,89 млн. л меньше ежегодно. 2000 самолетов, каждый с ежегодной экономией топлива 1,89 млн. л, рассчитанные на эксплуатационный срок службы 20 лет, могут дать суммарную экономию 75,7 млрд. л топлива. Эти 75,7 млрд. л могут быть навсегда потеряны в том случае, если технические программы по разработке ТВВД не будут в достаточной степени ускорены, чтобы обеспечить своевременный запуск программы серийного производства.

ОБЗОР РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОВ

Ключевые технические проблемы. Часть исследований, проведенных за последние шесть лет, направлена на определение важнейших технических проблем, которые требуют решения, прежде чем промышленность станет рассматривать эту концепцию как продуктивную при разработке новой силовой установки. В табл. 2 представлены перечень таких проблем, целевые требования и уровни развития существующих программ. Результаты этих исследований нашли отражение в специальных программах, которые были выполнены и продолжают выполняться в настоящее время под руководством NASA и промышленных организаций. Они нацелены на разработку высокоэффективных систем и, следовательно, на достижение максимальной экономии топлива и минимизацию эксплуатационных расходов в сочетании с обеспечением допустимого шума в зоне аэропорта, приемлемого комфорта внутри самолета и высокой прочности и надежности конструкции, обеспечивающих безопасность при эксплуатации. Если все требования, представленные в табл. 2, будут удовлетворены, то экономия топлива и снижение прямых эксплуатационных расходов могут быть более значительными, чем было выявлено в результате предварительных исследований применительно к конкретным самолетам.

При установке ТВВД на самолете возможно ухудшение аэродинамики силовой установки, понижение ее КПД, увеличение шума в ближнем поле при крейсерском полете (что повлечет за собой увеличение веса фюзеляжа) или увеличение расходов на техническое обслуживание (что приведет к увеличению ПЭР). Исследования, проводимые в настоящее время, показывают большие преимущества использования винтовентилятора. Из табл. 2 видно, что некоторые ключевые проблемы уже решены, а именно: повышение КПД винта,

Таблица 2

Проблемы разработки ТВВД

Области исследований	Цели	Состояние исследований
Аэродинамика: ротор	КПД ротора 80%	Продemonстрировано
компоновка на самолете	Уровень ТРДД	Ведутся работы
Акустика: дальнее поле	Ниже норм FAR 36	Продemonстрировано
шум в салоне	Уровень широкофюзеляжных самолетов	Ведутся работы
Конструкция ротора: динамические характеристики	Возможность управления, устойчивость	Ведутся работы
Системы: воздухозаборник	Малая неравномерность	Ведутся работы
техническое обслуживание	Уровень ТРДД	Определены пути решения
Редуктор	Высокая мощность, малый вес, низкая стоимость технического обслуживания, низкий удельный расход топлива	Предстоит продемонстрировать
Двигатель	Устойчивая работа	Предстоит продемонстрировать

снижение шума воздушного винта в дальнем поле, обеспечение технического обслуживания систем. Остальные — находятся на разных стадиях экспериментальных и теоретических исследований. Некоторые вопросы могут быть решены на моделях малого масштаба, но результаты исследований конструкции воздушного винта, комфорта внутренних помещений самолета и воздухозаборников двигателей необходимо проверять в полете на крупномасштабных моделях. Такая программа летных исследований, рассчитанная на длительный период, планируется NASA.

NASA планирует также провести программу разработки ротора и силовых агрегатов, которая будет завершена статическими испытаниями редуктора и турбовального двигателя. После обсуждения каждой технической проблемы будут подробно рассматриваться достигнутые результаты и направления дальнейших работ. Результаты каждого этапа исследований будут включать развитие расчетных и экспериментальных методов. Оба подхода являются важными, так как готовность перехода от маломасштабных моделей к крупномасштабным основывается на экспериментальном подтверждении возможностей силовой установки, методов оценки ее параметров, которые будут использоваться в программах исследований на крупномасштабных моделях.

Аэродинамика и акустика. Разработка винтовентилятора потребовала развития расчетных методов в области аэродинамики, акустики и прочности конструкции, чтобы обосновать преимущества ТВВД перед обычным турбовинтовым двигателем. Однако почти во всех случаях методология расчета развивалась на основе существующих методик расчета ТВД и ТРДД. Лопастивинтовентилятора отличаются от лопастей турбовинтового двигателя тем, что они имеют большую саблевидность и повышенную нагрузку, а скорость потока у концов лопастей в крейсерском полете превышает скорость звука. Внешние участки лопастей ТВВД, обтекаемые околосзвуковым потоком, работают в том же режиме, что и лопасти ТВД, а комлевые участки лопастей с дозвуковыми скоростями обтекания работают в режиме турбовентилятора из-за более высокой густоты решетки профилей. Характерный традиционно высокий крейсерский КПД ТВД сохраняется до числа $M=0,80$ за счет применения более тонких аэродинамических профилей и саблевидной формы лопастей с целью повышения эффективного критического числа Маха в каждом сечении лопасти и минимизации потерь, связанных со сжимаемостью потока. Увеличенное число лопастей приводит к повышению идеального КПД при заданной нагрузке на омегаемый диск винта. Центральная часть винтовентилятора имеет большую густоту решетки профилей, поэтому выбор геометрических параметров и оценка характеристик профилей в комлевой части лопастей осуществляются с использованием результатов расчета обтекания двумерным потоком решеток профилей для вентиляторов ТРДД, что предпочтительнее данных расчета изолированных профилей воздушного винта. Средние и внешние участки лопастей рассчитываются по методу несущей вихревой линии. Этот метод, учитывающий влияние сжимаемости и развитый специально для

винтовентилятора, учитывает также влияние саблевидности концов лопастей и условия их трансзвукового обтекания индуцированным потоком. Метод основан на использовании экспериментальных данных для изолированных профилей, обтекаемых сжимаемым потоком, в которые вносятся поправки на взаимовлияние профилей в решетке, саблевидность и концевой эффект. Этот метод для сжимаемого потока применяется совместно с существующими программами аэродинамического расчета, в которых определяются поле течения на входе и оптимальные кривизна и крутка. Существующие программы представляют собой стандартные методики расчета воздушных винтов. При расчете комлевых и внешних участков лопасти учитывается форма обтекаемых поверхностей за винтом.

Форма гондолы двигателя должна быть учтена при расчете характеристик воздушного винта, так как гондолой действует как преграда, на которой происходит торможение потока и изменение формы линий тока. Результаты этих расчетов имеют очень важное значение для определения качества потока перед воздухозаборником. Во всех расчетах моделей были использованы стандартные аэродинамические профили серии 16 для внешних участков лопасти и серии 65 или образованные дугами окружности — для комлевых участков.

При расчете профилей фирмой Гамильтон Стандарт предполагалось, что при углах саблевидности, обеспечивающих докритическое обтекание концов лопастей, применение усовершенствованных профилей не даст большого выигрыша. Применение перспективных профилей могло бы привести к уменьшению угла саблевидности, но как показано ниже, максимальная саблевидность отвечает требованиям акустики. Фирма Гамильтон Стандарт и другие промышленные организации работают над развитием методов несущей поверхности. Эти методы обеспечивают высокую точность, но являются более сложными и трудоемкими в применении. Линеаризованный метод несущей поверхности, разработанный фирмой Гамильтон Стандарт, будет использоваться при расчете крупномасштабной модели винтовентилятора SR-7.

В 1975 г. еще не существовало методологии акустического расчета винтов с саблевидными лопастями и при проектировании моделей первого поколения использовался эмпирический подход. Годом позже для расчета винтовентиляторов второго поколения с большой эффективностью был использован новый линейный метод, разработанный фирмой Гамильтон Стандарт. О развитии и применении методов акустического расчета винтовентиляторов дает представление рис. 7. Основной подход к решению акустических проблем заключается в использовании тонких профилей и саблевидной формы лопастей с целью снижения шума в крейсерском полете, когда полное число M потока у концов лопастей может превышать единицу. Это можно осуществить за счет минимизации линейных составляющих шума, обусловленных толщиной профилей и нагружением лопастей, а при проектировании моделей третьего поколения — также за счет минимизации нелинейных квадрупольных составляющих шума. Сильное влияние увеличения угла саблевидности лопастей на уровень шума

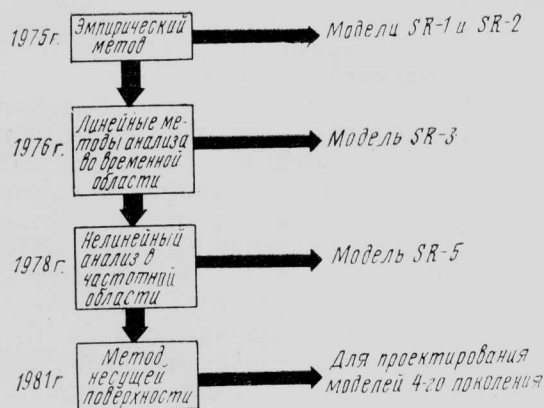


Рис. 7. Исследования шума винтовентилятора

обусловлено фазовым рассогласованием акустических сигналов из периферийных и средних областей винта, в результате чего наблюдаются частичное взаимное ослабление этих сигналов и снижение уровня шума.

В разработанном в последнее время методе акустического расчета применяется анализ в частотной области, включая линейные и нелинейные источники шума. Понятие взаимного ослабления акустических сигналов вследствие их фазового рассогласования базируется на основном допущении линейной акустики о том, что звуковое давление в любой точке может быть рассчитано как сумма давлений, создаваемых каждым элементом объема и площади поверхности источника звука, при этом учитываются амплитуды и фазы акустических сигналов. Для многих обычных турбовинтовых двигателей изменениями фазы по хорде и по размаху лопасти можно пренебречь без существенного проигрыша в точности расчета. Однако для винтовентилятора эти изменения становятся более важными для точности расчета вследствие присутствия ему больших чисел M потока, большого числа лопастей и больших отношений хорды лопасти к диаметру. Достаточно большой угол саблевидности лопастей позволяет исключить составляющие нелинейного источника из суммарного акустического сигнала и приводит к тому, что эффект взаимного фазового ослабления сигналов приобретает важное значение для снижения уровня шума винтовентилятора в крейсерском полете. Фазовое ослабление оказывает также существенное влияние на уровни шума в дальнем поле сбоку от ВПП на режимах взлета и посадки, регламентируемые требованиями по шуму FAR 36. Однако на этих режимах окружная скорость на концах лопастей является дозвуковой, поэтому в данном случае не должно быть трудностей, связанных с удовлетворением требований FAR 36.

Программа исследований по аэродинамике винтовентилятора направлена на изучение КПД изолированного воздушного винта и характеристик винта в компоновке с крылом. Начиная с 1976 г. было испытано три поколения моделей, некоторые из них на двух установках НИЦ им. Льюиса (NASA) и НИЦ фирмы Юнайтед Текнолоджи (UTRC). Последние модели были спроектированы лучше благодаря применению усовершенствованных методов расчета. На рис. 8 представлены некоторые данные испытаний, полученные в НИЦ

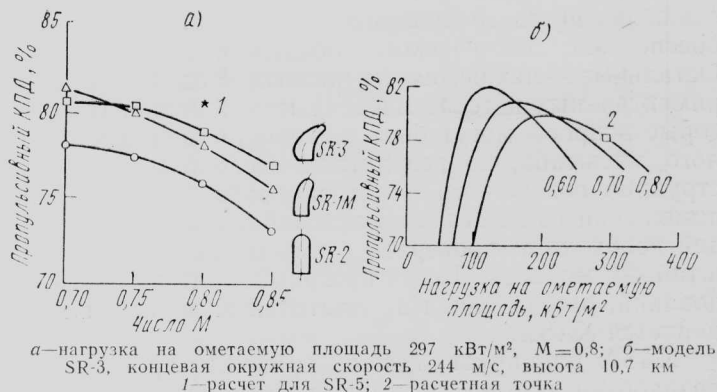


Рис. 8. Характеристики винтовентилятора по данным испытаний, проведенных NASA в 1978 г.

им. Льюиса. Слева изображены измеренные КПД для моделей первого (SR-1 и SR-2) и второго (SR-3) поколений. На модели SR-3 был достигнут КПД несколько ниже 80% для расчетного числа $M=0,8$. КПД более 80% был достигнут в диапазоне чисел $M=0,7—0,75$. Расчетный КПД для модели третьего поколения SR-5 превышает 80%. Результаты более детальных исследований, представленные для модели SR-3 в правой части рис. 8, показывают зависимость КПД от нагрузки на ометаемую площадь при различных числах Маха. Можно видеть, что измеренное значение КПД 80% для $M=0,8$ достигается при нагрузке на ометаемую площадь, несколько меньшей 237 кВт/м², что на 60 кВт/м² меньше расчетной величины 297 кВт/м². С уменьшением числа M максимум КПД возрастает и смещается в сторону меньших значений нагрузки на винт.

Результаты проведенных испытаний подтверждают возможность получения высокого КПД винтовентилятора и, следовательно, возможности экономии топлива. Программа по улучшению акустических характеристик винтовентилятора направлена на изучение шума от различных источников и уровня комфорта внутренних помещений самолета. Испытания моделей проводились в двух трубах: в трубе для акустических исследований НИЦ фирмы Юнайтед Текнолоджи и аэродинамической трубе (АДТ) NASA. Труба НИЦ UTRC обеспечивает возможность точных измерений шума от источника в дальнем поле для случаев, предусмотренных требованиями FAR 36, однако испытания, соответствующие режиму крейсерского полета при большой окружной скорости концов лопастей, проводятся при предельном значении $M=0,3$ в трубе. АДТ НИЦ им. Льюиса позволяет проводить испытания при $M=0,8$, но она мало приспособлена для акустических измерений. В связи с этим в NASA было принято решение о проведении программы летных исследований на самолете «Джет Стар» винтовентилятора при скоростях полета и на высотах, представляющих интерес. Целью исследований на самолете «Джет Стар», начатых в апреле 1982 г., является в основном подтверждение возможности обеспечения требуемого уровня шума в крейсерском полете.

Результаты трубных испытаний приведены на рис. 9. Они ясно показывают, что модели второго поколения с саблевидными лопастями являются значительно менее шумными, чем модели первого

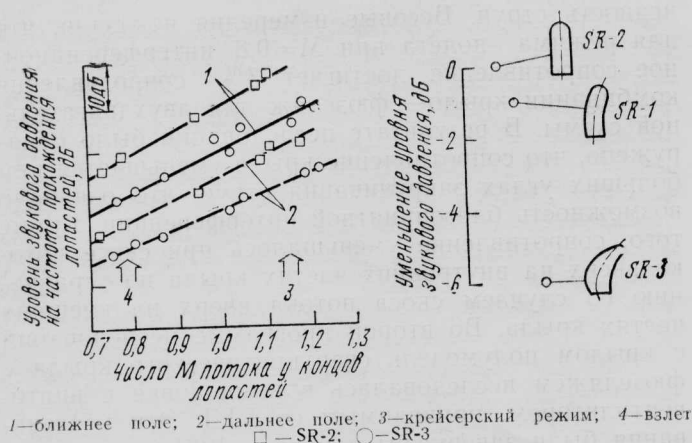


Рис. 9. Результаты акустических испытаний (слева — в трубе НИЦ фирмы Юнайтед Текнолоджи, справа — в трубе NASA при $M=0,8$)

поколения. По результатам, полученным в трубе для акустических исследований центра UTRC, видно, что уровень шума основного тона модели SR-3 с саблевидными лопастями намного ниже на режимах взлета и крейсерского полета в ближнем и в дальнем поле. В то время как режим крейсерского полета моделировался при повышенной окружной скорости концов лопастей, измерения для режима взлета проводились в условиях, более близких к реальным, и они могут быть сопоставлены с требованиями FAR 36. Это сопоставление подтверждает возможность удовлетворить этим требованиям. Можно также видеть, что результаты не претерпевают каких-либо резких изменений при переходе к транзвуковому режиму обтекания лопастей — линейный характер зависимостей не изменяется. Эти исследования в трубе центра UTRC были использованы для подтверждения расчетного уровня шума в районе аэропорта и проверки методов прогнозирования уровня шума в крейсерском полете. Данные, полученные в АДТ НИЦ им. Льюиса, показывают, что уровень шума модели SR-3 с саблевидными лопастями на 6 дБ ниже, чем у модели SR-2 с прямыми лопастями. Этот результат был предсказан с помощью метода расчета шума для окружной скорости концов лопастей 244 м/с.

Программы исследований на моделях обеспечили проверку методов расчета аэродинамических и акустических характеристик. Рис. 10 дает представление о точности этих методов. Результаты расчетов довольно хорошо согласуются с данными экспериментальных исследований для всех испытанных моделей. Ошибки были в пределах 0,5% по КПД и 2 дБ по уровню шума. Эта улучшенная методика расчета была использована при проектировании последней модели, имеющей 10 лопастей с большими углами саблевидности. Предполагается, что эта модель, получившая обозначение SR-5, будет иметь значительные преимущества по сравнению с лучшей предыдущей моделью SR-3. Расчетное значение КПД для условий эксплуатации при $M=0,7-0,8$ будет превышать 80%, а уровень шума в ближнем поле должен быть ниже на 10 дБ по сравнению с моделью SR-2, имеющей прямые лопасти.

Успешное использование результатов испытаний маломасштабных моделей обеспечивается тщательным выбором диапазона чисел Рейнольдса

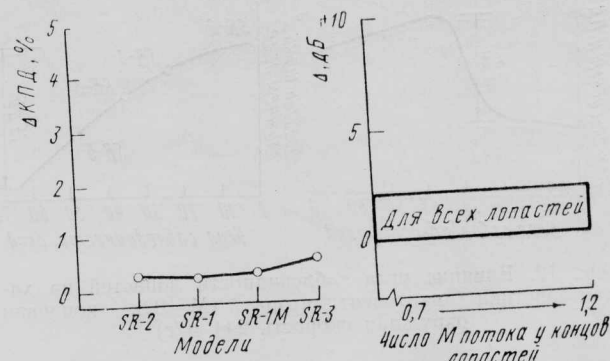


Рис. 10. Оценки точности расчетов аэроакустических характеристик винтовентиляторов (Δ КПД — разность между расчетным и экспериментальным КПД; Δ — разность между экспериментальным и расчетным значениями уровней шума на частоте прохождения лопастей)

для каждого компонента аэродинамической схемы. Например, экспериментальные данные по сопротивлению, представленные на рис. 11 для профилей крыла и пилон, охватывающие широкий диапазон относительных толщин, показывают резкое увеличение сопротивления при уменьшении числа Re ниже критического значения для каждого профиля. Важно отметить, что влияние числа Re уменьшается с уменьшением относительной толщины профиля. Критические числа Рейнольдса для большинства профилей находятся в диапазоне между $0,5 \cdot 10^6$ и $0,8 \cdot 10^6$, и в соответствии с этим было показано теоретически и экспериментально, что модели винтов, масштаб которых обеспечивает числа Re (рассчитанные по $3/4$ длины лопасти) выше $(0,7-0,8) \cdot 10^6$, позволяют получить при испытаниях в АДТ характеристики, близкие к натурным. Для большинства режимов испытаний этим условиям удовлетворяют модели винтовентилятора диаметром 0,61 м, для которых число Re превышает 10^6 . Кроме того, функции источника, входящие в акустическое уравнение, определяются распределением аэродинамической нагрузки по размаху лопасти и ее геометрической формой, а суммирование различных эффектов выполняется в

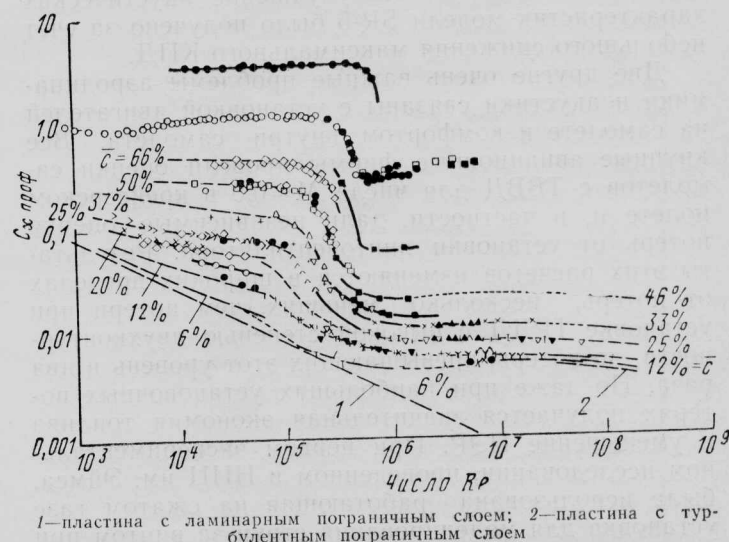


Рис. 11. Зависимость профильного сопротивления от числа Рейнольдса

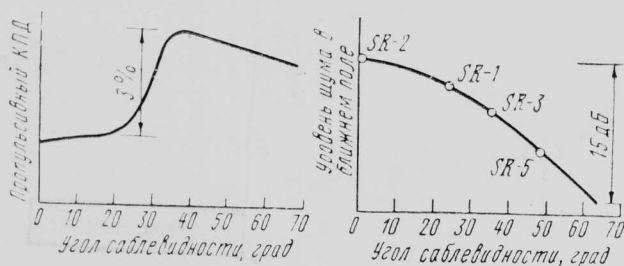


Рис. 12. Влияние угла саблевидности лопастей на характеристики винтовентилятора ($M=0,8$, конечная окружная скорость 244 м/с)

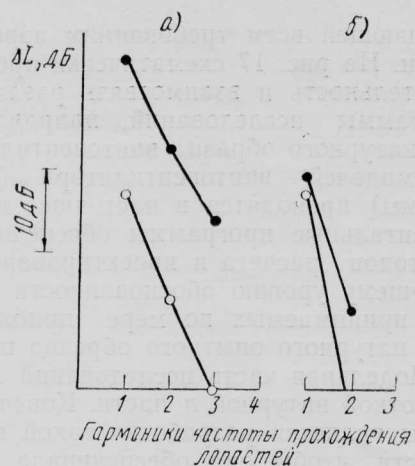
безразмерном виде, поэтому влияние масштаба модели на шум винта проявляется только в вышеупомянутом влиянии числа Re на аэродинамические характеристики. Таким образом, исследования моделей винтовентиляторов при указанных выше числах Re должны давать натурные акустические характеристики.

В результате параметрических исследований, выполненных при проектировании модели SR-5, было выявлено влияние угла саблевидности лопастей на аэродинамические и акустические характеристики. На рис. 12 можно видеть, что небольшие углы саблевидности концов лопастей, меньшие 30° , дают лишь незначительное улучшение характеристик при $M=0,8$. Но когда влияние сжимаемости полностью исключается, КПД резко возрастает и при дальнейшем увеличении угла саблевидности медленно понижается. Уровень шума тем не менее продолжает уменьшаться с увеличением саблевидности в результате фазового ослабления суммарного акустического сигнала. Предполагается, что эти кривые будут несколько смещаться при изменении расчетного числа M или окружной скорости концов лопастей, но минимальное значение угла саблевидности концов лопастей должно составлять 30° — 40° для любого режима полета при $M=0,7$ — $0,8$. При окончательном выборе этого угла необходимо произвести взаимоувязку аэродинамических, акустических и прочностных характеристик лопастей. Когда угол саблевидности превышает 30° — 40° , шум уменьшается, но уменьшается и КПД, а вес винта имеет тенденцию к увеличению. Можно видеть, что улучшение акустических характеристик модели SR-5 было получено за счет небольшого снижения максимального КПД.

Две другие очень важные проблемы аэродинамики и акустики связаны с установкой двигателей на самолете и комфортом внутри самолета. Все крупные авиационные фирмы провели оценки самолетов с ТВВД для числа $M=0,8$ в крейсерском полете и, в частности, дали независимые оценки потерь от установки винтовентилятора. Результаты этих расчетов изменяются в широких пределах от потерь, несколько меньших, чем потери при установке ТРДД с высокой степенью двухконтурности, до потерь, превышающих этот уровень в два раза. Но даже при наибольших установочных потерях получается значительная экономия топлива и уменьшение ПЭР. При первом экспериментальном исследовании, проведенном в НИЦ им. Эймса, была использована работающая на сжатом газе установка для моделирования струи за винтом при изучении ее взаимодействия со сверхкритическим крылом. При этом изменялись скорость и закру-

ченность струи. Весовые измерения показали, что для режима полета при $M=0,8$ интерференционное сопротивление достигает 3% сопротивления комбинации крыло — фюзеляж для двухдвигательной схемы. В результате исследований было обнаружено, что сопротивление крыла уменьшается при больших углах закручивания струи, что означало возможность благоприятной интерференции. Кроме того, сопротивление уменьшалось при скосе потока вверх на внутренних частях крыла по сравнению со случаем скоса потока вверх на внешних частях крыла. Во второй программе исследований с крылом полумодель сверхкритического крыла с фюзеляжем исследовалась в компоновке с винтовентилятором, приводимым от ГТД. Эти исследования были завершены в начале 1981 г., и их результаты убедительно подтверждают результаты, полученные ранее, которые рассматривались при определении потерь от установки винтовентилятора. Эта программа должна обеспечить получение первых данных, касающихся изменения характеристик существующего сверхкритического крыла при установке на него винтовентиляторных двигателей. Проводимая в NASA программа испытаний масштабной модели крыла с ТВВД будет продолжена в течение ближайших нескольких лет. В конечном итоге будут спроектированы и испытаны новые улучшенные крыло и гондола. В дополнение к экспериментальной программе планируется продолжение разработок методов расчета. Предполагается использовать существующие методы расчета дозвуковых потенциальных течений, а также разработать новую программу для расчета трансзвуковых течений на крыле с учетом влияния гондолы и винтовентилятора.

При решении задач акустики рассматривалось несколько путей достижения приемлемого уровня комфорта в пассажирской кабине. К ним относятся минимизация шума источника, максимальное использование эффектов благоприятной интерференции, максимальное увеличение поглощения шума оболочкой фюзеляжа с учетом распространения шума через воздушную среду и элементы конструкции. При изучении проектов самолетов с ТВВД предполагалось, что при заданном уровне шума источника выбираемый тип конструкции фюзеляжа должен снизить уровень шума внутри фюзеляжа до требуемого уровня, обычно 80 дБА. Во всех случаях был достигнут желаемый высокий уровень ослабления шума, но при увеличенном весе фюзеляжа по сравнению с эквивалентным фюзеляжем самолета с ТРДД. Предполагалось также, что шум распространяется через воздушную среду, а резонансы конструкции исключены. Положительное влияние синхрофазирования или выбора направления вращения винтов не учитывалось. При этих предположениях результаты расчетов показали возможность большой экономии топлива и снижение эксплуатационных расходов при использовании силовой установки на основе ТВВД. Фирмы Гамильтон Стандарт и Локхид в течение нескольких лет проводили исследования характеристик шума внутри фюзеляжа самолета Р-3, а в последнее время получили обширные данные по самолету Де Хэвилленд ДНС-7. Кроме того, фирма Гамильтон Стандарт располагает последними данными, полученными в Англии по самолету BA-748 и в

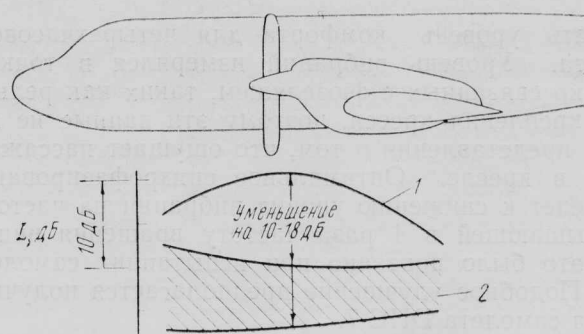


а—работают все двигатели; б—работают только два внешних двигателя
● — снаружи фюзеляжа; ○ — внутри фюзеляжа

Рис. 13. Уровни звукового давления снаружи и внутри фюзеляжа самолета ДНС-7 на режиме крейсерского полета (разность ΔL вычислена относительно $L_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Па)

Голландии по самолету F-27. Для того чтобы установить, как происходит распространение шума, были выполнены исследования на четырехдвигательных самолетах ДНС-7 и Р-3 при работе всех двигателей или только двух внешних. Шум внутри самолета и уровень вибраций в непосредственной близости от плоскости вращения винтов мало отличались при сравнении этих двух случаев. Представленные на рис. 13 данные, полученные в результате исследований на более оснащенном аппаратурой самолете ДНС-7, показывают ожидаемое значительное снижение уровня шума у внешней стенки фюзеляжа, тогда как уровни шума и вибраций внутри пассажирской кабины практически не отличаются. Это свидетельствует о существенной роли конструкции в распространении шума внутрь кабины. Следует отметить, что уровень шума, измеренный внутри самолета ДНС-7 со звукоизоляцией, близок к тому, который намечено обеспечить при использовании винтовентилятора. Уровень шума в кабине изменяется в пределах от 78 до 83 дБА в зависимости от местоположения в кабине. В рамках программы испытаний самолета ДНС-7 были выполнены два исследования. Простейшие измерения внутреннего шума были проведены при наличии звукоизоляции во время регулярных полетов и более тщательные — при отсутствии звукоизоляции. Исследования на самолетах ДНС-7 и ВА-748, во время которых было измерено акустическое давление у наружной поверхности фюзеляжа, показали понижения уровня звукового давления на 20 дБ или более для частот прохождения лопастей винтовентилятора. Это несколько большее значение, чем ожидали получить самолетостроительные фирмы США, но оно хорошо согласуется с оценками фирмы Гамильтон Стандарт, основанными на других экспериментальных данных по турбовинтовому двигателю.

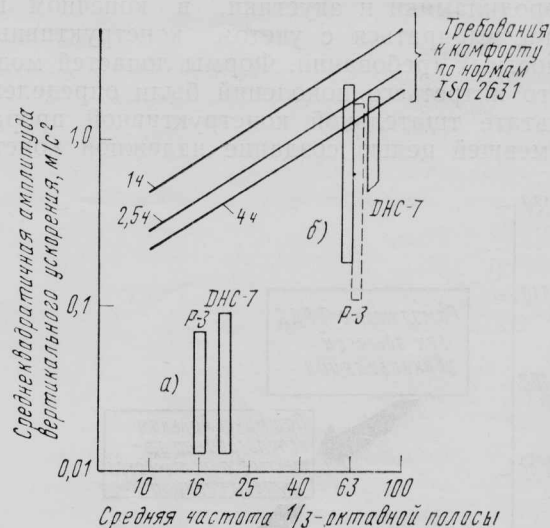
Шум, передаваемый в кабину через воздушную среду и конструкцию, должен быть снижен настолько, чтобы достичь требуемого уровня шума для самолета с винтовентиляторным двигателем.



1—без синхрофазирования; 2—с синхрофазированием

Рис. 14. Возможности снижения шума в пассажирской кабине самолета Р-3 с помощью синхрофазирования (частота 68 Гц)

Синхрофазирование дает возможность значительно снизить шум и вибрацию. Этот вывод был сделан при анализе данных испытаний на самолетах Р-3 и ДНС-7, представленных на рис. 14 и 15. Существенное снижение шума было достигнуто на самолете Р-3 при синхрофазировании с оптимальным углом сдвига по фазе лопастей четырех ТВД. Возможное снижение шума на частоте прохождения лопастей в кабине около плоскости вращения показано на рис. 14. Анализ данных, полученных на самолете ДНС-7, когда работали только близкие к фюзеляжу ТВД, также указывает на значительное снижение уровня шума при синхрофазировании. Если рассматривать первые три тона, то снижение уровня шума составит более 6 дБА. На рис. 15 уровни вибрации в кабинах самолетов для Р-3 и ДНС-7 сравниваются с требованиями международного стандарта ISO 2631—1978 (Е). Для обоих самолетов учитываются вибрации с частотой вращения винта, обусловленные его несбалансированностью. Вибрации с частотой прохождения лопастей обычно имеют приемлемый уровень для всего самолета, за исключением окрестности плоскости вращения, где уровни шума начинают пре-



а—для первой гармоники частоты вращения; б—для четвертой гармоники частоты вращения

Рис. 15. Уровни вибраций внутри фюзеляжа турбовинтовых самолетов Р-3 и ДНС-7 на крейсерском режиме полета (колонки со сплошными линиями — без синхрофазирования, колонки пунктирные — при оптимальном синхрофазировании)

вышать уровень комфорта для четырехчасового полета. Уровень вибраций измерялся в точках, жестко связанных с фюзеляжем, таких как рельсы для крепления кресел, поэтому эти данные не давали представления о том, что ощущает пассажир, сидя в кресле. Оптимальное синхрофазирование приведет к снижению уровня вибрации на частоте, превышающей в 4 раза частоту вращения винта, как это было показано при испытаниях самолета Р-3. Подобное улучшение предполагается получить и для самолета ДНС-7.

Можно сделать заключение, что при использовании синхрофазирования и учете способности кресел поглощать вибрации самолеты Р-3 и ДНС-7 будут очень комфортабельными. Поскольку вес лопасти винтовентилятора меньше, чем у винтов ТВД, а частота прохождения лопастей ТВВД больше, можно ожидать, что уровень вибрации на самолетах с ТВВД будет ниже даже по сравнению с требованиями ISO. Фирма Фоккер достигла успеха по улучшению внутреннего комфорта при использовании динамических вибропоглотителей.

В конце 1980 г. фирма Фоккер объявила о начале поставок варианта самолета F-27 с низким уровнем шума в пассажирской кабине. Уровень низкочастотного шума, создаваемого винтами ТВД, снижен не менее чем на 6 дБА. Это достигнуто благодаря применению внутренних звукопоглощающих панелей с эластичным креплением, стальных полос на внешней поверхности этих панелей, действующих как гасители вибраций, и стекловолокна для заполнения пустот в конструкции.

Проводимые NASA и фирмами экспериментальные и теоретические исследования должны привести к достижению уровней шума в кабине широкофюзеляжных самолетов (рис. 16). При числах $M=0,7-0,75$ требования к характеристикам звукопоглощения конструкции фюзеляжа снижаются.

Конструкции. Параметры лопастей винтовентилятора, первоначально определяемые требованиями аэродинамики и акустики, в конечном итоге должны выбираться с учетом конструктивных и прочностных требований. Формы лопастей моделей второго и третьего поколений были определены в результате тщательной конструктивной проработки, имевшей целью создание надежной конструк-

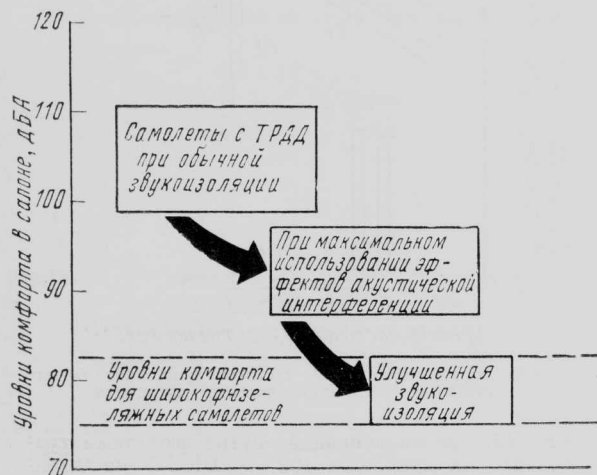


Рис. 16. Уровни воспринимаемого шума в салоне многодвигательного самолета при $M=0,8$

ции, отвечающей всем требованиям аэродинамики и акустики. На рис. 17 схематически представлены последовательность и взаимосвязь различных этапов программы исследований, направленных на создание натурального образца винтовентилятора. Испытания моделей винтовентилятора (см. левую часть схемы) проводятся в настоящее время. Эти экспериментальные программы обеспечивают проверку методов расчета и проектирования и дают оценку общему уровню обоснованности проектных решений, принимаемых по мере приближения к созданию натурального опытного образца винтовентилятора. Модельная часть исследований завершается разработкой натурной лопасти. Конечной целью программы является разработка такой конфигурации лопасти, чтобы она обеспечивала требуемые высокие аэроакустические характеристики и в то же время обладала такими прочностью и надежностью, как лопасти современных ТВД.

Результаты проведенных исследований указывают на то, что лопасть должна иметь относительно малые концевые хорды, тогда объем и масса периферийной части лопасти будут небольшими. Более широкая средняя часть лопасти должна обеспечить достаточную жесткость всей конструкции при малых относительных толщинах профилей.

Сходство винтовентилятора и обычного винта позволило успешно применять модифицированные существующие методы прочностного расчета лопастей. Основными проблемами являются определение действующих на лопасть стационарных и нестационарных нагрузок, оценка динамических реакций винта на эти нагрузки и обеспечение устойчивости всей динамической системы и ее способности противостоять ударным нагрузкам при столкновении с инородными предметами.

При анализе динамики лопастей обычных винтов и лопаток вентиляторов традиционно используются методы балочной теории, однако, как показали проведенные теоретические и экспериментальные исследования, точность этих методов существенно снижается, когда они применяются к лопастям с большими углами саблевидности. Поэтому при расчете на прочность саблевидных лопастей используется метод конечных элементов.

Вибрационные нагрузки на лопасти винтовентилятора возникают из-за неоднородности поля потока, обтекающего самолет, так же как и в случае обычного ТВД. Для определения этих нагрузок ис-

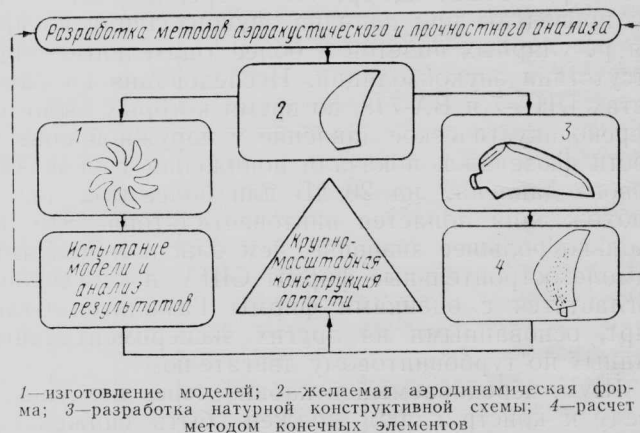


Рис. 17. Схема процесса проектирования лопасти винтовентилятора

пользуются модифицированные существующие методы расчета нестационарного обтекания самолета с учетом влияния на крыло следа за винтом, в том числе его закрученности, стреловидности крыла и саблевидности лопастей винтовентилятора.

Для оценки флаттерных характеристик лопастей винтовентилятора используются методы анализа динамической устойчивости. Срывной флаттер, наблюдающийся в статических условиях или при малых скоростях полета, является одним из расчетных случаев для обычных винтов ТВД. Классический флаттер при больших скоростях полета не характерен для самолетов с ТВД. Методы исследования срывного флаттера базируются на эмпирических подходах, разработанных для обычных винтов, и на численно-аналитических процедурах. В последнем случае применяются методы анализа колебаний во временной области и методы расчета собственных форм аэроупругих колебаний. В условиях отсутствия достаточного объема эмпирических данных основным средством исследования флаттера классического типа стали расчетно-теоретические методы, включая метод переходных функций и метод собственных форм. Более предпочтительным при срывном и классическом флаттерах является метод собственных форм, так как в нем более точно отражается «небалочный» характер упруго-массовой схематизации лопастей винтовентилятора.

Программы испытаний конструктивно-подобных моделей, начатые в 1980 г. и планировавшиеся на 1981 г., предусматривают исследование характеристик динамической устойчивости винтовентилятора. В испытаниях должно быть изучено влияние на работу винтовентилятора неравномерности поля скоростей в присутствии крыла и без него, а также определены границы срывного и классического флаттера и параметры, влияющие на их положение. Ранее проведенные эксперименты показали, что собственные частоты и формы колебаний невращающейся лопасти весьма близки к полученным в расчетах методом конечных элементов. При испытаниях моделей в АДТ НИЦ им. Эймса с большими скоростями потока были выявлены близкие к расчетным критические скорости, определяемые взаимодействием форм колебаний на частотах вращения винтовентилятора, а также было установлено полное отсутствие флаттера классического типа, что также соответствует результатам расчета.

Первые результаты исследования влияния неравномерности поля потока на работу винтовентилятора указывают на тенденцию увеличения напряжений с увеличением скорости потока и его неравномерности.

Первые испытания модели винтовентилятора со стреловидным крылом пока не выявили каких-либо непредвиденных эффектов. В испытаниях на самолете «Джет Стар» должны быть получены данные о прочностных характеристиках винтовентилятора в реальных атмосферных условиях при наличии и отсутствии маневренных перегрузок. В 1981 г. планировалось продолжить эти испытания на флаттер и на влияние неравномерности потока.

Радиальное и окружное распределение нагрузок и окружные концевые скорости у обычного вин-

та и винтовентилятора аналогичны. Эта аналогия благоприятствует использованию лонжеронной конструкции лопасти винтовентилятора, которая уже прошла 15-летнюю проверку в эксплуатации ТВД. Основу силовой схемы такой лопасти составляет монолитный металлический лонжерон, к которому крепится слабонагруженная формообразующая обшивка из композиционного материала на основе смоляной матрицы. Пространство между лонжероном и обшивкой заполняется пеноматериалом или сотовой конструкцией, которые, обладая малой плотностью, придают оболочке необходимую жесткость. Передняя кромка лопасти подкрепляется металлической полоской. Такая конструкция оказалась достаточно надежной и наиболее технологичной по сравнению с другими конструкциями, применяемыми в авиационной промышленности. В настоящее время развитие программ исследования прочности достигло такого уровня, что дальнейший прогресс требует перехода к испытаниям крупномасштабных моделей.

Фирмой Гамильтон Стандарт накоплен большой опыт применения лонжеронных конструкций лопастей. С 1961 г. было изготовлено свыше 5000 лопастей 22 различных конструкций. Накоплен также большой опыт испытаний натурных лопастей (более 200 лопастей). Проводились испытания лопастей с первоначальными повреждениями и испытания в экстремальных температурных условиях (от -54 до $+100^{\circ}\text{C}$). Более 50% усталостных испытаний проведено с двукратным превышением максимальных напряжений цикла над его расчетным значением.

Программа испытания натурального ротора ТВВД рассматривается как необходимое средство окончательного подтверждения правильности решения проблем конструирования и обеспечения прочности винтовентилятора. Эта программа будет включать в себя летные испытания с большими числами M полета на стреловидном крыле. Их результаты позволят также дать оценку применяемых методов расчета и экстраполяции данных наземных испытаний на натурные условия.

В программе натурных испытаний, проводимой NASA, предусмотрены исследования, касающиеся конструкции фюзеляжа, редуктора и энергетических систем. Однако решающее значение для обоснования целесообразности применения ТВВД на будущих самолетах будет иметь успешное завершение программы летных испытаний натурального ротора.

Для того чтобы данные летных испытаний имели достаточно высокую точность, не требующую проведения дополнительной аналитической обработки, испытываемый образец винтовентилятора должен иметь диаметр 2,9—3,05 м. Выбор минимального диаметра винтовентилятора для изучения проблем его прочности должен основываться на следующих двух требованиях:

- 1) должно быть обеспечено точное воспроизведение распределения масс и жесткости по размаху и хорде лопасти;

- 2) должна быть обеспечена возможность точного представления размеров, формы и толщины элементов конструкции лопасти, что позволит использовать и испытать в полете предлагаемые для серийного производства технологические методы.

Уже имеющийся опыт проектирования моделей винтовентилятора показывает, что малая толщина профилей и саблевидная форма лопастей увеличивают взаимосвязь массовых и жесткостных характеристик в условиях вращения и вибраций.

Реакция лопасти на воздействие периодической возмущающей силы с частотой, кратной частоте вращения винта, зависит от частоты и демпфирующих свойств конструкции. Частота определяется распределением масс и жесткостей, а демпфирование — амплитудой деформаций, т. е. жесткостью. Вероятность возбуждения колебаний лопастей с частотами, не кратными частоте вращения, зависит от соотношения амплитуд аэродинамических и инерционных нагрузок и от близости собственных частот изгибных и крутильных колебаний лопасти. Инерционные характеристики, относительное расположение собственных частот, установившиеся деформации вращающейся лопасти, вызванные действием массовых сил, и аэродинамические силы определяются распределением масс и жесткостей. Вопросам исследования колебаний лопастей с частотами, кратными частоте вращения, колебаний с частотами, не кратными частоте вращения (флаттера), и деформаций лопастей будет уделено повышенное внимание при проведении программы натурных летных испытаний винтовентилятора.

Точность воспроизведения на модели натурных параметров лопастей винтовентилятора зависит от размеров модели, поскольку для обеспечения приемлемой массы винта лопасти должны выполняться из материалов различной плотности. На моделях малых размеров невозможно полностью отразить все особенности профилей лопасти из-за ограничений, накладываемых на их относительную толщину требованиями технологии изготовления и прочности модели. Например, для того чтобы обеспечить требуемое сопротивление лопасти к воздействию аэродинамических нагрузок, к потере устойчивости обшивки, к панельному флаттеру и к ударным нагрузкам при несплошном сечении лопасти, толщина наветренной обшивки должна быть не менее 1,5—2 мм. При переходе от натурального винтовентилятора диаметром 3,05 м к модели диаметром 0,6 м пропорционально уменьшенная толщина этой обшивки составит 0,3—0,4 мм. Поскольку отдельные слои композиционных материалов имеют примерно такую же толщину, при этом будет исключена возможность использования в конструкции модели многослойной обшивки, которая необходима для достижения требуемой прочности и жесткости лопасти. В случае замены композиционного материала тонколистовым металлом потребуется полное изменение технологии изготовления лопасти.

Аналогичная проблема масштабирования существует и в отношении механических систем, например системы изменения шага лопастей винта, в которой используются подшипники качения.

Диаметр винтовентилятора порядка 2,9—3,05 м не только удовлетворяет требованиям обеспечения конструктивного соответствия натурному образцу, но и хорошо совмещается с планами использования существующих газотурбинных двигателей в качестве привода при летных испытаниях. Наиболее подходящим для этих целей является турбовальный двигатель мощностью на валу порядка

8000 л. с., например двигатель, разработанный отделением Детройт Дизел Аллисон фирмы Джене-рал Моторс для тяжелых вертолетов (программа HLH). Силовая турбина этого двигателя свободная, это позволит легко удовлетворить требованиям испытаний винтовентилятора при переменной скорости.

Системы силовой установки. Техническое обслуживание является важным вопросом, касающимся вспомогательных систем ТВВД. В настоящее время существует не подтвержденное фактическими данными мнение, что трудоемкость технического обслуживания ТВВД будет выше, чем ТРДД. Это предположение основано на допущении об аналогии с эксплуатацией обычных поршневых винтовых двигателей. Исследования этого вопроса, проведенные в 1978 г. в НИЦ им. Эймса, показали, во-первых, что техническое обслуживание ТВД составляет лишь малую часть общей трудоемкости обслуживания силовой установки и, во-вторых, что возможны некоторые усовершенствования, которые сделают ТВВД конкурентоспособными с ТРДД по стоимости технического обслуживания. Кроме того, в последнее время наблюдается общая тенденция снижения относительной стоимости технического обслуживания в связи с ростом цен на топливо.

Другой важный вопрос, касающийся систем силовой установки, относится к воздухозаборникам ТВВД. Желательно, чтобы канал воздухозаборника обеспечивал поступление в компрессор воздуха с минимальной степенью неоднородности и с минимальными потерями полного давления. Выполнение этих требований, типичных для ТВД, в случае ТВВД затрудняется в связи со специфическими особенностями потока за винтовентилятором, для которого характерны более высокая скорость и закрученность. Планируется проведение под руководством НИЦ им. Льюиса программы исследований на моделях, в результате которой должна быть разработана конфигурация воздухозаборника, удовлетворяющая указанным требованиям.

Усовершенствованные силовые агрегаты ТВВД. Проведенные в последнее время исследования привели к общему заключению, что, хотя при разработке силовых и вспомогательных агрегатов ТВВД может использоваться имеющаяся техника ТРДД, существует ряд проблем компоновки этих агрегатов, которые требуют отдельного изучения. Три ведущие двигателестроительные фирмы США предложили NASA организовать такие исследования в рамках специальной программы.

Другую серьезную проблему представляет разработка редуктора для ТВВД. Редуктор может быть спроектирован и изготовлен с использованием методов и материалов, применяемых уже в течение многих лет при производстве ТВД и трансмиссии вертолетов. Однако промышленность не располагает опытом производства и эксплуатации рассчитанных на большие крутящие моменты редукторов специально для ТВД. В связи с этим планируется проведение демонстрационной программы, которая должна завершиться стендовыми испытаниями усовершенствованного мощного редуктора, обладающего малым весом и высоким КПД.

В табл. 3 приведен перечень нерешенных проблем и соответствующих программ, осуществление

Программы обеспечения технической готовности ТВВД в будущем

Области исследований	На малых моделях	На крупномасштабных моделях
Аэродинамика винтовентилятора в компоновке на самолете	Испытания с гондолой и крылом	—
Акустика салона: источники шума	Испытания на самолете «Джет Стар»	—
передача звука	Разработка методики	Летные испытания
Конструкция	Разработка методики	Летные испытания
	Разработка аэроупругой модели	
Воздухозаборник	Испытания в АДТ	Летные испытания
Редуктор	—	Стендовые испытания
Двигатель	—	Статические испытания

которых позволит довести исследования по ТВВД до стадии технической готовности. Как указано в этом перечне, достаточно обоснованное решение проблем аэродинамики ТВВД в компоновке на самолете и проблем снижения шума от источника может быть получено на основе результатов испытаний маломасштабных моделей, проводимых в настоящее время. Для того чтобы ТВВД получил признание в авиационной промышленности, необходимо провести крупномасштабные испытания ротора винтовентилятора. Программа этих испытаний должна быть спланирована с учетом своевременности получения ее результатов. Большое значение придается результатам, которые дадут летные испытания винтовентилятора, установленного на крыле, при $M=0,7-0,8$.

Программа летных испытаний крупномасштабной модели винтовентилятора должна включать в себя в качестве подготовительного этапа обычные испытания лопастей и втулки, динамические стендовые испытания и испытания систем двигателя.

Хотя испытания в АДТ малых и больших скоростей дают весьма полезную информацию, они не позволяют получить те данные, касающиеся работы ТВВД в условиях реального полета, которые необходимы для подтверждения технической готовности двигателя. Фирмы Локхид-Джорджия и Дуглас по контрактам с NASA ведут исследования по выбору самолета-летающей лаборатории для испытаний винтовентилятора и по оценке практической ценности и целесообразности трубных испытаний. Обе фирмы предлагают переходить от статических испытаний непосредственно к программе летных испытаний, которая должна включать в себя наземные испытания перед полетами. Такой подход рассматривается как наиболее практичный с технической и экономической точек зрения. Основой для подготовки такой программы является имеющийся опыт разработки турбовинтовых двигателей.

Референт И. А. Котельникова.

Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.7(73)

МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ В АВИАСТРОЕНИИ*

Существует весьма привлекательный раздел прикладной математики, основа его — методы оптимизации, где формальная постановка любой задачи включает в себя выбор основных переменных. Их вариации с учетом наложенных ограничений позволяют достичь оптимума некоторого критерия качества (функционала).

В данной обзорной статье дается оценка методов оптимизации, получивших практическое применение при решении различных задач проектирования и эксплуатации летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере. В таблице перечислены области, где принцип поиска оптимального решения нашел наиболее широкое применение.

На рис. 1 представлена общая схема формализации задач, возникающих в практике проектирования ЛА. Любой из существующих ЛА является «наилучшим», по крайней мере в каком-то прагматичном смысле, ибо в процессе его проектирования

Области авиационных исследований, в которых применяются методы оптимизации

Непрерывное представление (в функциональном пространстве)	Дискретное представление (в векторном пространстве)
Оптимизация траекторий (для одного ЛА)	Формы крыльев с максимальным аэродинамическим качеством
Оптимизация тактики противоборства (для двух ЛА)	Оптимизация распределения масс многоступенчатой ракеты

* Ashley H. On making things the best-aeronautical uses of optimization. AIAA Paper N 81—1738.

Непрерывное представление (в функциональном пространстве)	Дискретное представление (в векторном пространстве)
Оптимизация систем наведения, навигации и управления ЛА Несущие поверхности и тела наименьшего сопротивления Простые конструкции минимальной массы при статическом нагружении Простые конструкции минимальной массы при динамическом нагружении с учетом аэроупругости Оптимизация систем с распределенными параметрами (например, двумерных конструкций)	Сложные конструкции минимальной массы при статическом нагружении Сложные конструкции минимальной массы при динамическом нагружении с учетом аэроупругости Аэродинамическая компоновка ЛА с минимальной массой или минимальными прямыми эксплуатационными расходами

сопоставлялось множество различных вариантов, из которых выбранный соответствует пику некоторой кривой эффективности (по весу, расходам и т. п.). Однако далеко не всегда такой одномерный поиск наилучшего варианта является хорошей аппроксимацией поиска оптимума единого критерия в пространстве многих определяющих независимых переменных. В то же время следует отметить, что многие решения вариационных задач в простейшей постановке оказались весьма полезными в приложениях.

После того как обоснована возможность формального подхода к решению проблемы, переходят к математической постановке оптимизационной задачи (рис. 2). На этом этапе исследования существенно возрастает роль инженерной интуиции и опыта, так как успех решения задачи во многом зависит от рационально выбранной расчетной схемы. Например, в случае оптимизации конструкции весьма важны геометрия и схемы ее элементов, границы занимаемых ими объемов, возможные типы материалов, виды повреждений, режимы нагру-

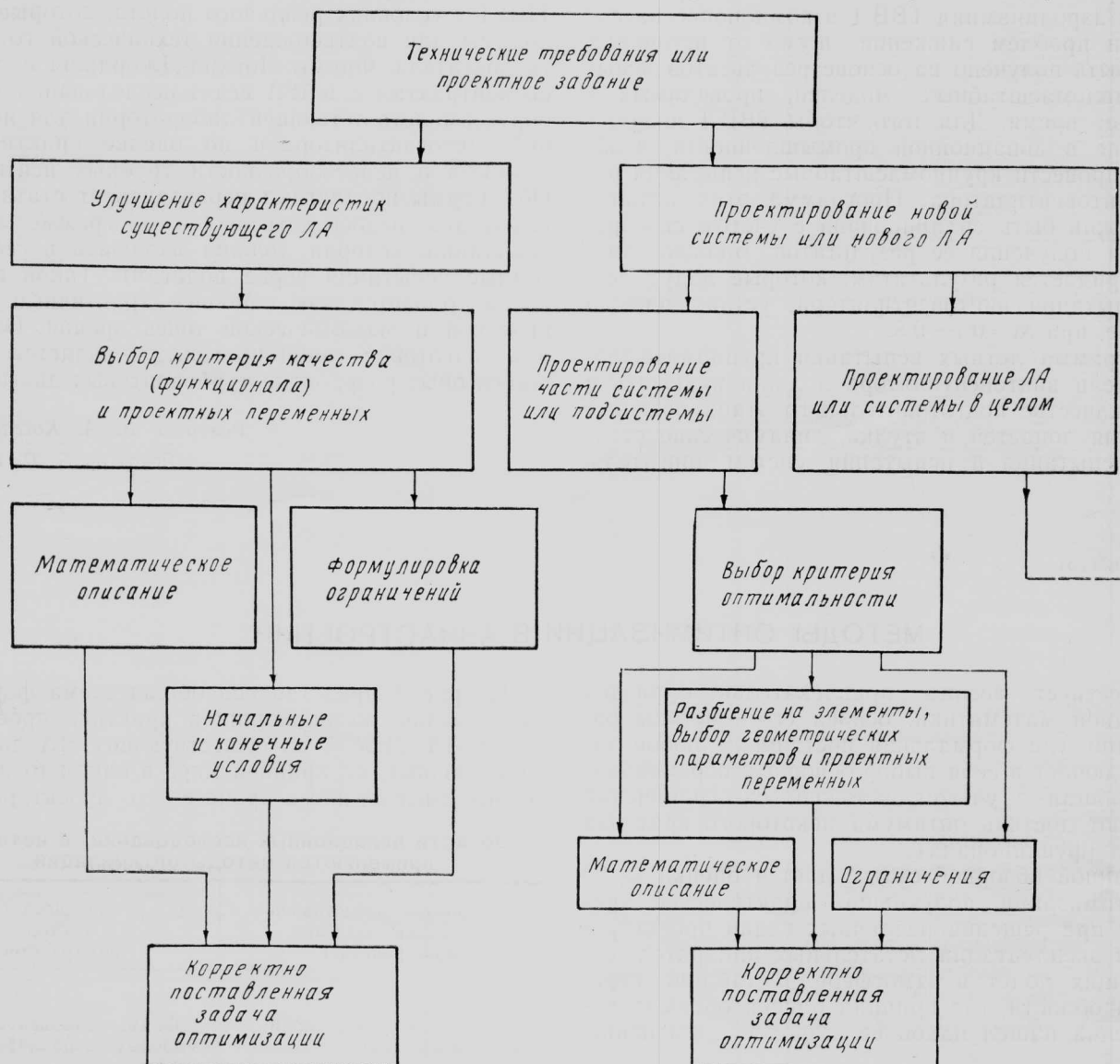


Рис. 1. Схема формализации проектирования летательных аппаратов

жения. Выбор наиболее подходящего материала не всегда является очевидным, особенно когда речь идет об учете назначения ЛА или когда разрабатывается новая система.

Среди всего множества параметров, определяющих систему, прежде всего выделяют те, которые не подлежат изменению («фиксированные» параметры). Проектными параметрами («управляющими» переменными) называют те, которые могут изменяться в процессе модификаций системы по мере ее приближения к оптимальному варианту. Эти N действительных чисел обычно представляются в виде N -мерного вектора-столбца D . Если оптимизации подлежит одна скалярная величина, то может быть выбран некоторый функционал M , являющийся однозначной функцией D , и, используя возможность изменения знака или обращения этой величины, без потери общности задача формулируется как задача минимизации:

$$M(D) \rightarrow \min.$$

Поиск минимума ведется в N -мерном пространстве, ограниченном Q «барьерами», вытекающими из физической сущности задачи. Во многих случаях, по крайней мере для довольно широкого класса задач оптимизации конструкций, эти ограничения имеют вид неравенств:

$$g_q(D) \geq 0, \quad q = 1, 2, \dots, Q.$$

Некоторые из функций g_q могут представлять собой линейные соотношения, учитывающие технологические ограничения минимальной или максимальной толщин поперечного сечения элементов конструкции. В более общем случае в числе ограничений могут присутствовать более сложные и иногда неявные функции D , вычисление которых подчас требует больших затрат машинного времени. Если рассматриваемая задача относится к области проектирования конструкций, то ограничениями такого рода могут быть: ограничения на статическую прочность и устойчивость элементов,

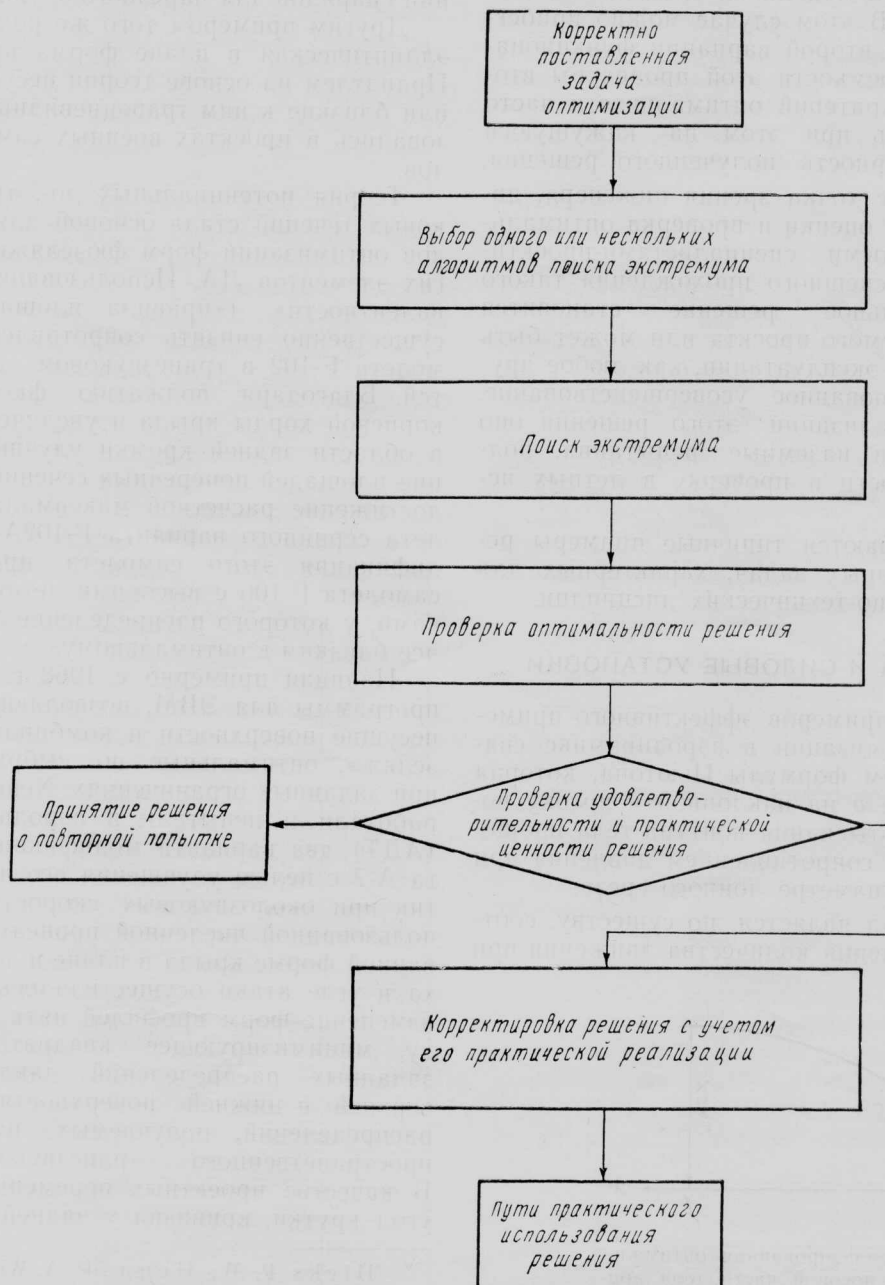


Рис. 2. Схема решения оптимизационной задачи

связанные с видами повреждений и режимов нагружения; ограничения на деформации в заданных сечениях; нижние пределы частот собственных колебаний; границы аэроупругой устойчивости (границы флаттера) и т. п.

В задачах аэродинамики примером функционала может быть величина аэродинамического качества при заданном значении c_y крыла, а в качестве ограничений могут фигурировать ограничения на относительную кривизну профилей, на распределение крутки по размаху, на величину m_z при $c_y=0$, на углы наклона средних линий профилей у передней и задней кромок крыла и т. п.

После формализации исходной проблемы и ее сведения к чисто математической задаче составляется программа реализации на ЭВМ алгоритма поиска оптимального вектора D_{opt} . Иногда приходится проводить дополнительное исследование вопроса об «истинности» достигнутого минимума функционала и о том, является ли он глобальным или только локальным. В этом случае можно прибегнуть к рассмотрению второй вариации функционала. Вследствие трудоемкости этой процедуры вторую вариацию как критерий оптимальности часто игнорируют, ссылаясь при этом на кажущуюся разумность и бесспорность полученного решения.

Более важными, с точки зрения инженера, являются практические оценки и проверка оптимального решения опытными специалистами-проектировщиками. После успешного прохождения такого «фильтра» оптимальное решение становится частью разрабатываемого проекта или может быть внедрено в практику эксплуатации, как любое другое логически обоснованное усовершенствование. До практической реализации этого решения оно должно еще пройти наземные испытания, подтверждение надежности и проверку в летных испытаниях и т. п.

Ниже рассматриваются типичные примеры решения оптимизационных задач, характерных для различных авиационно-технических дисциплин.

АЭРОДИНАМИКА И СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ

Один из первых примеров эффективного применения методов оптимизации в аэродинамике связан с использованием формулы Ньютона, которая определяет давление p на наклонной к потоку поверхности ЛА, для отыскания контура тела вращения с минимальным сопротивлением давления при заданных длине и диаметре донного среза.

Формула Ньютона является, по существу, соотношением для изменения количества движения при

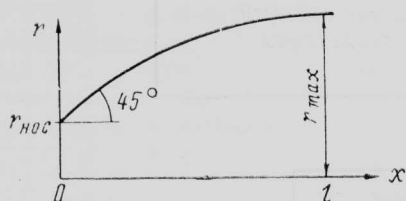


Рис. 3. Идеализированная оптимальная форма носовой части тела вращения для гиперзвуковых скоростей полета

диффузном отражении молекул от холодного тела. Она дает хорошее эмпирическое приближение для наветренных выпуклых поверхностей тел при гиперзвуковых скоростях полета V :

$$p - p_{\infty} = \rho_{\infty} V^2 \cos^2 \theta,$$

где θ — угол между направлением скорости полета и местной нормалью к поверхности.

Характерной особенностью таких оптимальных форм тел вращения являются плоско затупленный носок и криволинейная образующая, наклоненная в точке излома под углом 45° к оси тела (рис. 3). В противоположность этому линейная теория обтекания для меньших чисел M в большинстве случаев дает оптимальные формы с заостренным носком.

Кроме исторического значения, подобное оптимальное решение, по крайней мере в качественном отношении, оказалось полезным при проектировании снарядов для нарезного оружия.

Другим примером того же рода может служить эллиптическая в плане форма крыла, полученная Прандтлем на основе теории несущей линии. Такие или близкие к ним трапецевидные крылья использовались в проектах военных самолетов 1930-х годов.

Теория потенциальных до-, транс- и сверхзвуковых течений стала основой для численных методов оптимизации форм фюзеляжей, крыльев и других элементов ЛА. Использование «правила эквивалентности» («правила площадей») позволило существенно снизить сопротивление опытного самолета F-102 в трансзвуковом диапазоне скоростей. Благодаря поджатую фюзеляжа в области корневой хорды крыла и увеличению его размеров в области задней кромки улучшенное распределение площадей поперечных сечений $S(x)$ обеспечило достижение расчетной максимальной скорости полета серийного варианта F-102A. Дальнейшая модификация этого самолета привела к созданию самолета F-106 с высокими летными характеристиками, у которого распределение $S(x)$ было еще более близким к оптимальному.

Начиная примерно с 1968 г. стали появляться программы для ЭВМ, позволяющие синтезировать несущие поверхности и комбинации «крыло — фюзеляж», оптимальные по выбранному критерию при заданных ограничениях. Хейни и Джонсон работали и испытывали в аэродинамической трубе (АДТ) два варианта модификации крыла самолета A-7 с целью улучшения его летных характеристик при околосвуковых скоростях полета. В использованной численной процедуре* при фиксированной форме крыла в плане и заданных числе Маха и угле атаки осуществлялось последовательное изменение форм профилей пяти сечений по размаху, минимизирующее квадратичные отклонения заданных распределений давления по хорде на верхней и нижней поверхностях от фактических распределений, получаемых путем расчета для пространственного трансзвукового обтекания. В качестве проектных переменных были приняты угол крутки, кривизна у задней кромки и коэффи-

*Hicks R. M., Henne P. A. Wing design by numerical optimization.

Journal of Aircraft, 1978, v. 15, VII, N 7, p. 407—412.



Рис. 4. Формы в плане исходного и оптимизированных крыльев для самолета А-7

циенты 22 функций формы для каждого из пяти сечений крыла.

На рис. 4 показаны исходное крыло ($\lambda=4$) и два улучшенных крыла, из которых первое имеет форму, близкую к исходной, а второе имеет увеличенное до 5 относительное удлинение. Сравнение их характеристик приводится на рис. 5. Несмотря на очевидные достоинства модифицированных крыльев (особенно крыла № 2), замена крыла на серийном самолете А-7 не была осуществлена.

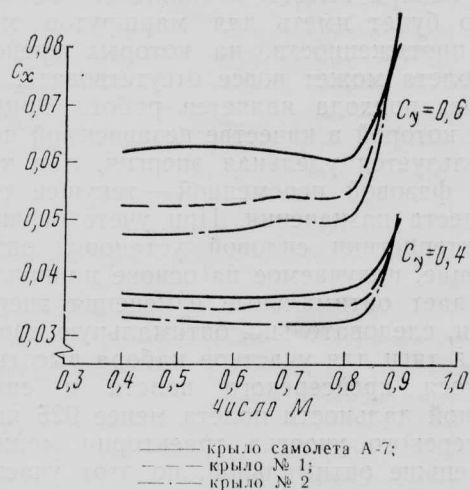


Рис. 5. Зависимости коэффициента сопротивления от числа М для двух значений коэффициента подъемной силы

Аналогичная численная схема оптимизации была использована при проведении исследований по созданию высокоманевренного истребителя с крылом обратной стреловидности (КОС) в рамках программы, осуществляемой совместно ВВС и управлением перспективных исследований министерства обороны США. Для оценки профильного и индуктивного сопротивлений КОС был применен метод вихревой решетки. Расчеты показали, что за счет изменений формы КОС в схеме с близко расположенным передним стабилизатором при $M=0,9$ и $c_y=0,9$ может быть достигнуто снижение коэффициента сопротивления на 0,004.

Проектирование силовых установок является другой областью плодотворного применения методов оптимизации, для которой характерно большое число проектных параметров. Здесь оптимизационные задачи могут ставиться на этапе предваритель-

ных исследований по газодинамике и конструкции нового двигателя и при улучшении системы управления существующей силовой установкой и повышении ее эффективности. Среди работ такого рода можно отметить проведенное в 1977 г. исследование по разработке усовершенствованной системы автоматического управления на переходных режимах ТРДД F100, которым оснащены самолеты F-15 и F-16. Целью исследования было отыскание линейного закона управления двигателем оптимального по квадратичному критерию качества, который обеспечивал бы эффективное выдерживание стационарных режимов и сглаженные переходные процессы при изменении тяги с учетом ограничений по срыву потока в компрессоре, помпажу, допустимым температурам и т. п. Кроме контрольного моделирования были проведены испытания натурального двигателя с усовершенствованной системой управления в барокамере НИЦ им. Льюиса (NASA).

УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ

Оптимизация траекторий ЛА представляет собой одно из наиболее продуктивных направлений современных теоретических исследований. Интерес к этому направлению повысился в конце 1950-х годов после ввода в эксплуатацию самолетов с реактивными двигателями, для которых, помимо более сложных, чем в случае винтовых самолетов, метеорологических условий в тропопause, характерно то, что высоты максимальных скоростей полета существенно отличаются от высот минимальных расходов топлива.

Первая публикация с результатами применения численного алгоритма оптимального планирования полетов для авиалиний была сделана в 1962 г. На основе прогнозируемых распределений температур и ветров проводились синоптические расчеты примерно 100 маршрутов для каждой пары городов внутренних авиалиний США, при этом рассматривались по 10 или более значений высот и по несколько путей трасс. Три наилучших маршрута предлагались на выбор экипажам. Из многочисленных критериев эффективности наиболее часто использовалась величина прямых эксплуатационных расходов на маршруте. По оценкам авторов этого исследования, выгода от использования этого новшества за счет одной только экономии топлива оценивалась ежегодно в 3 млн. долл. на одной авиалинии. По мере роста цен на авиационное топливо этот экономический эффект постоянно увеличивался. В 1965 г. была опубликована работа*, свидетельствующая об успешном применении для этих целей метода динамического программирования.

До недавнего времени формальные методы применялись в основном к анализу крейсерских участков траекторий, поскольку относительно более короткие участки набора высоты и снижения службами управления воздушным движением считались второстепенными. Дальность полета на крейсерском режиме при постоянном аэродинамическом

* Simpson L., Bashoum D. L., Carr E. C. Computer flight planning in the North Atlantic. Journal of Aircraft, 1965, v. 2, VII—VIII, N 4, p. 337—346.

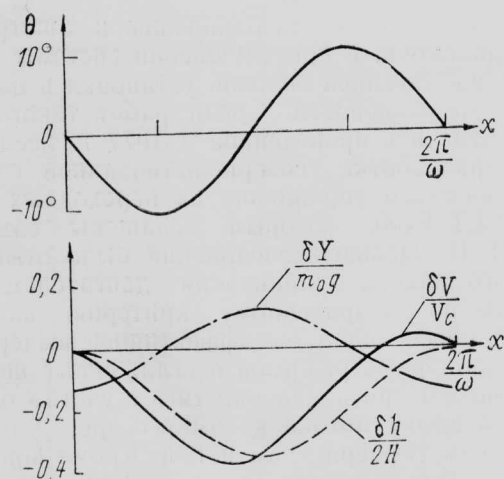


Рис. 6. Один цикл колебаний траектории при нестационарном оптимальном крейсерском режиме полета (θ — угол наклона траектории, Y — подъемная сила, V_c — скорость полета при стационарном крейсерском режиме, $H=7,2$ км — высота однородной атмосферы)

качестве K в изотермических слоях стратосферы определяется формулой

$$L = V \cdot K \cdot P_{уд} \cdot \ln \frac{G_0}{G_1},$$

где V — истинная воздушная скорость, $P_{уд}$ — удельная тяга (в секундах), G_0 и G_1 — веса самолета в начале и в конце рассматриваемого участка траектории.

Анализ этой формулы приводит к заключению, что максимальной дальности при прямолинейной траектории соответствуют параметры режима полета в окрестности максимума произведения $V \cdot K \cdot P_{уд}$ (при условии отсутствия ветра). Однако в 1976 г. Спейером* эта, казалось бы, очевидная гипотеза была опровергнута. Путем анализа с привлечением вариаций второго порядка при некоторых вполне приемлемых допущениях относительно лобового сопротивления и удельной тяги было показано, что стационарный режим крейсерского полета большой продолжительности не является оптимальным и что оптимальное по расходу топлива решение может быть найдено в классе периодических режимов. Брекуэлл и Шоа** в 1980 г. показали, что при постоянной удельной тяге, использовании обычной зависимости коэффициента сопротивления от скорости и высоты полета и синусоидальном изменении скорости, угла наклона траектории и других параметров может быть получена экономия расхода топлива на единицу дальности до 3% по сравнению со стационарным крейсерским режимом. На рис. 6 показан один цикл изменения переменных при оптимальном по расходу топлива периодическом режиме полета. Период колебаний равен 4,7 мин, что несколько больше удвоенного периода фугондных колебаний самолета при наименьшей скорости $V_{ст} = 296$ м/с стационарного крейсерского полета на

* Speyer J. L. Non-optimality of the steady-state cruise for aircraft.

AIAA Journal, 1976, v. 14, XI, N 11, p. 1604—1610.

** Breakwell J. V., Shoae H. Minimum fuel flight paths for given range.

AIAA Paper N 80—1660.

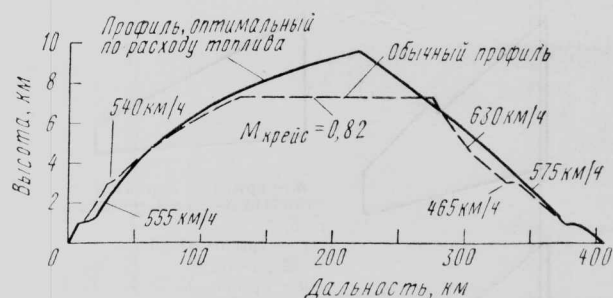


Рис. 7. Сравнение оптимального и обычного профилей полета для самолета DC-10 [экономия 450 кгс топлива (10%) достигается ценой увеличения продолжительности полета на 2 мин (5%)]

высоте $h_{ст} = 10$ км. Однако для реализации такого режима полета потребовались бы такие изменения тяги, которые превышают возможности двигателей. Даже если допустить, что пассажиров устроит колебания ускорения с амплитудой 15% g , службы управления воздушным движением и технического обслуживания двигателей будут, вероятно, возражать против таких отклонений от эксплуатационных норм.

Следующим шагом в направлении улучшения планирования полетов является включение в область допустимых оптимальных режимов полета участков набора высоты и снижения. Особое значение это будет иметь для маршрутов малой и средней протяженности, на которых крейсерский режим полета может вовсе отсутствовать. Примером такого подхода является работа Эрцбергера и Ли*, в которой в качестве независимой переменной используется удельная энергия, а в качестве основной фазовой переменной — текущее расстояние до места назначения. При учете ограничений на характеристики силовой установки оптимальное решение, получаемое на основе принципа максимума, дает оптимальные изменения энергии во времени и, следовательно, оптимальную программу изменения тяги для участков набора высоты, установившегося крейсерского полета и снижения. При полной дальности полета менее 925 км высоты крейсерского участка траектории может оказаться меньше оптимальной, но этот участок может отсутствовать в зависимости от наложенных ограничений на характеристики двигателей. Функционалом является взвешенная сумма расхода топлива и времени полета, и пользователь имеет возможность путем выбора весовых множителей видоизменять оптимальное решение в соответствии с тем, какому элементу прямых эксплуатационных расходов придается большее значение.

Этот алгоритм оптимизации был применен к анализу траекторий самолетов DC-10 и Боинг 727-100. При дальностях полета более 370 км оптимальный профиль полета самолета DC-10 может дать экономию 7—10% топлива по сравнению с обычно практикуемым профилем. Пример решения приведен на рис. 7. Сопоставление обычного и оптимального режимов полета было проведено при моделировании на пилотажном стенде. Данный оптимальный режим вполне приемлем для пассажиров и не предъявляет каких-либо чрезмерных

* Erzberger H., Lee H. Q. Constrained optimum trajectories with specified range.

Journal of Guidance and Control, 1980, v. 3, I—II, N 1, p. 78—85.

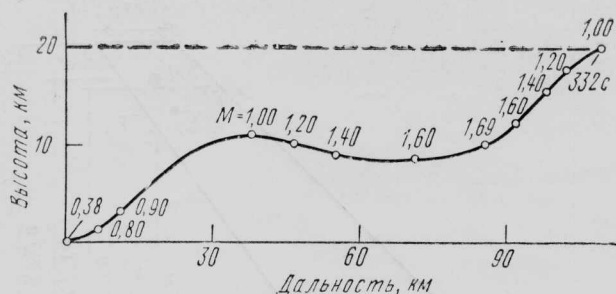


Рис. 8. Траектория минимального времени набора высоты самолетом F-4

требований к параметрам силовой установки, экипажу и управлению воздушным движением.

При высокой тяговооруженности маневренных ЛА появляются новые возможности применения методов оптимального управления благодаря более широкому использованию взаимобмена между потенциальной и кинетической энергиями. Еще в 1962 г. была решена задача о минимуме времени набора высоты самолетом F-4 при реалистических допущениях относительно тяги двигателей и аэродинамических характеристик. Задача решалась методом наискорейшего спуска в пространстве четырех переменных. В качестве единственной управляющей переменной использовался угол атаки, положение дросселя было фиксированным и соответствовало максимальной тяге. Одна из полученных оптимальных траекторий приведена на рис. 8. Она соответствует краевым условиям:

$$\begin{aligned} H_0 &= 0; & H_1 &= 20 \text{ км}; \\ \theta_0 &= 0; & \theta_1 &= 0; \\ M_0 &= 0,38; & M &= 1. \end{aligned}$$

Характерным для оптимального решения является наличие промежуточного участка снижения, на котором число M увеличивается от 1 до 1,69. Хотя эта особенность является естественным следствием изменения сопротивления и тяги двигателей в этом диапазоне чисел M и высот, форма оптимальной траектории существенно отличается от использовавшихся летчиками при выполнении таких маневров. Подобные оптимальные решения оказывают постоянное влияние на практику эксплуатации истребителей, о чем свидетельствуют, в частности, рекорды скороподъемности, поставленные самолетом F-4B в 1962 г.

ВОЗДУШНЫЙ БОЙ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ИГРЫ

Теория дифференциальных игр кажется хорошо подходящей для решения такой задачи, как задача о противоборстве истребителей в воздушном бою. Действительно, при использовании ряда допущений и аппроксимаций эта теория стала основой для проведения различных исследований, некоторые из которых привели к получению весьма эффективных решений. Мерц и Хейг* решили задачу об оптимальных стратегиях двух самолетов в воздушном бою «на виражах» с постоянными скоростями в горизонтальной плоскости. Результатом решения явились найденные области начальных относительных положений самолетов, в кото-

* Merz A. W., Hague D. S. Coplanar tail-chase aerial combat as a differential game.

AIAA Journal, 1977, v. 15, X, N 10, p. 1419—1423.

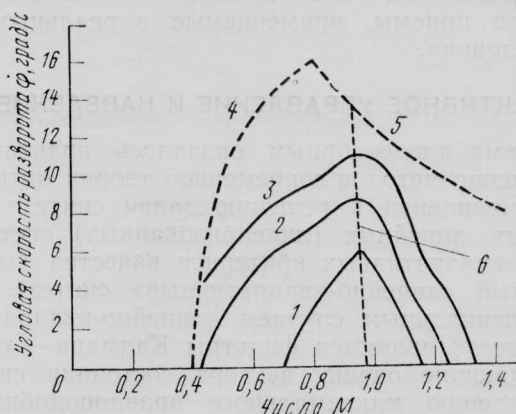
рых одному из них гарантирована «победа». Однако подобная постановка задачи о воздушном бое двух самолетов настолько далека от условий реального воздушного боя, что получаемые решения не могут иметь существенного значения ни для развития тактики воздушного боя, ни для проектирования новых истребителей.

Вместе с тем существуют разнообразные пути реализации принципа «наилучшего решения», которые применялись при разработке истребителей в США. В процессе накопления опыта проектирования и боевого применения истребителей определился ряд стандартных маневров, качество выполнения которых (одним самолетом) при использовании оптимального или субоптимального управления является мерой его боевой эффективности. Преимущество в воздушном бою дает способность истребителя изменять направление вектора скорости с максимальной угловой скоростью без больших потерь полной энергии. В качестве показателя способности истребителя сохранять энергию при маневрировании используется удельная избыточная мощность

$$N_{уд} = \frac{P - X}{G} V,$$

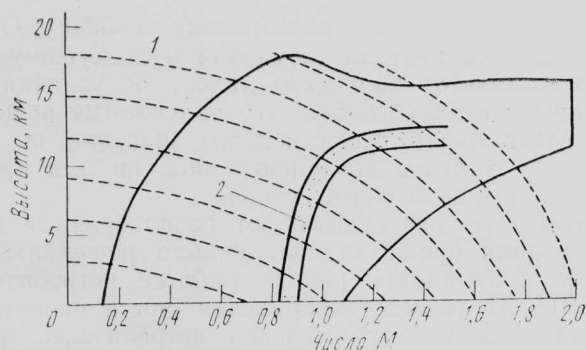
где G — вес самолета, P — располагаемая тяга, X — аэродинамическое сопротивление при требуемой для маневра величине c_y .

На рис. 9 приведена зависимость угловой скорости разворота от числа M для типичного истребителя. Левая ограничивающая кривая соответствует максимальным (допустимым) значениям c_y , а правая представляет собой ограничение нагрузок по прочности конструкции (для большинства истребителей ВВС США принято $n_{y \max} = 7,33$). Точка пересечения этих кривых определяет максимальную величину угловой скорости разворота, достижимую на данной высоте, и соответствующую ей скорость полета. Существенное значение для оценки маневренных возможностей истребителя имеют также приведенные на рис. 9 зависимости $\phi(M)$ для постоянных значений избыточной мощности.



1 — $N_{уд} = +61$ м/с; 2 — $N_{уд} = 0$ (установившиеся развороты); 3 — $N_{уд} = -61$ м/с; 4 — ограничение по c_y ; 5 — ограничение по прочности конструкции; 6 — линия максимальных угловых скоростей

Рис. 9. Характеристики разворотов истребителя в горизонтальной плоскости (тяговооруженность 1, нагрузка на крыло 342 кгс/м², полная удельная энергия 12 200 м)



1—линии постоянной удельной энергии; 2—коридор максимальной маневренности для всех уровней $N_{уд}$

Рис. 10. Область максимальной маневренности истребителя (тяговооруженность 1, нагрузка на крыло 342 кгс/м²)

Линия, соединяющая максимумы этих кривых, и прилегающая к ней область значений ϕ и M соответствуют наибольшим угловым скоростям разворота с учетом ограничений.

В ином виде эта область показана на рис. 10. Очевидно, что в ходе развития воздушного боя каждый истребитель будет проявлять тенденцию смещения режима полета в свой «коридор максимальной маневренности» (затененная зона на рис. 10). Поэтому о превосходстве одного истребителя над другим можно судить путем сопоставления очертаний кривых равных удельных мощностей и относительного расположения «коридоров».

Боевыми задачами другого типа, для решения которых может привлекаться аппарат теории дифференциальных игр, являются задачи уклонения маневренного самолета от атаки управляемых ракет класса земля—воздух и воздух—воздух. В одной из работ на эту тему* задача об уклонении истребителя от атаки ракеты, наводимой по лучу, решалась с использованием метода скорейшего спуска. Рассматривалось движение в одной плоскости с постоянными скоростями. Предполагалось, что задача летчика состоит в максимизации минимального расстояния при сближении самолета и ракеты. В результате решения были получены противоперехватные маневры, весьма похожие на тактические приемы, применяемые в реальных боевых условиях.

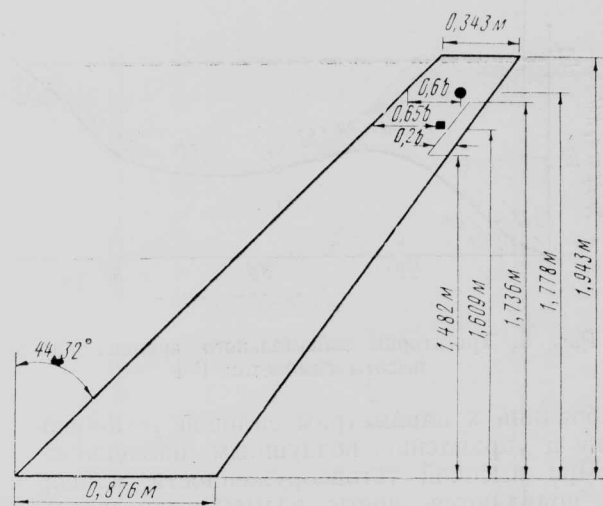
АКТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ И НАВЕДЕНИЕ

Весьма плодотворным оказалось практическое применение методов современной теории оптимального управления к решению задач синтеза оптимальных линейных (линеаризованных) систем на основе квадратичных критериев качества (так называемый «линейно-квадратичный» синтез). Важным специальным случаем «линейно-квадратичного» синтеза являются фильтры Калмана — устройства, дающие оценку вектора состояния системы по критерию максимального правдоподобия при некоторых допущениях относительно статистических свойств возмущений. В статье Шмидта** дает-

* Vachino R. F. and others. The application of the method of steepest descent to a pursuit-evasion problem. AIAA Paper N 68—878.

** Schmidt S. F. The Kalman filter: its recognition and development for aerospace applications.

Journal of Guidance and Control, 1981, v. 4, I—II, N 1, p. 4—7.



● — внешний акселерометр; ■ — внутренний акселерометр

Рис. 11. Схема гибкой модели крыла для испытаний в АДТ с противоблательной системой

ся общая характеристика развития этого направления в теории управления и той роли, которую оно сыграло при разработке современных ЛА. Подход к проектированию систем управления, основанный на оптимальных фильтрации и прогнозировании, оказался настолько эффективным, что он использован при создании навигационных систем ряда самолетов и космических ЛА, в частности на транспортном самолете С-5А.

Уже первый опыт разработки и применения фильтров Калмана показал, что в некоторых случаях подобные системы обнаруживают тенденцию к расходимости процессов управления, поэтому были предложены упрощенные схемы субоптимальных фильтров, которые наряду с общим упрощением систем обеспечивали их повышенную устойчивость («робастные» калмановские фильтры).

Рис. 11 является иллюстрацией к еще одному перспективному направлению развития современной теории управления — разработке оптимальных систем «активного управления». На рис. 11 показаны геометрия модели полукрыла большого удлинения, испытанной в трансзвуковой АДТ НИЦ им. Лэнгли (NASA) с рулевой поверхностью и датчиками противоблательной системы. В качестве датчиков использовались два вертикально ориентированных акселерометра. Небольшая рулевая поверхность модели была снабжена миниатюрным быстродействующим гидроприводом с полосой пропускания 5—40 Гц.

После испытаний модели на устойчивость с разомкнутым контуром системы были проведены испытания с включением двух вариантов системы подавления флаттера. При оптимизации закона управления был выбран подход, при котором вначале методом «линейно-квадратичного» синтеза рассчитывалась передаточная функция разомкнутой системы, обеспечивающая минимум отклонений рулевой поверхности при воздействии турбулентности атмосферы на расчетном режиме полета ($q=7,72$ кПа, $M=0,9$). «Практическая» передаточная функция представлялась в частотной области в виде отношения полиномов с неизвестными коэффициентами. Для отыскания значений этих коэффициентов использовался алгоритм Дэвидо-

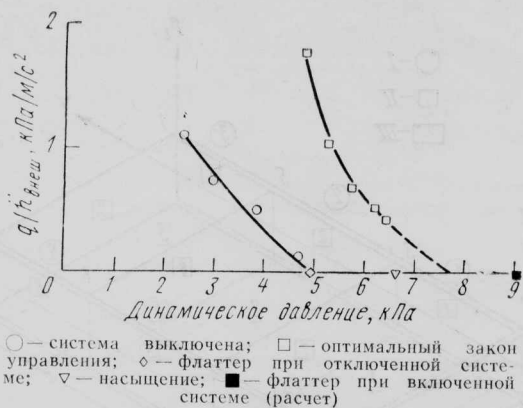


Рис. 12. Зависимости аэроупругого демпфирования модели крыла (отношения динамического давления q к амплитуде сигнала $\ddot{n}$ внешнего акселерометра) от динамического давления в потоке АДТ

на—Флетчера—Пауэлла, минимизирующий средне-квадратичную невязку между желаемой и действительной передаточными функциями при нескольких значениях частоты. Такой метод синтеза позволил построить систему, обеспечивающую значительное увеличение критической скорости флаттера. Как можно видеть на рис. 12, требовавшееся 44%-ное увеличение критического динамического давления при $M=0,9$ было достигнуто.

ОПТИМАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

В первых применениях методов оптимизации к проектированию авиационных конструкций рассматривались задачи минимизации веса в простейших конструктивных схемах при одном или двух условиях нагружения. Накладывались ограничения на максимальные напряжения, геометрические параметры элементов и допустимые деформации.

Основные подходы и проблемы, связанные с практическим осуществлением численной оптимизации конструкций, могут быть продемонстрированы на примере 10-элементной плоской фермы, показанной на рис. 13. Предполагается, что стержни выполнены из алюминиевого сплава. Минимальная площадь поперечного сечения стержней принята равной $6,5 \text{ см}^2$, вертикальные перемещения узлов 1, 2, 3 и 4 ограничены диапазоном $\pm 5 \text{ см}$. На рис. 14 показано развитие процессов оптимизации этой конструкции, выполненных различными методами с применением различных алгоритмов.

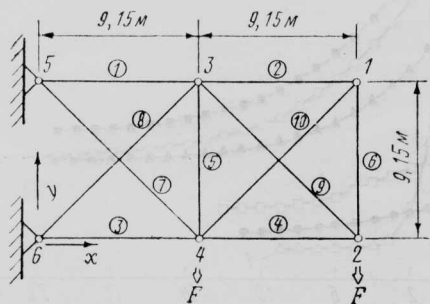


Рис. 13. Размеры и схема нагружения плоской 10-стержневой фермы (материал — алюминиевый сплав; $F=4,45 \cdot 10^5 \text{ Н}$)

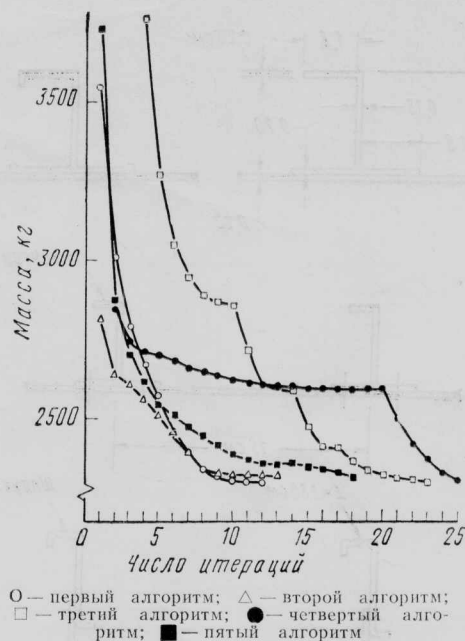


Рис. 14. Динамика изменения массы 10-стержневой фермы при ее минимизации с использованием пяти различных методов

В настоящее время разработаны процедуры оптимизации, отличающиеся от представленных на рис. 14 значительно большей скоростью приближения к экстремуму. В процессе совершенствования алгоритмов объемы вычисления на один итерационный цикл также существенно изменяются. Следует отметить, что различные алгоритмы дают несколько отличающиеся параметры сечений стержней. Так, например, четвертый алгоритм дал два слабонагруженных стержня с минимальной толщиной стенок, пятый — также два, но совершенно других, второй — один, первый — четыре. В то же время высоконагруженные стержни с номерами 1, 3, 4, 8 и 9 оказались практически идентичными. Несмотря на эти отличия все 5 алгоритмов дали близкие значения минимальной массы, колеблющиеся от 2303 до 2319 кг. Из этого примера можно сделать вывод о медленном изменении величины функционала на последнем этапе приближения к экстремуму.

В литературе можно найти немало примеров решения подобных простых задач и гораздо меньше таких примеров, где оптимизация дала существенный вклад в создание реальной сложной конструкции. Одним из таких примеров могут служить проведенные фирмой Локхид расчеты по проектированию основной конструкции фюзеляжа самолета С-5А минимального веса. В процессе оптимизации определялись толщина обшивки, расстояние между шпангоутами и стрингерами, размеры сечений шпангоутов и стрингеров. В качестве основных нагрузок рассматривались внутреннее давление, изгибающие моменты и перерезывающие силы. Учитывались также требования допускаемой повреждаемости. На рис. 15 приведены поперечные сечения элементов оптимизированной конструкции. С минимальными изменениями эта конструкция была реализована на серийном самолете С-5А.

На рис. 16 показано, как изменение расстояния между шпангоутами фюзеляжа С-5А влияет на величину веса, отнесенного к единице осевой силы

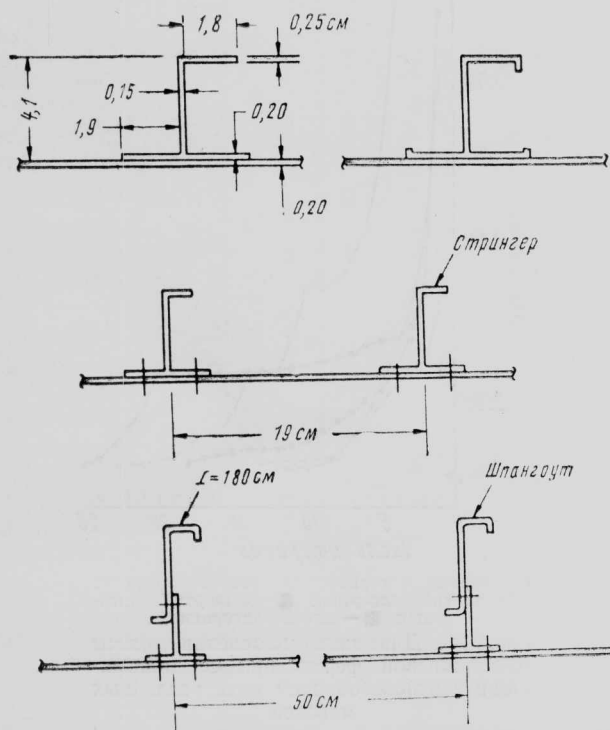


Рис. 15. Сечения элементов оптимизированной конструкции оболочки фюзеляжа самолета С-5А

F и единице потока касательных напряжений T . В результате многочисленных расчетов были выбраны оптимальное расстояние 50 см, а также размеры сечений (см. рис. 15). Аналогичный метод фирмой Локхид был положен в основу при проектировании крыла, оперения и фюзеляжа таких самолетов, как L-1011, С-141В, и в исследованиях по программе С-Х.

Еще один иллюстративный пример оптимизации статически нагруженной конструкции приводится на рис. 17 и 18. Конструкция, в которой применяются композиционные материалы (КМ), пред-

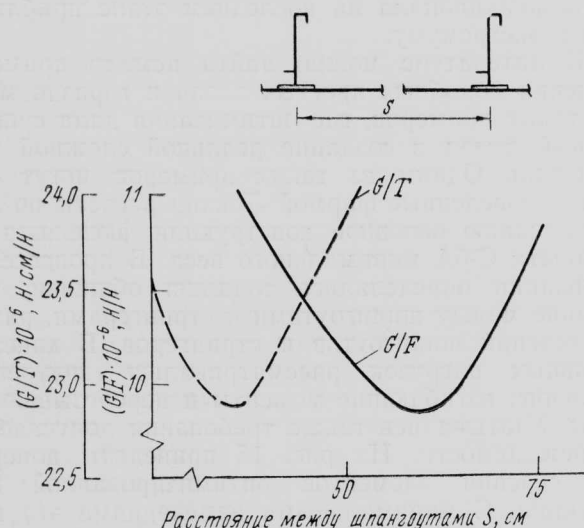


Рис. 16. Типичные зависимости веса конструкции фюзеляжа самолета С-5А, отнесенного к осевой нагрузке F (сплошная кривая) и к потоку касательных напряжений T (пунктирная кривая), от расстояния между шпангоутами

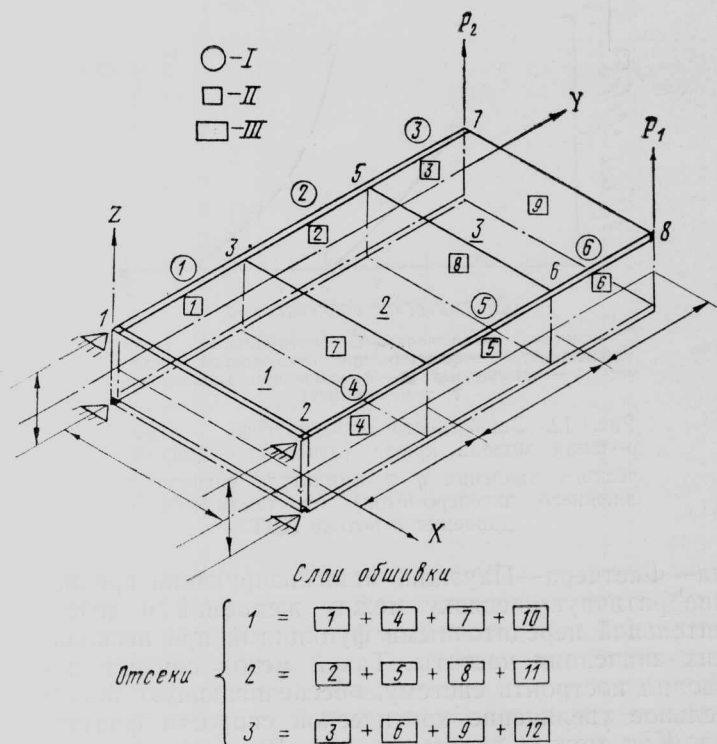
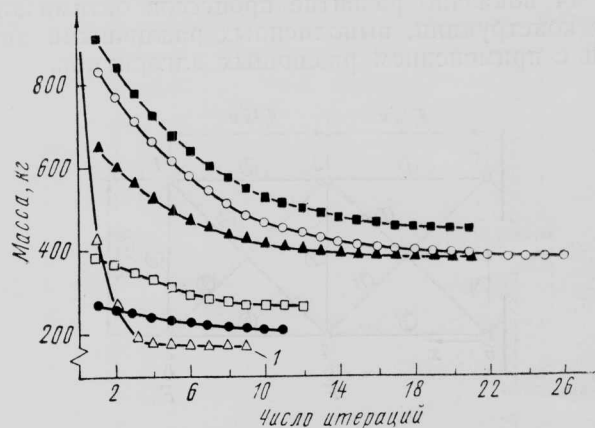


Рис. 17. Схема оптимизированной конструкции кессона крыла

ставляют собой часть кессона прямоугольного крыла. Рассматривались последовательно два условия нагружения: $P_1 \neq 0; P_2 = 0$ и $P_1 = 0; P_2 \neq 0$. Устанавливались ограничения на максимальные напряжения, выпучивание панелей и деформации в узлах. Для учета наличия КМ в расчетах рассматривались слоистые панели обшивки с ортотропными свойствами и заданной схемой укладки волокон. Всего, с учетом симметрии относительно средней горизонтальной плоскости, в данной конструкции насчитывалось 27 проектных переменных, из которых 6 связывались с подкрепляющими элементами, 9 — со стенками, работающими на сдвиг, и 12 — с панелями обшивки. Был применен метод «многоступенчатой» оптимизации, позволивший избавиться от одновременного рассмотрения 28 проектных переменных. На рис. 18 представлены последовательности изменения массы по итерациям для



1 — без ограничений по местной потере устойчивости

Рис. 18. Изменение массы кессона крыла, минимизируемой при различных ограничениях

$P_1 = 33\,300$ Н, $P_2 = 66\,500$ Н при полуразмахе крыла 4,82 м и хорде 2,54 м. Во всех случаях в качестве первого приближения выбиралась некоторая конструкция стандартного типа. Самая легкая конструкция, полученная при наименьшем числе итераций, соответствует нереалистическому случаю снятия ограничений на устойчивость панелей обшивки. В других вариантах рассматривались различные комбинации ограничений на выпучивание панелей и допустимую высоту сотового заполнителя в нижних и верхних панелях обшивки.

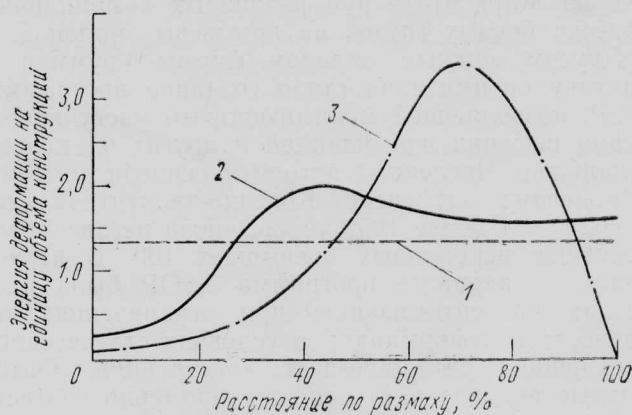
ДИНАМИЧЕСКИ НАГРУЖЕННЫЕ КОНСТРУКЦИИ, ПРОЕКТИРУЕМЫЕ С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО АЭРОУПРУГОСТИ

Важными для реальных самолетных конструкций являются их свойства, характеризующие аэроупругую устойчивость, т. е. сопротивляемость вибрациям, флаттеру и статическим аэроупругим деформациям (дивергенции).

Примером использования методов оптимизации с учетом требований к этим характеристикам может служить модификация управляемого (цельноповоротного) стабилизатора самолета В-1 с целью улучшения его флаттерных характеристик. При изменении конструкции стабилизатора использовалась программа аэроупругой оптимизации STROP*. Основное требование, которое приближенно отражает аэроупругие свойства конструкции, но часто дает результаты, близкие к оптимальным, сводится к тому, чтобы распределение плотности энергии деформаций было близким к равномерному распределению по элементам конструкции, обеспечивающим ее жесткость при флаттерных формах деформации. Как показали испытания упругоподобной модели, стабилизатор самолета В-1, спроектированный на основе традиционной конструктивной схемы, обладал примерно вдвое меньшим, чем требовалось, критическим динамическим давлением на околозвуковых режимах полета.

Расчет по программе STROP начинается с базовой схематизации конструкции, в рамках которой определяется распределение материала в соответствии с требованиями прочности. После оценки критической скорости флаттера по модифицированной аэродинамической теории плоских сечений и анализа связанных форм колебаний определяются приращения толщин обшивки в тех местах, где удельная энергия деформаций имеет наибольшие значения. Следующий итерационный цикл начинается с пересчета флаттерных характеристик. Расчет продолжается до тех пор, пока не будет достигнут требуемый запас по критической скорости флаттера.

На рис. 19 показаны распределения безразмерной удельной энергии деформаций по размаху для трех различных случаев. Исходная конструкция представлена штрих-пунктирной кривой. Сплошная кривая соответствует субоптимальной модифицированной конструкции, которая удовлетворяет требованиям по статической прочности и флаттеру и для которой критическое динамическое давление на 33% превышает исходное. Такой результат до-



1 — идеальное распределение энергии, $V_{кр} = V_{треб}$, $\bar{G} = 1,22$; 2 — субоптимальная конструкция, $V_{кр} = V_{треб}$, $\bar{G} = 1,31$; 3 — исходная конструкция, $V_{кр} = 0,82V_{треб}$, $\bar{G} = 1$

Рис. 19. Распределения безразмерной удельной энергии деформаций по размаху стабилизатора самолета В-1

стигнут ценой увеличения массы конструкции на 31%, однако в случае неоптимальной модификации стабилизатора путем пропорционального увеличения толщины всей обшивки потребовалось бы увеличение массы на 49%.

В опубликованных за последние 15—20 лет статьях предложен ряд более совершенных алгоритмов оптимального проектирования (оптимальной модификации) конструкций при доминирующем влиянии ограничений по флаттеру. Обычно исходят из интуитивного допущения, что изменение массы m_i каждого элемента конструкции, определяющего ее жесткость, пропорционально его влиянию на критическую скорость флаттера $V_{кр}$, измеряемому производной $\partial V_{кр} / \partial m_i$. Например, в одном из вариантов этого алгоритма, который фирмой Локхид используется уже на протяжении 20 лет, данный критерий весовой противифлаттерной эффективности элементов конструкции сформулирован в следующем виде (для случая, когда реализованная в конструкции величина $V_{кр}$ равна требуемой и, следовательно, должна оставаться неизменной):

$$\{\Delta m_i\} \sim \left\{ \frac{\partial V_{кр}}{\partial m_i} \right\} - \left(\frac{[\partial V_{кр} / \partial m_i] \cdot \left\{ \frac{\partial V_{кр}}{\partial m_i} \right\}}{[\partial V_{кр} / \partial m_i] \cdot \{1\}} \right) \{1\},$$

где фигурными и квадратными скобками обозначены соответственно матрица-столбец и матрица-строка. Подобные соотношения используются также для определения элементов конструкции, увеличение массы которых дает наибольший эффект. Из этой формулы следует, что приращения масс Δm_i обращаются в нули, когда все элементы матрицы-столбца $\{\partial V_{кр} / \partial m_i\}$ становятся равными между собой.

В разработанной фирмой Грумман программе FASTOP подход, основанный на вычислении производных $\partial V_{кр} / \partial m_i$, положен в основу более сложного критерия оптимизации конструкции с учетом ограничений по деформациям, собственным частотам и аэроупругой устойчивости. Программа была успешно применена для решения такой сложной проблемы, как обеспечение требуемых запасов по флаттеру путем оптимального перераспределения

* Siegel S. A flutter optimization program for aircraft structural design. AIAA Paper N 72—795.

масс на истребителе при различных комбинациях подвески боевых грузов на крыльевых пилонах.

Другим важным вкладом фирмы Грумман в практику оптимизации стало создание программы ASOP, позволяющей минимизировать массу конструкции несущих поверхностей и других элементов компоновки. Численный алгоритм основан на методе конечных элементов. Конечнo-элементная схема содержит более 1000 узлов, число независимых проектных переменных превышает 100. В первоначальном варианте программа ASOP была рассчитана на оптимизацию при ограничениях по прочности и деформациям в условиях статического нагружения металлических конструкций. Оптимальные по прочности решения примерно соответствовали требованию равнопрочности («полностью напряженная» конструкция), при выполнении которого, по крайней мере в одном случае нагружения, во всех элементах конструкции напряжения близки к максимальным.

Расширенная версия этой программы ASOP-3 рассчитана на оптимизацию конструкций, содержащих элементы из волокнистых композиционных материалов, в которых ориентация волокон может выбираться произвольно.

В последние годы был проведен ряд исследований, в которых возможности программ FASTOP и ASOP были объединены, что позволило решать сложные задачи оптимального проектирования с учетом ортотропных свойств элементов обшивки. Результаты этих исследований пока не опубликованы, однако, как сообщают, этой объединенной программе отводится большая роль при разработке таких сложных конструкций с применением КМ, как конструкция крыла обратной стреловидности для перспективного высокоманевренного истребителя (рис. 20). Конструкция крыла и центроплана разбита на ~2400 конечных элементов. Как по-

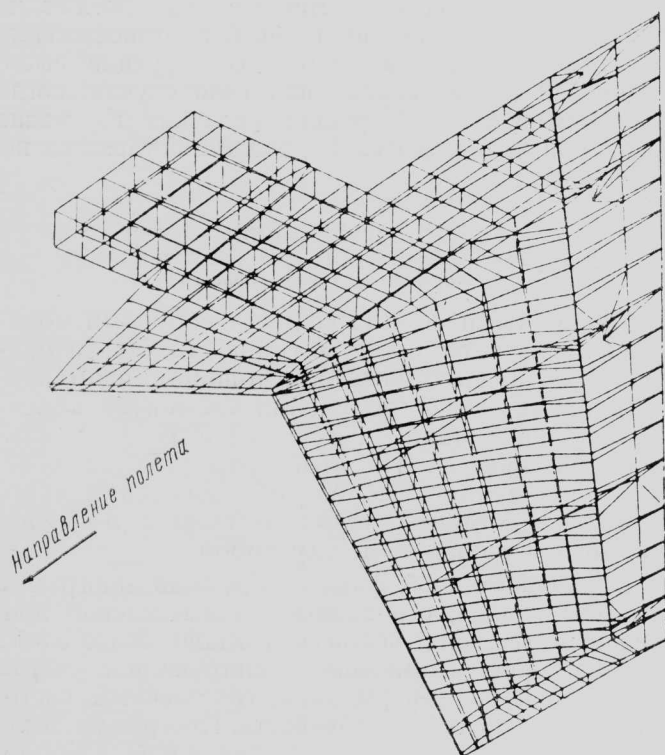


Рис. 20. Конечнo-элементная расчетная схема крыла обратной стреловидности, исследованного фирмой Грумман

казали результаты предварительных исследований, в различных местах прикорневой части кессона крыла потребовалось добавить до 34 слоев графитопластика с целью предотвращения изгибно-крутильной дивергенции, что представляет типичную проблему проектирования КОС.

Расширение использования КМ в силовых элементах конструкции связывают с реализацией идеи проектирования крыла исходя из требования благоприятного изменения его геометрической формы при аэроупругих деформациях под нагрузкой («aeroelastic tailoring»). Благодаря надлежащей схеме укладки слоев КМ совместные изгибные и крутильные деформации крыла способствуют предотвращению статической неустойчивости упругой конструкции и (или) улучшению аэродинамических характеристик.

Программа WASP, основанная на использовании этой идеи, была разработана лабораторией динамики полета ВВС США в 1972 г. В процедуре оптимизации варьируются 30 проектных переменных: один угол ориентации волокон КМ и 9 коэффициентов полиномов, описывающих распределение толщины в каждом из трех верхних и нижних слоев обшивки. Для поиска минимума массы обшивки с учетом ограничений по прочности, дивергенции и флаттеру используется алгоритм Флетчера—Пауэлла. В 1976 г. расширенная версия этой программы под названием TSO была использована при проведении исследований по оптимизации крыла самолета YF-16 с учетом требований по аэроупругой устойчивости конструкции. Основной целью некоторых из подобных исследований является совместная оптимизация аэродинамических и прочностных характеристик, при которой накладываемые ограничения способствуют созданию конструкции, обладающей свойством благоприятного изменения крутки крыла при воздействии маневренных нагрузок. При этом распределение подъемной силы по размаху крыла приближается к эллиптическому и снижается индуктивное сопротивление. Как показали расчеты в случае самолета YF-16, замена жесткой металлической конструкции крыла на оптимально спроектированную конструкцию с применением КМ позволила бы уменьшить исходную величину $c_x=0,14$ при $c_y=0,8$ на 26%. Однако эта рекомендация не была реализована в серийной конструкции.

Единственным пока ЛА, в конструкции которого идея проектирования с учетом аэроупругости нашла практическое применение, является экспериментальный ДПЛА Рокуэлл HiMAT. Около 95% внешних поверхностей этого ЛА изготовлено из графитопластика и КМ, армированных тканью и лентой. В данном случае программа TSO в ее первоначальном варианте была использована на этапе предварительного проектирования при разработке конструкции крыла и переднего стабилизатора. На конечном этапе проектирование выполнялось на основе традиционных методов, однако анализ прочностных характеристик проводился с помощью программы NASTRAN. В результате этой конструкция ДПЛА HiMAT обеспечила получение минимума индуктивного сопротивления при выполнении маневров с большими перегрузками. Среди требований, предъявлявшихся к ДПЛА HiMAT, большое значение придавалось обеспечению воз-

возможности полета с нулевой избыточной мощностью (развороты с постоянной угловой скоростью) с 8-кратной перегрузкой при $M=0,9$ на высоте 9 км. Одним из основных средств решения этой задачи было оптимальное распределение суммарной подъемной силы в направлении размаха в системе аэродинамически взаимодействующих крыла и оперения, поскольку только изменением распределения крутки за счет аэроупругих деформаций достичь этого было невозможно.

Фирма Рокуэлл является одной из наиболее активно работающих в области проектирования истребителей с КОС, при этом широко применяются методы оптимизации, обеспечивающие минимум массы конструкции и одновременное удовлетворение многочисленных ограничительных требований, из которых наиболее существенным является отсутствие дивергенции. На рис. 21 показан один из примеров конструктивной схемы КОС с нижней и верхней обшивками из графитоэпоксидного КМ. Как видно на рис. 22, в схеме укладки слоев КМ обшивки при отклонении на 9° ориентации волокон в 70% слоев от оси кессона удается получить скорость дивергенции КОС, близкую к скорости дивергенции прямого крыла такой же массы. Самой тяжелой из представленных на рис. 22 семи вариантов конструкции обшивки является конструкция из алюминиевых сплавов: ее масса более чем в 2 раза превышает массу обшивки оптимальной конструкции из КМ (вторая справа), для которой критическое динамическое давление дивергенции составило 124 кПа, что существенно больше заданного минимального уровня 95 кПа.

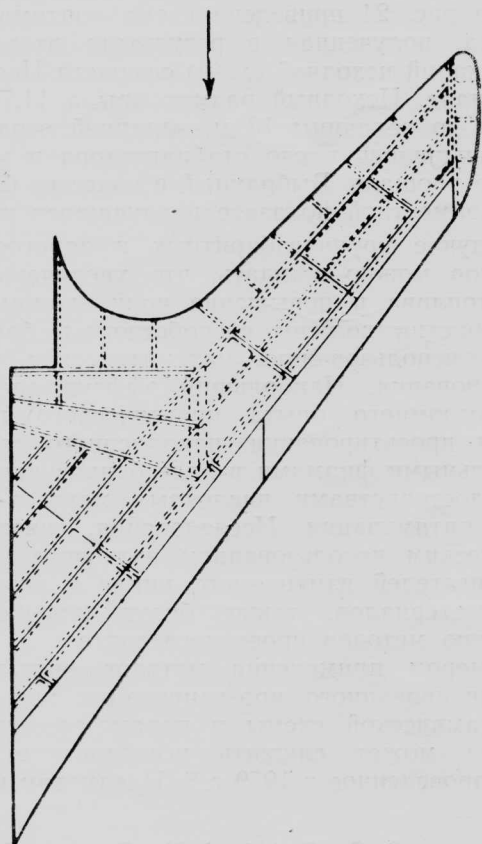


Рис. 21. Конструктивная схема крыла обратной стреловидности, исследованного фирмой Рокуэлл Интернешнл

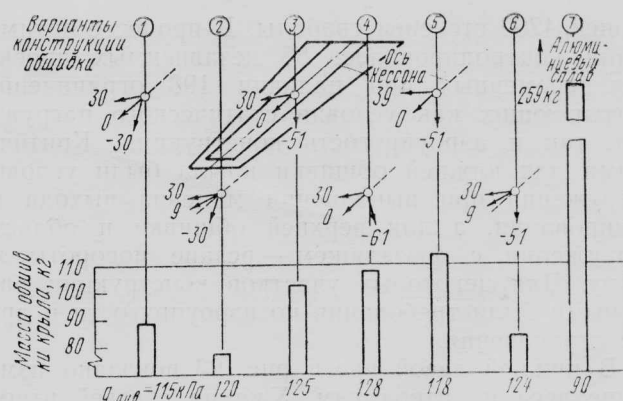


Рис. 22. Динамические давления дивергенции и массы семи вариантов конструкции обшивки крыла обратной стреловидности, исследованного фирмой Рокуэлл Интернешнл

Алгоритмы минимизации веса сложных силовых конструкций впервые были применены французской фирмой Дассо-Бреге при проектировании самолетов «Мираж» 2000 и «Мираж» 4000. Разработанный фирмой алгоритм базируется на конечно-элементном представлении конструкции, включающем порядка 5000 степеней свободы, подлежащих оптимизации. Алгоритм допускает наложение ограничений по напряжениям, местной потере устойчивости, деформациям, статической аэроупругости, частотам вибраций, динамическим реакциям и флаттеру. Подобно программе ACCESS и другим существующим в США аналогичным программам, в алгоритме фирмы Дассо широко используются группирование проектных переменных с целью уменьшения их количества, а также введение переменных, обратных «естественным», линеаризация ограничений и поиск экстремума методом сопряженных градиентов. Благодаря тому что в этих программах допускается подключение аппаратных средств машинной графики и постоянное совершенствование алгоритма метода конечных элементов, они завоевывают все большее признание проектировщиков. Стоимость расчетов, необходимых для получения оптимального результата, в 8—12 раз превышает стоимость расчетов при анализе только одного варианта.

На рис. 23 приведен пример конечно-элементной схематизации трехлонжеронного треугольного крыла (исследования фирмы Дассо-Бреге), содер-

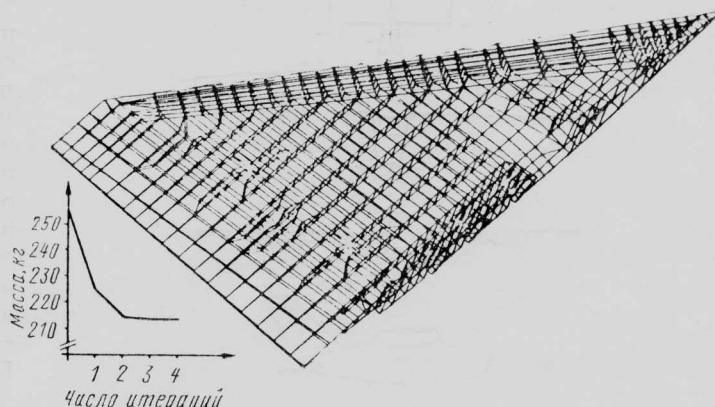


Рис. 23. Конечно-элементная схема трехлонжеронного треугольного крыла истребителя, спроектированного фирмой Дассо-Бреге с использованием программы оптимизации (слева показано изменение массы крыла по итерациям)

жащей 4269 степеней свободы. В процессе оптимизации контролировалось 88 независимых проектных переменных при наличии 198 ограничений, учитывающих как условия статического нагружения, так и аэроупругость конструкции. Критическими для нижней обшивки крыла были условия нагружения при выполнении маневра выхода из пикирования, а для верхней обшивки и области сопряжения с фюзеляжем — резкие повороты по крену. Для некоторых участков конструкции расчетными были требования по аэроупругости и другие ограничения.

В нижней левой части рис. 23 показано изменение веса по итерациям. Уже на третьей итерации была достигнута масса консоли крыла, равная 213 кг, что на 41 кг меньше исходной массы 254 кг. В оптимальном варианте конструкции масса материала оказалась перераспределенной в направлении к задней кромке и корневому сечению. Полученная оптимальная конструкция существенно отличалась от спроектированной на основе принципа равнопрочности.

Важной особенностью программы, применяемой фирмой Дассо-Бреге, является возможность использования диалогового режима, позволяющего оператору в ходе решения оценивать и воспроизводить на экране дисплея в табличной форме величины частных производных чувствительности функционала к малым вариациям проектных переменных при анализе ограничений. В одном из последних вариантов программы добавлена возможность максимизации коэффициентов безопасности при ограничении на общую массу конструкции.

ОПТИМИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СХЕМЫ ЛА

Определение аэродинамической схемы, наилучшим образом отвечающей заданным требованиям к летным характеристикам, представляет собой весьма привлекательную сферу применения формальных методов оптимизации ввиду большого числа проектных переменных. Однако вследствие того, что органической составной частью процесса создания новой схемы ЛА (этапа предварительного проектирования) являются опыт конструктора, инженерная интуиция и другие «эвристические» компоненты, формальный подход к этой задаче

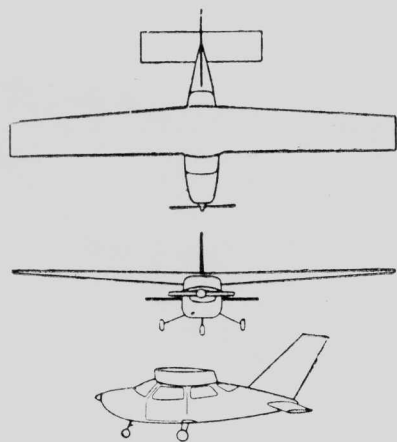


Рис. 24. Схема однодвигательного легкого самолета, оптимизированная по критерию минимума издержек владения

часто приводит к решениям, трудно реализуемым на практике.

Несмотря на скептическое отношение некоторых потенциальных пользователей к подобным программам оптимального проектирования, исследования в этой области продолжаются. Некоторые из результатов этих исследований показали возможность существенного улучшения летных характеристик существующих и перспективных самолетов.

Одним из первых удачных примеров применения оптимального проектирования была попытка разработки наилучшей схемы легкого однодвигательного самолета общего назначения, рассчитанного на частное пользование. В качестве функционала использовались суммарные издержки владения с 10%-ной скидкой при 10-летнем сроке службы самолета. Проектными переменными были мощность двигателя, длина фюзеляжа и пять размерных и безразмерных геометрических параметров крыла. Основным было требование, чтобы самолет ежегодно мог перевозить заданную полезную нагрузку на заданное общее расстояние. Накладывались ограничения на статическую устойчивость, момент площади вертикального оперения, дальность полета, скорость сваливания, угол набора высоты.

В программе AIDA II были использованы статистически представленные обширные данные по легким самолетам, имевшиеся на 1969 г. Изменения 68 независимых переменных в процессе поиска экстремума осуществлялись с использованием метода «линий обучения», в котором уменьшение числа итераций достигается за счет запоминания и последующего использования «удачных» вариаций. На рис. 24 приведена схема «оптимального» самолета, полученная в результате итеративных модификаций исходной схемы самолета Цессна 177 «Кардинал». Исходный размах крыла 11,7 м увеличился до величины 13 м, заданной ограничением, уменьшилось плечо стабилизатора и увеличилась его площадь. Выбранный в качестве функционала стоимостной показатель улучшился на 7,4%.

В случае крупногабаритных и дорогостоящих самолетов можно ожидать, что увеличение стоимости топлива и повышение роли экономических характеристик должны способствовать более широкому использованию математических методов проектирования. Наибольший эффект дает сочетание огромного опыта практического решения проблем проектирования, накопленного самолетостроительными фирмами в виде банков данных, со всеми достоинствами численных методов многомерной оптимизации. Исследования, связанные с практическим использованием активного управления, двигателей изменяемого цикла и композиционных материалов, также будут способствовать признанию методов проектного синтеза.

Примером применения методов оптимального автоматизированного проектирования при выборе аэродинамической схемы и параметров тяжелого самолета может служить исследование фирмы Боинг, проведенное в 1979 г.*. Предметом исследо-

* Jensen S. C., Rettie I. H., Barber E. A. Role of figures of merit in design optimization and technology assessment.

Journal of Aircraft, 1981, v. 18, II, N 2 p. 76—80.

вания были аэродинамические схемы военного и гражданского вариантов транспортного самолета. Методы регрессионного анализа были использованы для получения квадратичных соотношений между параметрами компоновки, служащими в качестве независимых проектных переменных, и для построения различных целевых функций (функционалов). Ниже перечислены семь использовавшихся проектных параметров и указаны диапазоны их изменения, а также указаны наиболее важные ограничения, которые могут задаваться заказчиком — военным ведомством или авиакомпанией.

Проектные параметры транспортного самолета

Взлетная масса	136—362 т
Относительная масса полезной нагрузки . . .	0,15—0,45
Нагрузка на крыло	440—825 кгс/м ²
Статическая тяговооруженность на уровне моря	0,17—0,27
Конструктивное относительное удлинение крыла	7—15
Угол стреловидности передней кромки крыла . .	10°—45°
Средняя относительная толщина крыла . . .	0,09—0,15

Типичные проектные требования (ограничения) для транспортного самолета

Военный вариант

Дистанция разбега	≤ 2400 м
Угол набора высоты при отказе одного двигателя	≥ 0,03 рад
Дальность полета (после выхода на крейсерскую высоту)	≥ 8500 м
Масса полезной нагрузки	90 т
Соответствие военно-техническим требованиям MIL-C-5011A	

Гражданский вариант

Дистанция разбега (требования FAR)	≤ 3040 м
Два грузовых отсека с поперечным сечением	2,44 × 2,44 м
Масса полезной нагрузки должна соответствовать такой же массе самолета без топлива, как в военном варианте	

В данном исследовании рассматривались такие новые технические решения, как КМ, сверхкритическое крыло, энергетически эффективный двигатель. Требования по динамическим условиям нагружения и аэроупругости игнорировались. Весовые характеристики определялись в соответствии с данными существующих транспортных самолето-

тов. Предусматривалась возможность применения систем управления распределением маневренных грузов и противоблужетных систем для снижения веса.

В результате расчетов было получено 7 схем самолетов, отвечающих различным критериям оптимальности: минимуму взлетной массы, минимальной стоимости с учетом жизненного цикла, минимальной закупочной стоимости, минимальной стоимости оборудованного самолета, минимуму отношения стоимости с учетом жизненного цикла к суточной транспортной производительности, минимуму прямых эксплуатационных расходов (ПЭР), минимуму расходов топлива. Среди них такие сильно различающиеся схемы, как близкая к «традиционной» (минимум взлетного веса и минимум ПЭР) и схема с большой взлетной массой и большим относительным удлинением крыла 14,2 (минимум расходов топлива). Различия по взлетной массе не превышают 9% (220—248 т). Другие параметры, такие как тяга двигателей, угол стреловидности крыла, крейсерское число М, площадь крыла, отличаются более существенно. Схемы, оптимизированные по критериям минимума взлетной массы и минимума ПЭР, характеризуются наименьшими отклонениями от оптимальности по другим критериям. Недостатками схемы, реализующей минимум расходов топлива, являются низкая транспортная производительность и высокие значения стоимостных критериев.

Результаты этого исследования показали также, что при использовании комплексного критерия оптимальности, являющегося взвешенной суммой всех или части отдельных критериев, могут быть получены различные «компромиссные» варианты схемы транспортного самолета. С помощью такого комплексного критерия могут быть изучены вопросы совместимости и взаимного влияния различных проектных требований.

Изложенную методологию автоматизированного проектирования фирма Боинг применяет при проведении исследований по программе транспортного самолета С-Х. Предполагается, что все дальнейшие исследования, касающиеся этапа предварительного проектирования военных и гражданских самолетов после самолета 767, фирма Боинг будет проводить также на основе этого нового подхода.

Референт Б. П. Круглов.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 23, 1—27.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Даншина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилев (ответственный редактор).

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор Л. Д. Курдюкова

Сдано в набор 21.10.82.

Подписано в печать 21.12.82.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,19.

Тираж 2607 экз.

Цена 70 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1677.

