

*Аэро-
динамическая
КОМПОНОВКА И
ХАРАКТЕРИСТИКИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ*

Аэро- динамическая КОМПОНОВКА И ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ПОД ОБЩЕЙ РЕДАКЦИЕЙ

М. И. НИШТА



МОСКВА

« МАШИНОСТРОЕНИЕ »

1991

ББК 39.52-01
А99
УДК 629.7.015.3

Авторы: В.И. Бушуев, Ф.И. Ганиев, Б.Е. Локтев,
М.И. Ништ, А.Д. Шамшури
Рецензент д-р техн. наук В.Г. Микеладзе

Аэродинамическая компоновка и характеристики летательных аппаратов / В.И. Бушуев, Ф.И. Ганиев, Б.Е. Локтев и др.; Под ред. М.И. Ништа. – М.: Машиностроение, 1991. – 256 с., ил.
ISBN 5-217-00807-5

Рассмотрены особенности компоновки и характеристик современных и перспективных самолетов и вертолетов на предельных и критических режимах, в особых случаях полета, при частичных разрушениях, нарушениях плавного обтекания, отклонениях рулей и других изменениях формы. Предложены мероприятия, направленные на получение необходимых характеристик.

Для инженеров авиационной промышленности и гражданской авиации, занимающихся исследованием, проектированием и эксплуатацией летательных аппаратов.

А $\frac{2705140400-82}{038(01)-90}$ КБ-19-71-91

ББК 39.52-01

ISBN 5-217-00807-5

© В.И. Бушуев, Ф.И. Ганиев,
Б.Е. Локтев и др., 1991

ПРЕДИСЛОВИЕ

Создание и непрерывное развитие авиации в значительной степени обязано аэродинамике — науке, которая изучает законы движения воздуха и его взаимодействия с обтекаемыми телами, в частности, с летательными аппаратами. В результате этого взаимодействия на летательные аппараты со стороны воздуха действуют силы, которые зависят не только от режима полета (скорости, высоты, пространственного положения), но и от аэродинамической компоновки, т.е. от внешней формы летательного аппарата и его частей, их размеров и взаимного сочленения. Аэродинамическая компоновка летательных аппаратов определяет их аэродинамические свойства на различных режимах полета, т.е. аэродинамические характеристики. Для обеспечения необходимых аэродинамических свойств летательных аппаратов в широком диапазоне режимов полета приходится непрерывно совершенствовать и усложнять аэродинамическую компоновку, что, естественно, сопровождается изменением аэродинамических характеристик.

В данной книге рассматриваются особенности аэродинамической компоновки современных и перспективных самолетов и вертолетов и их аэродинамические характеристики на различных режимах полета, в том числе предельных и критических, а также в особых случаях. При написании книги авторами использован собственный многолетний опыт изложения рассматриваемых вопросов при подготовке авиационных специалистов в высшем учебном заведении, а также результаты научных исследований, выполненных в последние годы в нашей стране и за рубежом. Принципиальной особенностью данной книги является то, что в ней большое внимание уделено разъяснению физической сущности рассматриваемых явлений и вопросов, поэтому она будет полезна и понятна широкому кругу инженеров авиационной промышленности.

При написании книги авторами использованы расчетные и экспериментальные материалы А.Г. Анашкина, В.А. Апарина, В.А. Бучнева, В.А. Васина, Е.П. Визеля, В.Л. Григорьева, В.В. Гуляева, В.В. Демидова, А.И. Желанникова, В.А. Зиберова, Е.Д. Икрянникова, В.М. Капацына, А.А. Караска, Ю.В. Качалкина, В.В. Козина, Б.С. Крицкого, О.В. Лопатникова, Ю.П. Онушкина, Е.Г. Петрова, С.А. Попыталова, В.А. Симоненко, В.М. Скакалина, Б.И. Ульянова, Н.П. Ушаня. Всем им авторы выражают искреннюю признательность.

В В Е Д Е Н И Е

С момента создания первых летательных аппаратов (ЛА) тяжелее воздуха, которое явилось величайшим проявлением безграничных возможностей человеческого разума, идет непрерывное изменение и совершенствование внешних (аэродинамических) форм ЛА. Оно базируется на развитии науки, техники и производства. При этом процесс создания новых ЛА неразрывно связан с удовлетворением многих, как правило, противоречивых требований.

Анализируя самые общие тенденции в развитии внешних форм ЛА, можно установить следующее. В годы, предшествовавшие второй мировой войне, в авиации преобладали винтомоторные самолеты – бипланы и монопланы с крылом большого удлинения.

Стремление увеличить скорость полета и аэродинамическое качество привело к почти полному отказу от бипланной схемы и переходу к более обтекаемым внешним формам, которые имели самолеты периода второй мировой войны.

Определяющее влияние на изменение внешних форм самолетов в послевоенный период оказал переход от дозвуковых скоростей полета к околозвуковым и сверхзвуковым, который стал возможным благодаря созданию турбореактивных двигателей. При этом принципиально изменилась внешняя форма самолетов: крыло и оперение стали стреловидными и более тонкими, уменьшилось их удлинение, а фюзеляж стал более удлиненным, как правило, с заостренной головной частью.

Развитие вертолетов шло по пути совершенствования несущего винта, применения крыла для разгрузки винта в полете, улучшения аэродинамических форм всего аппарата. При этом следует подчеркнуть, что изменение внешних форм как самолетов, так и вертолетов не является самоцелью, а направлено на улучшение их летно-технических характеристик и в значительной степени диктуется изменяющимися условиями применения.

Для современного этапа развития авиации характерны широкое использование достижений научно-технического прогресса, непрерывное качественное изменение и усложнение авиационной техники, способов ее применения и методов эксплуатации. Современный самолет или вертолет – это синтез новейших достижений науки и техники.

Одним из проявлений научно-технического прогресса в авиации является непрерывное обновление парка летательных аппаратов.

В условиях бурного научно-технического прогресса все большее влияние на совершенствование авиационной техники оказывают фундаментальные науки, которые обеспечивают ее развитие на качественно новой основе. Их новейшие достижения в значительной степени отразились на всех составных частях авиационного комплекса — его планере и силовой установке, авиационном вооружении, авиационном и радиоэлектронном оборудовании, средствах обеспечения, применения и технической эксплуатации ЛА.

Последние научные достижения теоретической и экспериментальной аэродинамики, создание эффективных методов расчета и обработки результатов эксперимента позволяют находить рациональные аэродинамические формы ЛА и их частей, решать вопросы оптимального сочленения планера, силовой установки и внешних подвесок, создавать ЛА с необходимыми аэродинамическими свойствами, обеспечивающими получение заданных летно-технических характеристик.

Расширение диапазона скоростей и высот полета, большое разнообразие решаемых задач, существенное изменение условий применения коренным образом изменили внешний облик современных самолетов. Характерными особенностями их аэродинамических форм стали крылья сложной формы в плане с наплывом, объединение крыла, оперения, фюзеляжа и силовой установки в единую (интегральную) схему, использование эффективной механизации крыла, в том числе и в полете, применение новых органов и методов управления самолетами, внедрение автоматизации, наличие большого числа разнообразных внешних подвесок. На аэродинамические формы новых самолетов значительное влияние оказало требование их многорежимности.

При создании сверхзвуковых самолетов выявилось острое противоречие между тенденцией увеличения скорости и стремлением иметь хорошие характеристики на всех режимах. Оказалось практически невозможным выбрать такие внешние формы самолета, которые обеспечивали бы высокие аэродинамические характеристики в широком диапазоне скоростей и высот полета и хорошие взлетно-посадочные характеристики. Только самолет, адаптирующийся к условиям полета, т.е. с изменяемой в полете геометрической формой или с изменяемым вектором тяги, может иметь приемлемые аэродинамические и летно-технические характеристики во всем диапазоне скоростей и высот полета, а также при взлете и посадке. В связи с этим были созданы самолеты с крылом изменяемой в полете стреловидности, самолеты

вертикального взлета и посадки, разрабатываются самолеты с адаптивным крылом и с поворотом вектора тяги.

До недавнего времени каждая составная часть самолета использовалась для одной определенной цели: крыло – для создания подъемной силы, оперение – для балансировки и управления, фюзеляж – для размещения грузов и соединения крыла с оперением, мотогондолы – для размещения двигателей и т.д. В настоящее время такой подход считается нерациональным. Для увеличения аэродинамического качества на современных самолетах все их элементы объединяются в интегральную схему и используются для создания как можно большей подъемной силы. При этом оказывается возможным уменьшить лобовое сопротивление, увеличить полезные объемы для топлива и оборудования, уменьшить радиолокационную заметность.

С изменением внешнего облика современных самолетов неизбежно изменялись и их аэродинамические свойства. Применение тонких несущих поверхностей (крыльев, оперений) на современных самолетах вызвало увеличение деформаций конструкции в полете и усиление их влияния на аэродинамические свойства, особенно на малых высотах и больших скоростях полета. Обтекание тонких крыльев уже на сравнительно небольших углах атаки сопровождается отрывом потока с их передних кромок, при этом возрастает лобовое сопротивление, уменьшается аэродинамическое качество, ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости, появляется аэродинамическая тряска. Все это привело к необходимости применения на современных самолетах механизации передней кромки крыльев – предкрылков и отклоняемых носков, что позволило расширить эксплуатационный диапазон углов атаки не только на взлете и посадке, но и на других этапах полета.

Широкое использование неустановившихся режимов полета, существенное изменение характеристик устойчивости и управляемости, непрерывный рост потока информации усложнили управление. Для обеспечения необходимых аэродинамических свойств, сохранения на приемлемом уровне характеристик устойчивости и управляемости на современных самолетах применяются многофункциональные системы автоматического управления (САУ) и бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ). Эти устройства, работая вместе с летчиком, формируют дополнительные управляющие воздействия, обеспечивают активное изменение аэродинамических свойств самолета и его адаптацию к изменяющимся условиям полета, а также облегчают пилотирование. Для получения этих управляющих воздействий используются многочисленные рулевые поверхности и органы механизации. Их отклонение

по специальным программам, заложенным в память БЦВМ, обеспечивает новый способ управления самолетом – непосредственное управление силами.

В связи с многообразием аэродинамических форм современных ЛА, сложностью физических процессов их обтекания при полете в атмосфере в настоящее время при проведении научных исследований по аэродинамике широко используется математическое моделирование с использованием ЭВМ. Поэтому у нас в стране и за рубежом бурное развитие получила вычислительная аэродинамика, которая базируется на математическом моделировании и проведении на его основе вычислительного эксперимента на ЭВМ.

В создании и развитии современной аэродинамики ведущую роль сыграли работы русских и советских ученых. У истоков этой науки стояли профессор Н.Е. Жуковский и основатель советской аэродинамической школы академик С.А. Чаплыгин. В развитии аэродинамики в нашей стране выдающиеся заслуги принадлежат ученикам Н.Е. Жуковского – В.П. Ветчинкину, В.В. Голубеву, Б.Н. Юрьеву и другим. Большой вклад в развитие аэродинамики внесли и продолжают вносить коллективы ученых ЦАГИ, ВВИА имени проф. Н.Е. Жуковского, ведущих конструкторских бюро, других организаций.

Г л а в а 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АЭРОДИНАМИКЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1. Обтекание тел газом

Обтекание летательного аппарата в значительной мере различно в зависимости от скорости набегающего потока, положения аппарата по отношению к вектору этой скорости, формы ЛА и состояния его поверхности, действия энергетических средств механизации аппарата и его силовой установки. Хорошо известно, например, что достижение трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей полета сопровождается появлением у поверхностей крыла, фюзеляжа, оперения ЛА местных сверхзвуковых зон и скачков уплотнения, вызывающих соответствующее изменение в распределении аэродинамической нагрузки на элементах ЛА.

Обтекание самолетов и вертолетов существенно изменяется также при изменении интенсивности и направления струи газа (воздуха) от движителя, проходящей вблизи элементов аппарата, с которыми она взаимодействует. Так, ни у кого не вызывают сомнений большое влияние струи от несущего винта вертолета на поле скоростей у всех его частей или воздействие на обтекание механизированного крыла струи от двухконтурного турбореактивного двигателя либо от самолетных винтов. Управлять циркуляцией потока можно также с помощью обычной (закрылки, предкрылки, флапероны и т.д.) и струйной, струйно-эжекторной механизации крыла и других частей аппарата.

Рассмотрим также установившееся и неуставившееся обтекание тел газом. При установившемся (стационарном) обтекании все параметры потока не меняются со временем. Установившееся течение газа является более простым и изучено наиболее полно. Но с развитием авиационной техники постоянно увеличивается число проблем, решение которых невозможно на основе только аэродинамики установившихся движений. Это относится ко многим вопросам аэроупругости, управления ЛА и динамики его полета, включая проблемы борьбы с флаттером и бафтингом, со сваливанием и штопором самолетов, использования

интерцепторов, тормозных устройств, генераторов вихрей, изучения воздействия турбулентной атмосферы и перекладки рулей.

Неустановившееся (нестационарное) движение газа у поверхности ЛА характеризуется изменением во времени параметров потока. В случае медленного изменения параметров (при реверсе, автоколебаниях с малыми частотами, при длиннопериодических колебаниях ЛА и др.) рассмотрение аэродинамических процессов может строиться на основе стационарных подходов либо нестационарных при условии предельно малых частот колебаний. Такие явления, как воздействие турбулентной атмосферы, высокочастотный флаттер, резкие эволюции ЛА, попадание ЛА в порыв, воздействие потока за ударной волной и многие другие, должны изучаться с учетом конечных значений частот колебаний и конкретных аперiodических зависимостей параметров от времени.

При колебаниях ЛА на месте (при нулевой скорости потока) или в начальный момент его аперiodического движения в несжимаемой среде все кромки несущих поверхностей обтекаются качественно одинаково и циркуляция скорости по любому контуру, охватывающему в потоке ЛА, оказывается равной нулю. Такие течения газа являются бесциркуляционными. Однако большинство изучаемых ниже аэродинамических явлений будут рассматриваться при циркуляционных течениях, когда за ЛА формируется возмущенный ими след, а непосредственно около ЛА циркуляция скорости не равна нулю.

Реальная среда, в которой движется ЛА, является вязкой, что обуславливает действие на него (помимо нормальных давлений) касательных напряжений. В ряде случаев с достаточной для практики точностью касательные напряжения и нормальные давления могут определяться раздельно. Такое положение позволяет рассчитывать давления и соответствующие аэродинамические характеристики без учета вязкости среды, считая ее идеальной. Если же вязкость среды является одной из основных причин перестройки характера течения около ЛА, то пренебрегать вязкостью потока нельзя и при определении нормальных к поверхности аппарата распределенных нагрузок.

Имеет большое теоретическое и практическое значение характер течения газа около ЛА с точки зрения плавности его обтекания. При малой относительной толщине элементов ЛА и небольших углах атаки, скольжения, отклонения органов управления и механизации, что характерно, например, для сверхзвуковых аппаратов при их движении с крейсерскими, большими сверхзвуковыми скоростями, при малых перегрузках, несущие поверхности, как правило, обтекаются плавно,

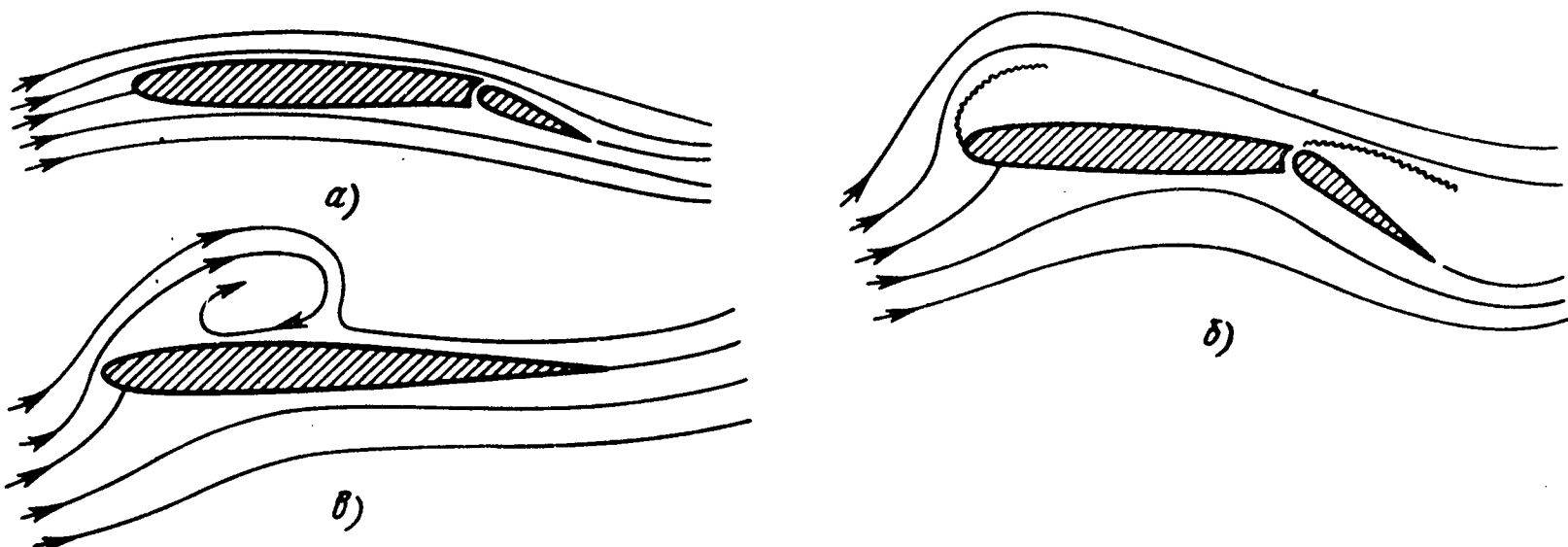


Рис. 1.1. Схемы течения около крыла:

а — безотрывное; **б** — отрыв с поверхности; **в** — отрыв с передней кромки

безотрывно (рис. 1.1, **а**). Желание обеспечить плавность обтекания вызвано тем, что чаще всего отрыв потока от поверхности ЛА (рис. 1.1, **б**) приводит к вредным последствиям (к неустойчивости течения, потере энергии, обуславливая многие неэксплуатационные режимы полета, когда возникает угроза его безопасности). Поскольку срыв потока обычно происходит на режимах полета, близких к предельным эксплуатационным, или при резкой деформации поверхности при отклонении органов управления и механизации, то обычно ставится задача по предотвращению или уменьшению отрыва потока.

Вместе с тем было установлено, что некоторые виды отрывов приводят не к ухудшению, а к улучшению аэродинамических свойств. Это наблюдается у аппаратов с крыльями большой стреловидности или сложной формы в плане, с передним горизонтальным оперением и в других случаях, когда отрыв потока с передних кромок поверхностей сопровождается образованием устойчивых вихревых структур (рис. 1.1, **в**), способствующих повышению несущих свойств крыльев и (или) улучшению характеристик устойчивости и управляемости аппарата в значительном диапазоне углов атаки. Такой вид отрыва потока может быть назван "полезным".

Вопрос об условиях реализации плавного или одного из видов отрывного обтекания не всегда может быть решен однозначно. Закругление передней кромки крыла (оперения), достаточное отклонение его носка или точно рассчитанный отсос части потока в области кромки на нижней поверхности крыла способствуют плавности обтекания. Заострение же передней кромки, деформация крыла на большие положительные углы у задней кромки, отсос потока с верхней поверхности крыла могут привести к отрыву потока. Решение указанного вопроса надо осуществлять как экспериментально, так и теоретически.

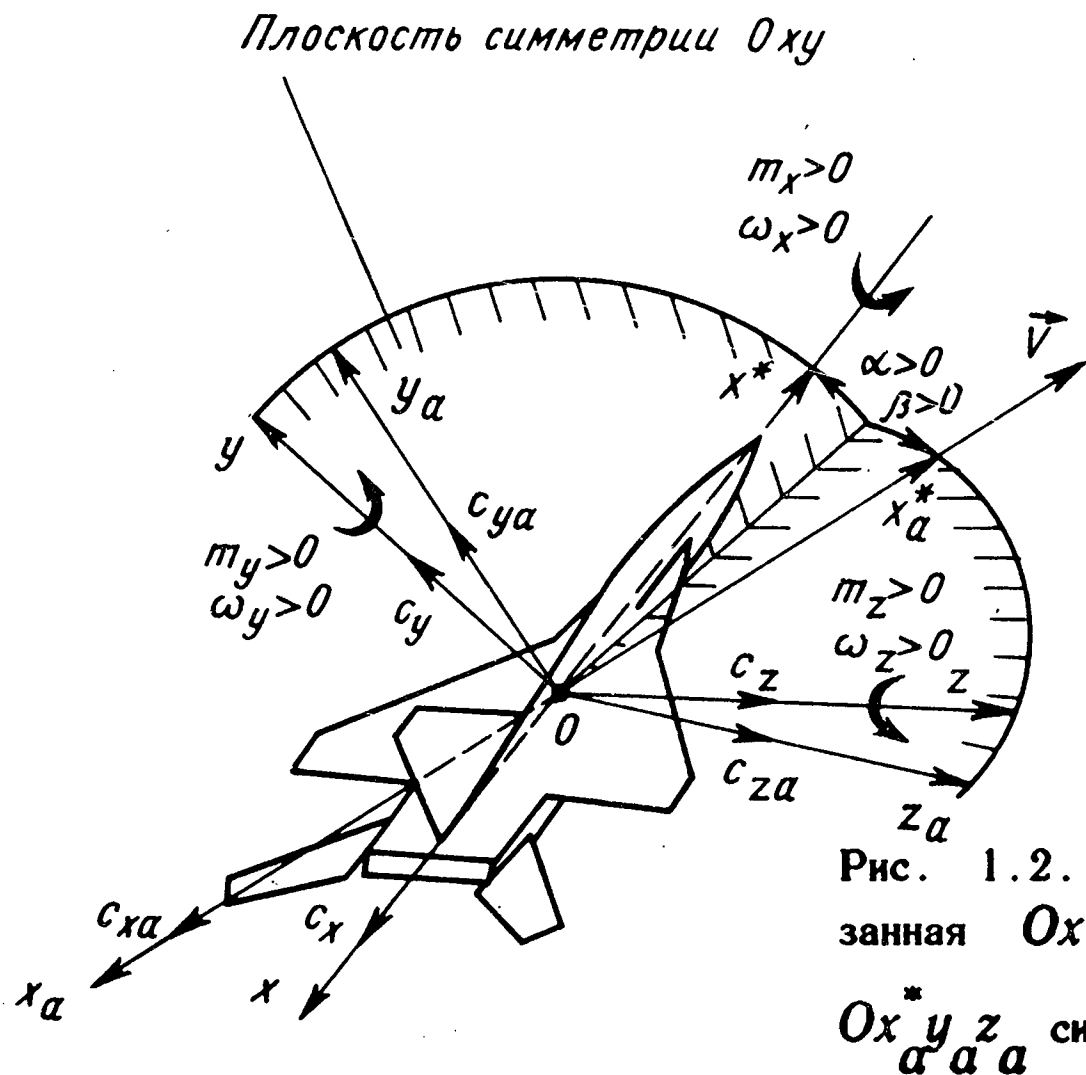
Обтекание заостренной задней кромки несущей поверхности обычно происходит плавно (см. рис. 1.1), что и учитывается в расчетных схемах численных методов исследования. При этом скорость газа у кромки оказывается конечной (выполняется гипотеза Чаплыгина-Жуковского). На практике в редких случаях может быть реализован и иной тип течения у задней кромки, что должно вызвать соответствующую корректировку расчетной схемы.

1.2. Системы координат.

Кинематические параметры

При изучении аэродинамических свойств ЛА наиболее употребительны две подвижные прямоугольные системы координат: скоростная $Ox_a^* y_a^* z_a^*$ и связанная $Ox^* y^* z^*$ (рис. 1.2). Обе системы являются правыми, а направления их осей координат — стандартными. В расчетах иногда удобнее применять такие системы координат, которые отличаются от указанных только осями Ox_a и Ox , направленными противоположно скоростной Ox_a^* и продольной Ox^* осям.

Движение ЛА относительно среды и деформация аппарата (например, за счет отклонения органов управления и механизации) определяются кинематическими параметрами. Важнейшими размерными кинематическими



параметрами являются векторы скорости поступательного движения тела $\vec{V}$ и его угловой скорости $\vec{\omega}$, а также их проекции на оси связанной системы координат и производные по времени t . Положительные направления угловых скоростей вращения ЛА относительно осей Ox^* , Oy и Oz соответствуют правилу правого винта и показаны на рис. 1.2. Здесь же обозначены углы атаки α и скольжения β , характеризующие положение тела относительно набегающего на него потока.

Воздействие среды на движущийся в ней ЛА зависит, кроме углов α и β , от следующих безразмерных кинематических параметров:

углов отклонения рулей высоты и направления, стабилизатора, элеронов, закрылков, флаперонов, носков крыла, предкрылков, интерцепторов ($\delta_v, \delta_n, \varphi, \delta_\varepsilon, \delta_z, \delta_\phi, \delta_{нос}, \delta_{пр}, \delta_n$), обозначаемых далее для сокращения записи углом δ , который является в общем случае параметром деформации;

числа Маха ($M = V/a$);

числа Рейнольдса ($Re = Vb/\nu$);

безразмерных угловых скоростей вращения

$$\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}; \quad \bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}; \quad \bar{\omega}_z = \frac{\omega_z b_A}{V}. \quad (1.1)$$

Здесь a и ν — соответственно скорость звука и кинематическая вязкость на высоте H ; b — характерный линейный размер, в качестве которого обычно принимается средняя аэродинамическая хорда b_A , или полуразмах крыла $l/2$.

Для безразмерных кинематических параметров вводится следующее обозначение:

$$\epsilon_j = \{\alpha, \beta, \delta, \bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z\}. \quad (1.2)$$

При неустановившемся движении необходимо учитывать скорость изменения кинематических параметров во времени $\epsilon_j = \frac{d\epsilon_j}{d\tau}$, при этом

$$\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt} \frac{b_A}{V}; \quad \dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} \frac{b_A}{V}; \quad \dot{\bar{\omega}}_x = \frac{d\bar{\omega}_x}{dt} \frac{l}{2V};$$

$$\dot{\bar{\omega}}_y = \frac{d\bar{\omega}_y}{dt} \frac{l}{2V}; \quad \dot{\bar{\omega}}_z = \frac{d\bar{\omega}_z}{dt} \frac{b_A}{V}; \quad \tau = \frac{tV}{b_A}.$$

При изучении гармонического или любого движения, имеющего во времени период изменения T , используется число Струхала: $Sh = \rho b_A / V$, где $\rho = 2\pi/T$.

Оценка воздействия порыва воздуха со скоростью W_{Π} производится с помощью его безразмерного параметра $\Delta = W_{\Pi}/V$. Расчеты на ЭВМ аэродинамических характеристик обычно проводятся с применением безразмерных координат $\bar{x} = x/b$; $\bar{y} = y/b$; $\bar{z} = z/b$ и безразмерных скоростей $\omega = W/V$; $\omega_x = W_x/V$; $\omega_y = W_y/V$; $\omega_z = W_z/V$.

Полагая, что при неустановившемся движении имеется средняя скорость V , не зависящая от времени, изменение скорости может характеризоваться следующим безразмерным параметром: $u = (V(t) - V)/V$.

1.3. Аэродинамические силы и моменты.

Аэродинамические коэффициенты

При движении ЛА в воздуха (газе) на него действуют, как известно, нормальные силы давления и касательные силы трения. Эти силы, распределенные по поверхности аппарата, можно свести к результирующей аэродинамической силе $\vec{R}_a$, которая относительно его центра масс создает суммарный аэродинамический момент $\vec{M}_a$.

Аэродинамическая сила является функцией от кинематических параметров движения тела и скорости их изменения, от размеров ЛА (например, размаха l и хорды b крыла, длины фюзеляжа L_{ϕ} и т.д.) и его формы (удлинения λ , угла стреловидности χ и сужения η крыла), в соответствии с чем можно записать зависимость

$$R_a = f_1 \left[V, H, \alpha, \beta, \delta, \omega, l, b, L_{\phi}, \lambda, \chi, \eta, \frac{dV}{dt}, \frac{d\alpha}{dt}, \frac{d\beta}{dt}, \frac{d\delta}{dt}, \frac{d\omega}{dt}, \dots \right]. \quad (1.3)$$

Такая сложная связь аэродинамических сил с многими факторами (особенно со скоростным напором и размерами аппарата) затрудняет анализ совершенства ЛА, оптимальности его формы, хотя суммарные и распределенные силы и моменты определяют движение ЛА и нагружение

элементов его конструкции при любом режиме полета и являются, таким образом, достаточно полной характеристикой взаимодействия аппарата с внешней средой.

Разделив аэродинамические силы на скоростной напор $q = \rho V^2 / 2$ (ρ — плотность воздуха) и характерную площадь S и вводя в рассмотрение безразмерные аэродинамические коэффициенты $c_a = \frac{R_a}{qS}$ как функции от формы аппарата и безразмерных кинематических параметров

$$c_a = f_2(M, Re, \alpha, \beta, \delta, \bar{\omega}, \lambda, \chi, \eta, \lambda_\phi, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\bar{\omega}}, \dots), \quad (1.4)$$

можно в значительной мере избавиться от влияния на аэродинамические свойства ЛА его размеров и скоростного напора и облегчить поиск оптимальной его формы.

Аэродинамические коэффициенты характеризуют соответствующие силы и моменты и определяются по их значениям. Например, проектируя силу $\vec{R}_a$ на оси скоростной системы координат, по ее составляющим могут быть найдены коэффициенты лобового сопротивления (c_{xa}), подъемной (c_{ya}) и боковой (c_{za}) сил (см. рис. 1.2):

$$c_{xa} = \frac{X_a}{qS} ; c_{ya} = \frac{Y_a}{qS} ; c_{za} = \frac{Z_a}{qS} . \quad (1.5)$$

Аналогично могут быть определены коэффициенты сил c_x, c_y, c_z и моментов m_x, m_y, m_z в связанной системе координат (см. рис. 1.2), а также коэффициент давления c_p и шарнирные характеристики $c_{ш}, m_{ш}$:

$$c_x = \frac{X}{qS} ; c_y = \frac{Y}{qS} ; c_z = \frac{Z}{qS} ;$$

$$m_x = \frac{M_x}{qSl} ; m_y = \frac{M_y}{qSl} ;$$

$$m_z = \frac{M_z}{qSb_A} ; c_p = \frac{p - p_\infty}{q} ; c_{ш} = \frac{R_{ш}}{qS_p} ; m_{ш} = \frac{M_{ш}}{qS_p b_p} , \quad (1.6)$$

причем p и p_∞ — соответственно местное давление и давление в невозмущенном потоке, $R_{\text{ш}}$ и $M_{\text{ш}}$ — сила и момент, действующие на руль, имеющий площадь S_p и хорду b_p . Под аэродинамическим коэффициентом (1.4) понимается

$$c_a = \{c_{xa}, c_{ya}, c_{za}, c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z, c_p, c_{\text{ш}}, m_{\text{ш}}\}. \quad (1.7)$$

Пересчет коэффициентов из одной системы координат в другую можно выполнить с помощью известных формул поворота осей координат. Например, при $\beta = 0$ можно записать

$$c_{xa} = c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha;$$

$$c_{ya} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha.$$

При теоретическом исследовании аэродинамических свойств ЛА с помощью ЭВМ или при решении этой задачи на основе физического эксперимента обычно находят безразмерные аэродинамические коэффициенты для заданной формы аппарата и режима движения (прямая задача аэродинамики). При проектировании аппарата, наоборот, по заданным коэффициентам подыскивается соответствующая его форма (обратная задача аэродинамики). Однако во всех этих случаях оперирование на первом этапе исследования безразмерными аэродинамическими коэффициентами (имеющими простую связь с соответствующими размерными силами и моментами) существенно облегчает решение как прямой, так и обратной задач аэродинамики. И все же одних указанных безразмерных коэффициентов недостаточно, чтобы можно было в полной мере оценить аэродинамическое совершенство ЛА.

1.4. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики летательных аппаратов

Аэродинамические свойства ЛА, как уже отмечалось, в значительной степени зависят от формы и размеров ЛА, входящих в понятие "аэродинамическая компоновка". Под аэродинамической компоновкой понимаются внешние формы и размеры частей ЛА и их взаимное расположение, обеспечивающие выполнение поставленных технических требований. Именно правильный выбор формы аппарата в сочетании с соот-

ветствующей силовой установкой позволяет реализовать требуемые летно-технические данные аппарата.

Разработка аэродинамической компоновки — сложный и противоречивый процесс, так как выбор формы, размеров и взаимного расположения частей ЛА влияет не только на аэродинамические, но и на другие свойства ЛА: на его прочность, массу, технологичность конструкции, эксплуатационные характеристики и т.п. Это существенно затрудняет процесс формирования аэродинамической компоновки, приводит к компромиссным, не лучшим с точки зрения аэродинамики решениям. Для более глубокого изучения сущности аэродинамической компоновки и предъявляемых к ней требований необходимо как можно полнее рассмотреть аэродинамические характеристики ЛА и взаимосвязь их с компоновкой.

Аэродинамические характеристики ЛА — это совокупность величин, определяющих взаимодействие ЛА с воздушной средой в конкретных условиях относительного движения. Эти характеристики позволяют найти действующие на ЛА и его части силы и моменты, связи между ними в зависимости от формы, размеров ЛА и кинематических параметров его движения.

Итак, значительную группу аэродинамических характеристик составляют размерные суммарные и распределенные силы [см. зависимость (1.3)] и моменты. Еще более важное значение с точки зрения исследования совершенства аэродинамической компоновки ЛА имеют безразмерные аэродинамические коэффициенты [см. соотношения (1.4)...(1.6)] и их связи между собой и с безразмерными кинематическими параметрами. Эти коэффициенты и их связи составляют вторую большую группу аэродинамических характеристик.

При заданной форме ЛА и постоянных числах M и Re для малых значений кинематических параметров любой аэродинамический коэффициент можно выразить в виде следующей линейной зависимости:

$$c_a = c_0 + c_a^a \alpha + c_a^\beta \beta + c_a^\delta \delta + c_a^{\bar{\omega}} \bar{\omega}_x + \dots + \\ + \dot{c}_a^a \dot{\alpha} + \dot{c}_a^\beta \dot{\beta} + \dot{c}_a^\delta \dot{\delta} + \dot{c}_a^{\bar{\omega}} \dot{\bar{\omega}}_x + \dots,$$

или

$$c_a = c_0 + \sum_j c_a^j \epsilon_j + \sum_j \dot{c}_a^j \dot{\epsilon}_j \quad (1.8)$$

В формуле (1.8) c_0 — значение аэродинамического коэффициента при нулевых значениях кинематических параметров; $c_a^j = \frac{\partial c_a}{\partial \epsilon_j}$ и

$$\dot{c}_a^j = \frac{\partial \dot{c}_a}{\partial \dot{\epsilon}_j} \quad - \text{частные производные аэродинамических коэффициентов,}$$

показывающие степень изменения коэффициента любой силы или момента при изменении соответствующего кинематического параметра.

При установившемся движении, когда кинематические параметры и аэродинамические силы и моменты не зависят от времени, выражение (1.8) приобретает более простой вид:

$$c_a = c_0 + \sum_j c_a^j \epsilon_j.$$

С ростом углов атаки на крыло и другие элементы ЛА могут возникнуть устойчивые вихреобразования и срыв потока с поверхности ЛА, что приводит к нарушению линейной зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки (рис. 1.3).

В некоторых случаях аэродинамические коэффициенты выражают не через кинематические параметры, а через другие аэродинамические коэффициенты. Примером такой зависимости является уравнение поляры

$$c_{xa} = c_{x0} + A c_{ya}^2, \quad (1.9)$$

где c_{x0} — коэффициент лобового сопротивления при $c_{ya} = 0$; A — коэффициент, характеризующий сопротивление, обусловленное подъемной силой: $A c_{ya}^2 = c_{xi}$ — коэффициент индуктивного сопротивления.

Следует заметить, что коэффициент лобового сопротивления в отличие от других аэродинамических коэффициентов и при малых кинематических параметрах нелинейно зависит от них, что следует из уравнения (1.9) и зависимости

$$c_{ya} = c_{y0} + c_{ya}^a a, \quad c_{ya}^a = \frac{\partial c_{ya}}{\partial a},$$

справедливой для случая изменения только одного кинематического параметра (угла атаки a).

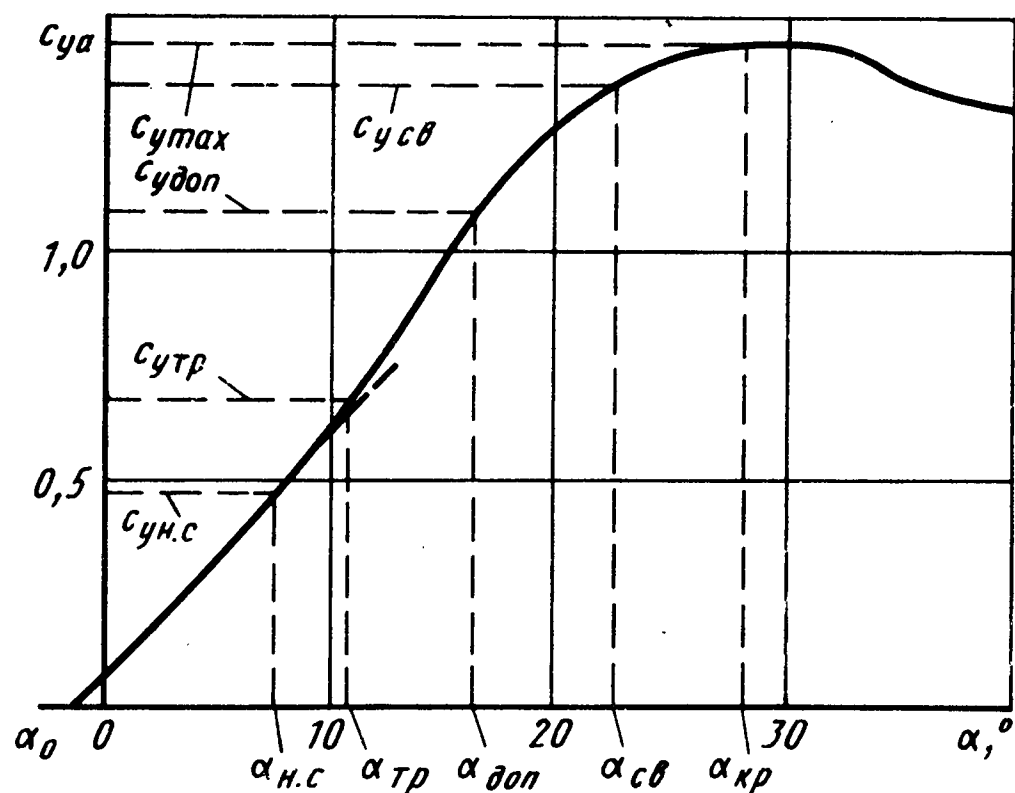


Рис. 1.3. Характерные значения коэффициентов подъемной силы C_{ya} и углов атаки (α):

$C_{y_{н.с}}$, $\alpha_{н.с}$ — начало срыва потока; $C_{y_{тр}}$, $\alpha_{тр}$ — начало тряски;
 $C_{y_{доп}}$, $\alpha_{доп}$ — допустимые значения C_{ya} и α ; $C_{y_{св}}$, $\alpha_{св}$ — значения коэффициента и угла атаки при сваливании самолета; $C_{y_{max}}$ — максимальное значение; $\alpha_{кр}$ — критический угол атаки

Если же на ЛА учесть изменение не только угла атаки, но и углов отклонения рулей δ_i (или δ_j) и стабилизатора (φ), то выражение для индуктивного сопротивления можно следующим образом представить через квадраты кинематических параметров, их произведения и вторые

производные аэродинамических коэффициентов $\left[c_{\chi a}^{\epsilon_i \epsilon_j} = \frac{\partial^2 c_{\chi a}}{\partial \epsilon_i \partial \epsilon_j} \right]$:

$$c_{\chi i} = c_{\chi a}^{aa} a^2 + a \sum_i c_{\chi a}^{a \delta_i} \delta_i + c_{\chi a}^{a \varphi} a \varphi + \sum_i \sum_j c_{\chi a}^{\delta_i \delta_j} \delta_i \delta_j +$$

$$+ c_{\chi a}^{\varphi \varphi} \varphi^2 + \varphi \sum_i \left[c_{\chi a}^{\varphi \delta_i} \delta_i + c_{\chi a}^{\delta_i \varphi} \right] \delta_i.$$

Аэродинамические свойства ЛА характеризуются не только величинами сил, моментов и соответствующих коэффициентов, но и их отно-

шениями. Важнейшими из них являются аэродинамическое качество (K) и безразмерная координата аэродинамического фокуса ($\bar{x}_F$):

$$K = Y_a / X_a = c_{ya} / c_{xa}; \quad \bar{x}_F = -m_z^a / c_{ya}^a.$$

Входящие во вторую группу аэродинамических характеристик безразмерные коэффициенты (c_{ya} , c_{xa} , m_z и т.д.) обладают тем свойством, что их величины в большой мере определяются значениями кинематических параметров. Если освободиться (полностью или частично) от этой зависимости за счет специального представления аэродинамических коэффициентов (1.8), то получившиеся при этом коэффициенты аэродинамических производных $c_a^{\epsilon, j}$ и $\dot{c}_a^{\epsilon, j}$ в еще большей степени, чем аэродинамические силы и моменты, а также их коэффициенты, характеризуют оптимальность формы ЛА.

Производные $c_a^{\epsilon, j}$ и $\dot{c}_a^{\epsilon, j}$ зависят от формы ЛА и критериев подобия (M , Re , ...). Они определяются с учетом деформации конструкции и влияния нагрева. В одну группу с указанными производными можно ввести и коэффициенты c_{y0} , c_{x0} , A , m_{z0} , а также $\bar{x}_F$ и $m_z^{c_{ya}}$. Коэффици-

циент m_{z0} и $m_z^{c_{ya}} = \frac{\partial m_z}{\partial c_{ya}}$ входят в зависимость m_z от c_{ya} :

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_{ya}} c_{ya}.$$

В более общем случае $c_a^{\epsilon, j}$, $\dot{c}_a^{\epsilon, j}$ зависят от аргументов, определяющих аэродинамические коэффициенты, в частности от углов атаки и скольжения, угловых скоростей и соответствующих ускорений (особенно при больших значениях названных аргументов). Такая зависимость находится в каждом случае отдельно для заданного вида движения конкретного ЛА. Каждая из рассматриваемых производных характеризует ЛА с определенной стороны и представляет известный интерес для исследования движения аппарата.

c_{ya}^a и c_{za}^b поясняют свойства ЛА изменять подъемную и боковую силы при изменении углов атаки и скольжения, а c_{ya}^δ — такое же

свойство, связанное с отклонением соответствующих органов управления. Эти производные имеют важное значение для управления движением центра масс аппарата в продольном и боковом направлениях.

$m_z^a, m_y^\beta, m_x^\beta$ характеризуют такое важное свойство аппарата, как устойчивость соответственно его продольного, путевого и поперечного движений, а $m_z^\delta, m_y^\delta, m_x^\delta$ — эффективность соответствующих органов управления.

Ряд производных, называемых коэффициентами демпфирования, характеризует демпфирующие свойства ЛА в продольном движении (напри-

мер, $\bar{\omega}_z, m_z^a, m_z^{\dot{\delta}_v}$), по крену ($\bar{\omega}_x, m_x^\beta, m_x^{\dot{\delta}_\varphi}$) и рысканию ($\bar{\omega}_y, m_y^\beta, m_y^{\dot{\delta}_n}$). Исследование спиральных моментов крена и рыскания связано с

определением $\bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y$. С помощью производных $m_{ш}^a, m_{ш}^\delta, m_{ш}^{\bar{\omega}_x}, m_{ш}^{\bar{\omega}_y}$ и др. может быть произведена оценка влияния различных кинематических параметров движения на шарнирные характеристики рулей.

Могут рассматриваться на практике и производные устойчивости

второго порядка. Так, $m_x^{a\beta} = \frac{\partial^2 m_x}{\partial a \partial \beta}$ связана с изменением момента крена, вызванного появлением дополнительных углов атаки на консолях крыла при полете со скольжением. Рассмотренные аэродинамические коэффициенты и производные не исчерпывают все понятие "аэродинамические характеристики".

В особую группу аэродинамических характеристик можно выделить следующие специфические коэффициенты и параметры:

характерные значения аэродинамических коэффициентов и кинематических параметров ($c_{y_{\max}}, c_{y_{\text{св}}}, a_{\text{кр}}, a_{\text{св}}$ и др. — см. рис. 1.3);

величины, определяющие особенности обтекания ЛА ($M_{\text{кр}}, Re_{\text{кр}}, a_{\text{н.с}}$ и др.);

допустимые значения аэродинамических коэффициентов и параметров ($c_{\text{удоп}}, M_{\text{тах доп}}, a_{\text{доп}}$ и др.).

Эти величины определяются главным образом особенностями компоновки ЛА и характеризуют его аэродинамические свойства при полете на предельных и критических режимах. Эти характеристики относятся ко всем видам ЛА. Для вертолетов к ним добавляются характеристики несущих винтов, корпуса с учетом влияния винтов и др.

Аэродинамические характеристики в связи с их разнообразием и сложностью получают как теоретически, так и экспериментально на моделях в аэродинамических трубах или с помощью аналоговых исследований, а также на моделях и натурных ЛА в летных испытаниях. Вся совокупность аэродинамических характеристик используется для анализа оптимальности аэродинамической компоновки ЛА с точки зрения обеспечения выполнения предъявленных технических требований. А особенности этих характеристик на больших углах атаки и больших числах M , на трансзвуковых скоростях, в условиях близости земли в значительной мере определяют особенности поведения самолета на предельных и критических режимах полета, важных для обеспечения безопасности полета.

1.5. Требования к аэродинамической компоновке и аэродинамическим характеристикам

Из всего комплекса технических требований, которым должны удовлетворять аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики ЛА, рассмотрим наиболее общие, имеющие целью обеспечить высокие летные характеристики, безопасность полета, удобство работы экипажа, комфорт пассажиров и т.п. Эти требования необходимо выполнять как при создании новых ЛА, так и в процессе их эксплуатации.

Общие технические требования ко всем ЛА и тактико-технические требования к конкретным образцам авиационной техники определяют требования к аэродинамической компоновке и аэродинамическим характеристикам ЛА. Основные из этих требований следующие:

- 1) обеспечение минимального сопротивления, достаточных несущих свойств и высокого аэродинамического качества на основных режимах полета;
- 2) получение приемлемых взлетно-посадочных характеристик;
- 3) обеспечение надлежащих характеристик устойчивости, управляемости, демпфирования во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета, ослабление воздействия атмосферной турбулентности;

- 4) обеспечение заданных маневренных характеристик;
- 5) предотвращение выхода на опасные режимы полета, при которых возможны сваливание, штопор, подхват и т.д.;
- 6) исключение возможности возникновения флаттера, дивергенции, реверса элеронов и других опасных аэроупругих явлений;
- 7) обеспечение возможности полета в условиях обледенения, отказа двигателей и др.;
- 8) защита от кинетического нагрева;
- 9) обеспечение возможности снижения вертолета на режиме авторотации в случае отказа двигателей;
- 10) недопущение возможности возникновения на вертолетах опасных колебаний винта, всей конструкции и др.

Кроме аэродинамических требований при решении вопроса об аэродинамической компоновке ЛА следует заботиться и об удовлетворении требований по размещению экипажа, оборудования, топлива, по прочности и жесткости конструкции. Всем этим требованиям в полной мере удовлетворить нельзя. Так, для увеличения жесткости и прочности крыла полезно увеличивать его относительную толщину, а это отрицательно сказывается на его сопротивлении при движении с трансзвуковыми и сверхзвуковыми скоростями. При этом необходимо учитывать противоречивость и самих аэродинамических требований. Например, для улучшения маневренных и взлетно-посадочных характеристик самолета целесообразно использовать как можно больше по площади крылья для заданной массы аппарата, но такие крылья имеют большое сопротивление трения. Таких примеров может быть подобрано достаточно много.

Таким образом, компромиссные решения при выборе аэродинамической компоновки обусловлены невозможностью удовлетворения в равной степени всем рассмотренным требованиям к аэродинамической компоновке и аэродинамическим характеристикам.

Г л а в а 2

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

2.1. Математические модели аэродинамики летательных аппаратов

Развитие авиации на современном этапе характеризуется применением новых принципов и использованием все более тонких аэродинамических эффектов при создании ЛА различного назначения. С другой стороны, наблюдается бурное развитие вычислительной техники и непрерывное внедрение ЭВМ в аэродинамические исследования. В арсенале аэродинамиков появился новый, эффективный метод исследования — вычислительный эксперимент, который существенно расширил возможности теоретических подходов при решении задач аэродинамики.

На всех этапах жизненного цикла ЛА, начиная с его зарождения и кончая летной эксплуатацией, требуется большой ассортимент и объем аэродинамических характеристик, которые невозможно получить только экспериментальным путем. В связи с этим весьма актуальны проблемы разработки достоверных и эффективных математических моделей аэродинамики ЛА, рассчитанных на широкое использование вычислительного эксперимента на ЭВМ.

Под математическими моделями аэродинамики ЛА будем понимать некоторые концептуальные системы, которые в математической форме отображают (воспроизводят) основные аэродинамические свойства ЛА, в аэродинамическом смысле замещают ЛА (являются их дублерами), а также позволяют получать новую аэродинамическую информацию о ЛА. Математические модели создаются и уточняются на основании данных о прототипах, результатов численных исследований на ЭВМ, лабораторных и летных экспериментов. В зависимости от содержания и целей исследований используются модели разных уровней. Часть из них появляется еще на этапе проектирования ЛА, затем они уточняются и существуют вместе с аппаратом, являясь его математическими дублерами. Наиболее полными и точными моделями аэродинамики ЛА являются базовые модели, основанные на прямом моделировании процессов обтекания ЛА на различных режимах их полета. Эти модели являются

основой для создания упрощенных (системных) моделей различного уровня точности, например, аппроксимационных, а также для проведения широкого вычислительного эксперимента на ЭВМ.

Концепция вычислительного эксперимента в современной науке хорошо разработана. Под вычислительным экспериментом понимается математическое моделирование, т.е. создание и исследование математических моделей для изучения рассматриваемых объектов или явлений с помощью ЭВМ. Вычислительный эксперимент базируется на синтезе понимания физической сущности рассматриваемых явлений, их правильной схематизации, выбора наиболее подходящего численного алгоритма, организации расчетов на ЭВМ, анализе их результатов с учетом опытных данных. Рассмотрим основные этапы вычислительного эксперимента.

На первом этапе на основе физического анализа проблемы формируется математическая модель (математический дублер) изучаемого объекта или явления. При моделировании в аэродинамике приходится использовать различные схематизации. Основными из них являются следующие:

- модели среды (идеальная несжимаемая; идеальная сжимаемая; с пограничным слоем и слоем смещения; вязкая и др.);

- модели летательных аппаратов (пластинчатая, бесконечно малой толщины; малой толщины, с линеаризацией по толщине; телесная, конечной толщины; смешанная);

- схемы обтекания (безотрывное, отрывное с фиксированными местами отрыва, отрывное с вязким отрывом, смешанное);

- виды течений (установившиеся, стационарные; гармонически меняющиеся по времени; неустановившиеся, нестационарные);

- уровни приближений решений (линейные; квазилинейные, с частичной линеаризацией; нелинейные).

Вычислительный эксперимент в аэродинамике позволил открыть новые возможности модели идеальной среды и ее классических схем, создать новые эффективные схемы. Объясняется это в основном двумя причинами: во-первых, рассмотрением полных нестационарных задач, изучением всего процесса формирования течений; во-вторых, использованием всех условий, заложенных в схемах, без дополнительных упрощений, применявшихся ранее в аналитических подходах. Оказалось, что численное решение задач на ЭВМ при этих условиях значительно расширяет возможности применяемых схем и гипотез.

Математическое моделирование в дозвуковой аэродинамике базируется на применении и развитии единого численного метода — метода

дискретных вихрей. Достоинством этого метода является его универсальность — с помощью единого подхода он позволяет решать аэродинамические задачи от простейших линейных до пространственных нелинейных. С этой целью в его основу заложена дискретная манера описания, т.е. дискретная вихревая схема, которая конструируется с помощью универсальных модулей (простейших вихревых систем, соответствующих видам моделируемых несущих поверхностей и типам решаемых задач). Приспособленность к особенностям расчета на ЭВМ и к широким приложениям — еще одно достоинство метода дискретных вихрей. При моделировании обтекания ЛА на сверхзвуковых скоростях используются численные методы потенциала скоростей или возмущенных давлений.

При применении математических моделей для получения конкретных аэродинамических характеристик ЛА используется система надежных средств их проверки, т.е. контроля за результатами расчетов. К таким средствам относятся аналитическое и численное обоснование математической корректности, а также опытная проверка применяемых схем и моделей.

На основе статистического анализа значительного массива расчетных и экспериментальных данных для большого числа разнообразных ЛА и тел установлено, что достоверность результатов расчетов для аэродинамических характеристик не уступает достоверности результатов современных экспериментов в широком диапазоне режимов полета. Более того, в некоторых случаях теоретические данные оказываются более надежными, чем экспериментальные, из-за сложности физического моделирования и погрешностей измерений.

Для практических приложений необходимы прежде всего аэродинамические характеристики ЛА при малых значениях безразмерных кинематических параметров (углов атаки и скольжения, угловых скоростей и т.п.). Систематические численные исследования показали, что эти характеристики можно надежно получать по линейной теории в рамках схемы идеальной среды и модели безотрывного обтекания ЛА. В этом случае производится линеаризация всех уравнений и условий по кинематическим параметрам и по толщине тел. Схематизация реального ЛА осуществляется базовыми поверхностями (используется пластинчатая схематизация ЛА). Применяемые при решении задачи особенности (вихри, источники и др.) располагаются на базовых поверхностях. На них же выполняются и граничные условия задачи.

Линейные подходы позволяют эффективно решать всю совокупность задач аэродинамики: о движении ЛА как твердого тела, о его дефор-

мациях, об отклонении рулей, о воздействии порывов и ударных волн и др. При этом создана экономная система расчета: решаются канонические задачи, а переход к общим случаям движения осуществляется с помощью интеграла свертки и метода суперпозиций.

На основе линейных подходов созданы и внедрены в практику пакеты прикладных программ для расчета на ЭВМ аэродинамических характеристик ЛА. Систематическим сопоставлением с экспериментальными данными установлена высокая достоверность линейных моделей аэродинамики ЛА при малых и умеренных значениях безразмерных кинематических параметров и сравнительно небольшой относительной толщине элементов ЛА. Для некоторых линейных задач строго обоснован метод дискретных вихрей как численный метод решения многомерных сингулярных интегральных уравнений. Опыт использования линейной теории для аэродинамических исследований показал, что она позволяет уже на этапе предварительных разработок обеспечить практику весьма полным и достоверным массивом данных, содержащим все линейные аэродинамические характеристики ЛА.

Исследования показывают, что при отрывном, а в некоторых случаях, например, на больших углах атаки, и при безотрывном обтекании ЛА их аэродинамические характеристики нелинейно зависят от кинематических параметров. При этом нелинейные эффекты могут быть как положительными, так и отрицательными. На основе метода дискретных вихрей разработаны эффективные подходы численного изучения отрывных и безотрывных течений, созданы нелинейные математические модели аэродинамики ЛА.

2.2. Расчет линейных аэродинамических характеристик на дозвуковых скоростях

У подавляющего большинства ЛА зависимость аэродинамических характеристик от кинематических параметров движения в эксплуатационной области их изменения линейная или близка к линейной. Поэтому решение аэродинамических задач в линейной постановке наиболее широко используется на практике, поскольку при этом допустимо принятие ряда упрощающих предположений, позволяющих уменьшить трудозатраты и ускорить получение результатов.

Как показывает практика, линейные аэродинамические характеристики в большинстве случаев удовлетворяют потребностям смежных наук (динамики полета, строительной механики и т.д.).

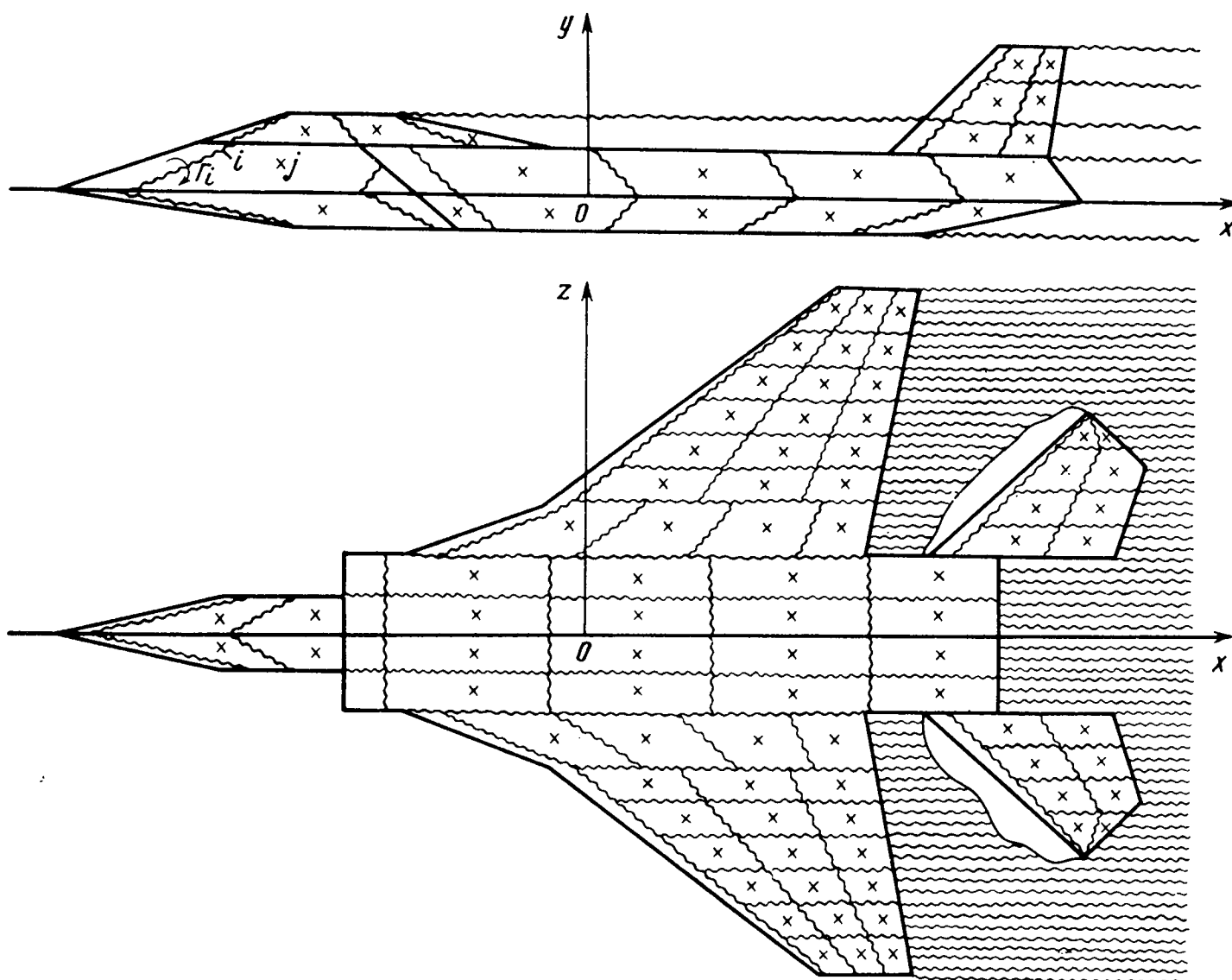


Рис. 2.1. Схема моделирования обтекания самолета системой дискретных вихрей

Задачи в линейной постановке решаются следующим образом. Задана форма ЛА, характеристики движения, выраженные безразмерными кинематическими параметрами (1.2), и состояние газа (вязкий, невязкий, сжимаемый, несжимаемый). Принимается предположение, что кинематические параметры движения (1.2), толщины и деформации несущих поверхностей ЛА малы ($\epsilon_j \ll 1$; $\bar{c} \ll 1$), среда идеальная, обтекание плавное. Сложную аэродинамическую задачу при этом удастся решать как ряд частных, не зависящих друг от друга задач, пользуясь принципом суперпозиции.

Летательный аппарат схематизируется. Фюзеляж, крыло и хвостовое оперение заменяются тонкими пластинами (серединными поверхностями заменяемых несущих элементов), которые называются базовыми поверхностями. Обтекание схематизированного таким образом ЛА моделируется системой подковообразных дискретных вихрей (рис. 2.1). Скорости, индуцируемые ими в контрольных точках, указанных на рис. 2.1 крестиками, рассчитываются по формуле Био-Саварра. В каждой контрольной точке j рассчитывается суммарная скорость от всей вихревой системы $i = 1, 2, \dots, n$. Из условия непротекания в точках j , например для α -задачи, получим

$$\sum_{i=1}^n W_{yij} - (V \sin \alpha)_j = 0, \quad j = 1, 2, \dots, n. \quad (2.1)$$

Принято α -задачей называть аэродинамическую задачу, если все кинематические параметры (2.1), кроме α , равны нулю. Нормальная составляющая скорости набегающего потока в линейной постановке выражается в виде

$$V_n \approx V_y = V \sin \alpha \approx V\alpha.$$

Значение производной по α уравнения (2.1), отнесенное к V , имеет вид

$$\sum_{i=1}^n \Gamma_i^a \omega_{yij} = 1, \quad j = 1, 2, \dots, n. \quad (2.2)$$

Решением системы (2.2) находятся величины Γ_i^a , представляющие значение безразмерной производной напряженности дискретных вихрей и входящие в ω_{yij} . Далее по теореме Жуковского определяются распределенные и суммарные аэродинамические силы и моменты. Аналогичным образом при соответствующих граничных условиях решаются и другие задачи (β , ω_x , ω_y , ...).

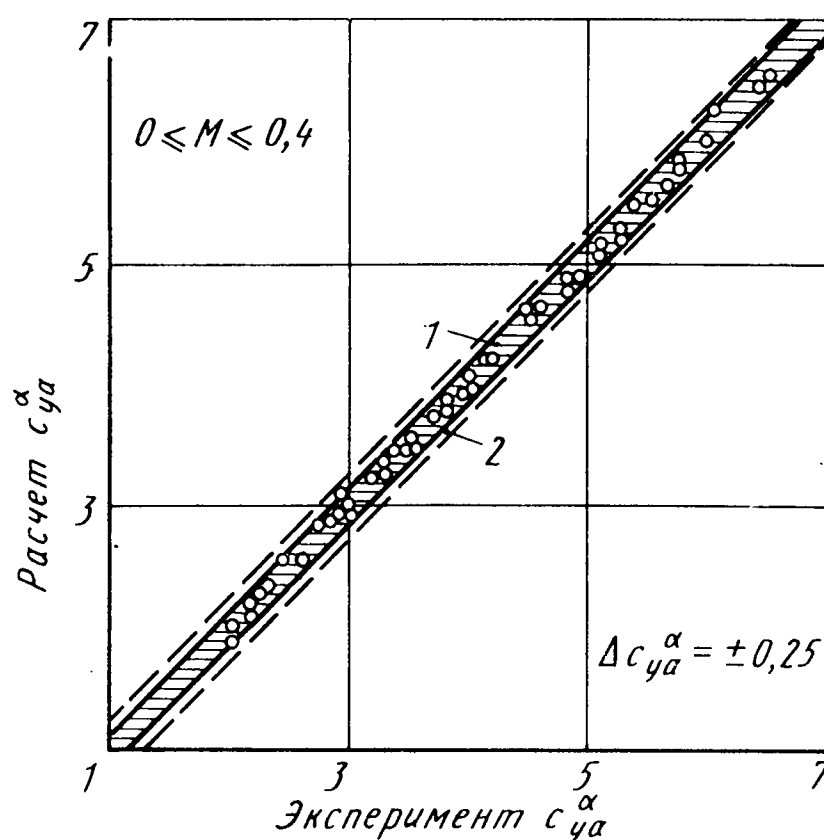
Достоверность результатов расчета на первом этапе проверена обычным сопоставлением расчетных и опытных данных. Далее оценка точности проведена на основе методов статистического анализа. При наличии определенного числа пар расчетных и опытных аэродинамических характеристик самолетов можно найти аппроксимирующую линию. Проведя с принятой гарантийной вероятностью оценку возможных изменений этой линии, называемой линией регрессии, найдем доверительный интервал при этой гарантийной вероятности (рис. 2.2, область 1).

При абсолютной точности расчетных и опытных данных линией регрессии на таком графике является диагональ. Отложив от нее по обе стороны потребную точность определяемой величины, найдем область допустимой погрешности. На рис. 2.2 эта область 2 при допустимой погрешности величины $\Delta c_{ya}^a = \pm 0,25$.

Поскольку область 1 не выходит за пределы области 2 в указанных

Рис. 2.2. График статистического анализа точности расчетных и опытных данных по производной c_{ya}^a отечественных и зарубежных самолетов:

1 — доверительная область с гарантийной вероятностью 0,99;
2 — область значений при заданной допустимой погрешности $\Delta c_{ya}^a = \pm 0,25$



пределах изменения Δc_{ya}^a , то можно сделать вывод, что в этих пределах изменения c_{ya}^a результаты расчета с вероятностью 0,99 обеспечивают заданную точность (с возможной погрешностью $\Delta c_{ya}^a = 0 \pm 0,25$).

Проверка методом статистического анализа расчетных и опытных данных по линейным аэродинамическим характеристикам показала, что точность результатов расчета не ниже точности экспериментальных данных.

2.3. Расчет линейных аэродинамических характеристик на сверхзвуковых скоростях

Методы расчета аэродинамических характеристик ЛА при сверхзвуковых скоростях строятся на основе теории потенциальных сверхзвуковых течений в предположении идеальности среды и малости возмущений, вносимых ЛА в поток. Это позволяет линеаризировать основные уравнения аэродинамики и свести их к одному, так называемому волновому уравнению, которое в связанной системе координат имеет вид

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} - 2 \frac{V}{a} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial t} - \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial t^2} = 0. \quad (2.3)$$

Под функцией Φ подразумевается либо потенциал возмущенных скоростей φ , либо возмущенное давление p' . В первом случае искомым является потенциал φ , после чего возмущенное давление определяется по известному соотношению Коши–Лагранжа

$$p' = 2\rho_{\infty} \left[V \frac{\partial \varphi}{\partial x} + \frac{\partial \varphi}{\partial t} \right]. \quad (2.4)$$

Во втором случае решение уравнения (2.3) ищется непосредственно в виде выражения для p' . Такой путь решения получил название метода возмущенных давлений. Решения уравнения (2.3) для φ и p' в общем случае известны и даются в виде интегродифференциальных соотношений, в которых искомые величины φ и p' выражаются через интегралы от неизвестных же величин. Для определенности решения необходимо задаться начальными и граничными условиями, что в итоге составляет замкнутую систему интегродифференциальных уравнений, которая решается численно с помощью ЭВМ.

Недостатком метода потенциала является необходимость численного дифференцирования согласно уравнению Коши–Лагранжа (2.4), что вносит погрешности в определение давления, особенно вблизи передних кромок несущей поверхности. Этого недостатка лишен метод возмущенных давлений, кроме того, он более приспособлен для расчета пространственных несущих систем. Согласно этому методу и известному решению Кирхгоффа для волнового уравнения (2.3) возмущенное давление

$$p'(x, y, z, t^*) = - \frac{1}{4\pi} \int_{S^*} \int \left[\frac{1}{R} \left(\frac{\partial p'}{\partial n} \right)_{\xi, \eta, \zeta, t} - \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{p'(\xi, \eta, \zeta, t)}{R} \right) \right] dS, \quad (2.5)$$

где $R = \sqrt{(x - \xi)^2 - k^2(y - \eta)^2 - k^2(z - \zeta)^2}$; $k^2 = M^2 - 1$; S^* – поверхности, по которым ведется интегрирование и от которых в данную точку с координатами x, y, z в момент времени t^* приходит сигнал возмущенного давления из точки с координатами ξ, η, ζ . Время t^* отличается от t на величину прохождения сигнала из точки (ξ, η, ζ) в точку (x, y, z) при условии, что он распространяется во все стороны со скоростью звука a и одновременно сносится вниз по потоку со скоростью V . Таким образом, поверхность S^* состоит из части несущей поверхности S , ее продолжения вне ЛА, где сказывается вли-

Рис. 2.3. Схема к определению областей интегрирования при решении волнового уравнения

ание боковых кромок (область σ), вихревой пелены (область Σ) (рис. 2.3), а также поверхностей скачков уплотнения, n — нормаль к указанным поверхностям.

В каждой из указанных областей используются свои граничные условия:

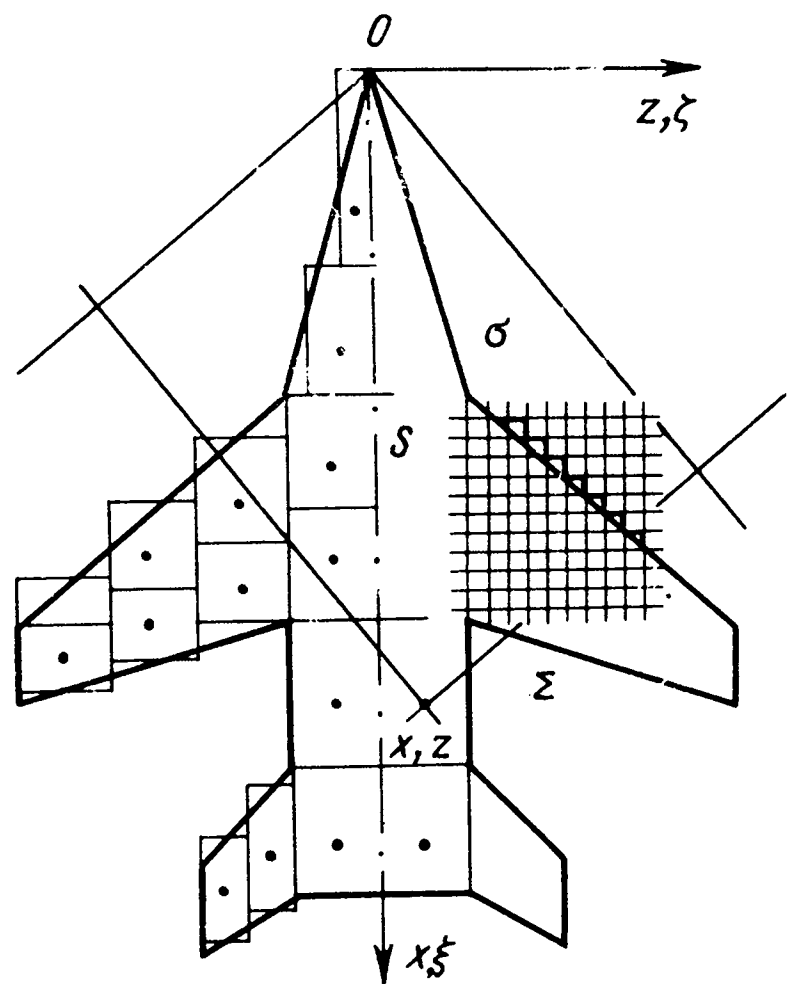
в области σ и на дозвуковых задних кромках выполняется условие непрерывности функции p' ;

на вихревой пелене (область Σ) отсутствует перепад давлений $\Delta p = p'_+ - p'_- = 0$, где индексы "+" и "-" соответствуют разным сторонам вихревой пелены;

на поверхности летательного аппарата S выполняется условие непротекания. Это означает, что производная $\frac{\partial \varphi}{\partial n}$ в каждой точке ЛА является известной. Через $\frac{\partial \varphi}{\partial n}$ в соответствии с уравнением

Коши–Лагранжа выражается подынтегральная функция $\frac{\partial p'}{\partial n}$ и тем самым вносится определенность в первый интеграл (2.5) по области S .

Выражение (2.5) в зависимости от конкретной задачи может быть преобразовано к виду, более простому и удобному для численного расчета аэродинамических характеристик. В результате этих преобразований конкретизируются области интегрирования, в некоторых случаях устраняются неопределенности в подынтегральных выражениях. Задача решается методом последовательных приближений. Вначале определяется возмущенное давление согласно (2.5) интегрированием только по поверхности летательного аппарата S , где значение $\frac{\partial p'}{\partial n}$ под интегралом определено граничным условием непротекания. Затем по найденному возмущенному давлению определяются подынтегральные выражения в областях σ и Σ , после чего уточняется величина возмущенного давления с учетом интегрирования по всем областям и т.д.



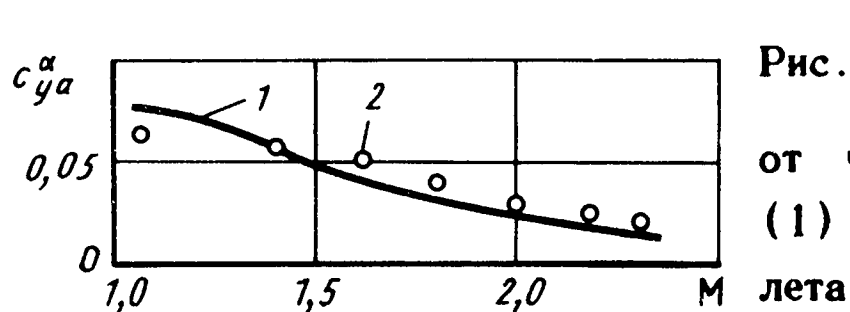


Рис. 2.4. Зависимости производной c_{ya}^a от числа M , полученные в эксперименте (1) и в расчете (2) для модели самолета

Интегрирование производится численно с помощью ЭВМ, для этого интегралы заменяются суммами по ячейкам, на которые разбивается область интегрирования. В пределах каждой ячейки подынтегральное выражение считается величиной постоянной. Обычно используется равномерная прямоугольная сетка.

Для расчета суммарных аэродинамических характеристик необходимо проинтегрировать найденные возмущенные давления по всей площади ЛА. С этой целью в численном методе площадь ЛА разбивается произвольно на более крупные прямоугольные ячейки, в пределах которых возмущенное давление считается постоянным. Обычно для получения достаточно точного расчета ЛА разбивается на 50...80 таких ячеек с условием, чтобы их суммарная площадь равнялась площади ЛА. При этом ячейки должны быть не обязательно равномерными. Напротив, для более точного расчета распределения давления густота сетки в любом месте ЛА может быть увеличена. На рис. 2.4 в качестве примера приведены результаты эксперимента и расчета методом возмущенных давлений коэффициента c_{ya}^a для модели летательного аппарата.

2.4. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик самолетов

На этапах взлета, посадки и боевого маневрирования самолетов обтекание несущих поверхностей происходит при больших углах атаки и скольжения, при значительных углах отклонения органов механизации и управления, что может сопровождаться отрывом потока. На острых кромках несущих поверхностей отрывное обтекание наблюдается даже при не очень больших углах атаки. В этих случаях аэродинамические коэффициенты самолетов нелинейно зависят от кинематических параметров (углов атаки и скольжения, углов отклонения рулей и органов механизации и т.д.).

Общие подходы к разработке нелинейных математических моделей аэродинамики самолетов сводятся к следующему. Среда считается

несжимаемой. Рассматривается реальная форма ЛА (с учетом толщины элементов) или используется пластинчатая схематизация (базовыми поверхностями). Линеаризация уравнений аэродинамики и условий задачи не проводится. Для четкого определения характера предельного (сформировавшегося) течения в общем случае рассматривается весь процесс его формирования, т.е. задача решается как нестационарная. В некоторых частных случаях используются и стационарные модели течения. Отрыв потока моделируется стационарными или нестационарными вихревыми пеленами, сходящими с ЛА в поток.

При отрывном обтекании ЛА рассматриваются два случая: 1) отрыв потока происходит на острых кромках или изломах поверхностей; 2) поток отделяется от гладкой обтекаемой поверхности.

В первом случае места отрыва потока фиксированы на кромках или изломах, течение в основном определяется инерционными силами и индуктивным взаимодействием, роль вязкости мала и нелинейные задачи эффективно решаются в рамках пластинчатой или телесной схематизации ЛА и модели идеальной среды. Математическая постановка нестационарной задачи об отрывном обтекании ЛА в этом случае описывается уравнением неразрывности в форме уравнения Лапласа, граничными условиями на обтекаемой поверхности, условиями на вихревой пелене и на бесконечном удалении от ЛА и его следа, гипотезой Чаплыгина–Жуковского о конечности скоростей на острых кромках и изломах, с которых сходит вихревая пелена, а также заданными начальными условиями. Формирование вихревого следа во времени описывается дифференциальными уравнениями движения свободных вихрей по траекториям жидких частиц. Так как среда идеальная, то напряженности свободных вихрей со временем не изменяются, а меняется лишь их положение в пространстве. Давления на несущих поверхностях и в возмущенном нестационарном потоке вычисляются с помощью интеграла Коши–Лагранжа. При решении стационарных задач отрывного обтекания ЛА с фиксированными местами отрыва начальные условия не требуются, форма вихревого следа описывается дифференциальными уравнениями линий тока, с которыми в идеальной среде совпадают свободные вихревые линии. Аэродинамические нагрузки на несущих поверхностях вычисляются по теореме Жуковского "в малом", а давления на обтекаемых поверхностях и в возмущенном потоке — с помощью интеграла Бернулли. Для выполнения гипотезы Чаплыгина–Жуковского свободные вихревые пелены с кромок и изломов несущих поверхностей сходят по касательным к ним и в стационарной, и в нестационарной задаче. В обоих случаях задачи являются нели-

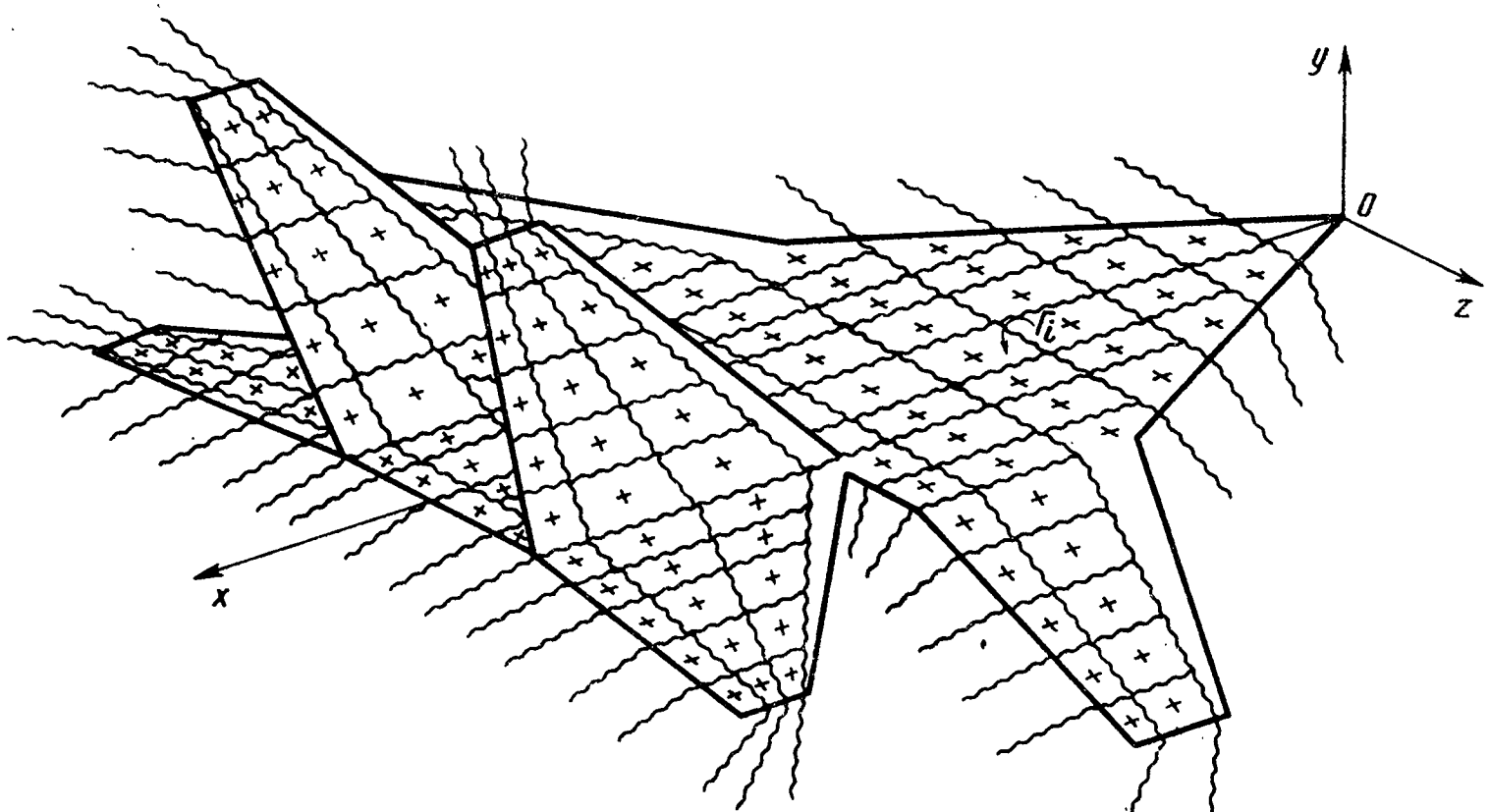


Рис. 2.5. Нелинейная вихревая схема самолета при стационарном обтекании

нейными и сводятся к определению циркуляций вихрей, формы и положения следа.

В случае отрыва с поверхности места отрыва потока заранее неизвестны, при их определении необходимо учитывать механизм вязкого взаимодействия. Здесь рассматривается телесная модель ЛА, а в качестве модели среды используется схема, включающая пограничный слой у поверхности ЛА и идеальную жидкость вне ЛА и пограничного слоя. При этом места отрывов потока с поверхности ЛА, в том числе и вторичных, определяются по теории пограничного слоя, а задача по расчету аэродинамических характеристик решается с использованием схемы идеальной среды.

Описанные нелинейные модели отрывного обтекания ЛА несжимаемой жидкостью численно реализуются на ЭВМ методом дискретных вихрей. На рис. 2.5 приведена расчетная вихревая схема ЛА при стационарном отрывном обтекании. Вихревые слои, которыми моделируются ЛА и его след, в расчетных схемах заменяются системами дискретных вихрей (на рис. 2.5 дискретные вихри показаны волнистыми линиями). На поверхности ЛА такая замена проводится при нестационарном обтекании для суммарного вихревого слоя, состоящего из присоединенных и свободных вихрей, при стационарном — для присоединенного слоя, а в следе в обоих случаях — для свободных вихревых пелен. Граничные условия задачи выполняются в конечном числе контрольных точек на поверхности ЛА (на рис. 2.5 они показаны крестиками).

Пусть в результате схематизации самолета на его поверхности размещается m дискретных вихрей и столько же контрольных точек.

Тогда, удовлетворяя граничному условию непротекания во всех контрольных точках и выражая возмущенные скорости через напряженности дискретных вихрей Γ_i , для случая стационарного обтекания получим систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных циркуляций вихрей:

$$\sum_{i=1}^m \Gamma_i a_{ij} = H_j; \quad j = 1, 2, \dots, m. \quad (2.6)$$

Коэффициенты a_{ij} определяются через безразмерные возмущенные скорости от дискретных вихрей, а правые части H_j – из граничных условий задачи.

Из решения системы уравнений (2.6) определяются напряженности дискретных вихрей Γ_i и по ним на основании теоремы Гельмгольца – напряженности всех остальных вихрей (на самолете и в следе), а по теореме Жуковского – аэродинамические нагрузки. Положение свободных вихрей в следе определяется из условия, что они ориентируются в пространстве по линиям тока. Если x_0, y_0, z_0 – координаты начала вихревого отрезка, а l_0 – его длина, то координаты конца отрезка $x_1 = x_0 + l_0 \cos(lx); y_1 = y_0 + l_0 \cos(ly), z_1 = z_0 + l_0 \cos(lz)$, где $\cos(lx), \cos(ly), \cos(lz)$ – направляющие косинусы рассматриваемого вихревого отрезка, т.е. линии тока в точке с координатами x_0, y_0, z_0 .

Поскольку форма следа зависит от циркуляций дискретных вихрей и в свою очередь на них влияет, то стационарная задача, соответствующая вихревой модели, показанной на рис. 2.5, решается на ЭВМ методом итераций, в процессе которых уточняются как значения циркуляций вихрей, так и форма следа.

Нестационарные задачи сводятся к решению также систем линейных алгебраических уравнений, из которых находятся неизвестные циркуляции суммарных вихрей на самолете и свободных вихрей в следе. Задачи решаются по шагам, путем перехода от одного расчетного момента времени к другому. Формирование вихревой структуры в следе в рассматриваемый момент времени производится с использованием циркуляций вихрей, определенных в предыдущий расчетный момент.

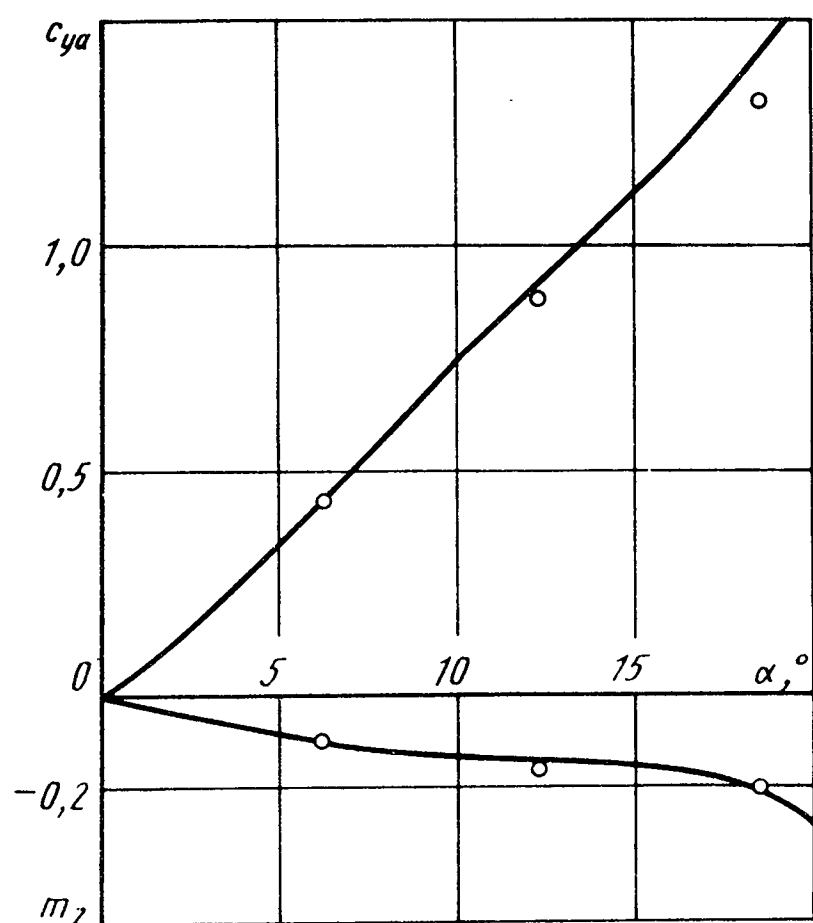


Рис. 2.6. Сопоставление нелинейных зависимостей $c_{ya}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для модели самолета:

— — расчет; 0 — эксперимент

На рис. 2.6 проводится сопоставление нелинейных зависимостей $c_{ya}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для самолета, имеющего крыло с наплывом, полученных расчетом (линии) и экспериментально (точки). Расхождение расчетных и экспериментальных данных не превышает 8 %.

2.5. Экспериментальные аэродинамические исследования

Роль экспериментальных исследований исключительно велика и значительна в процессе познания сущности аэродинамических явлений и особенностей аэродинамических характеристик ЛА. С бурным развитием аналитических и численных методов исследований аэродинамических характеристик на ЭВМ роль эксперимента не снижается, а только дополняется. Если до этого эксперимент был главным, основным способом получения аэродинамических характеристик, то с развитием численных методов расчета аэродинамических характеристик на ЭВМ экспериментальные данные необходимы и для подтверждения достоверности разработанных методов расчета и выборочных, либо опорных результатов проведенных исследований.

Проведением параметрических многократных экспериментальных исследований можно определить доверительный интервал изменения исследуемых характеристик с заданной вероятностью. Сопоставляя результаты расчета с полученным интервалом и учитывая требуемую практикой точность рассматриваемых величин, можно выявить погрешности метода. Такое сопоставление целесообразно использовать при разработке новых методов расчета для оценки точности и достоверности их результатов.

Следующее применение экспериментальных данных в новых условиях широкого использования математических моделей различных явлений —

в проверке достоверности результатов отдельных конкретных систематических исследований путем сопоставления расчетных и опытных данных только для ряда опорных вариантов.

Следует заметить, что экспериментальные исследования по аэродинамике — трудоемкий и дорогостоящий процесс. К тому же часть явлений и некоторые аэродинамические характеристики не удается рассмотреть и измерить при натурных и модельных испытаниях. Натурные испытания проводятся в специальных крупных аэродинамических трубах, но большей частью в реальных полетах.

Обычные натурные объекты слишком сложны, велики по размерам и дороги, чтобы их испытывать в натурных условиях. Поэтому значительное количество экспериментальных исследований проводятся на моделях в установках с искусственным регулированием потока воздуха или газа — аэродинамических трубах. Аэродинамические трубы различаются по скорости потока, по схеме действия, по назначению и по ряду других признаков. Созданы гигантские трубы для натурных испытаний, для проведения испытаний со средой переменной плотности либо в условиях имитации свободного полета и др.

Однако эксперимент на моделях требует выполнения теории подобия: геометрического, кинематического и динамического. Тела называются геометрически подобными, если у них соответственные углы равны, а линейные размеры пропорциональны. Кинематическое подобие требует геометрического подобия и прохождения подобного пути сходственными частицами потока за пропорциональные отрезки времени. Можно сказать, что кинематическое подобие требует геометрического подобия и одинаковой ориентации модели и натурального объекта по отношению к потоку. Явления называются полностью динамически подобными, если при соблюдении условий геометрического и кинематического подобия силы, приложенные к элементарным объемам, в сходственных точках потока одинаково направлены и их отношения постоянны для всех пар сходственных точек. Опыт показывает, что создание полного динамического подобия чрезвычайно затруднено.

Поэтому, учитывая, что природа сил, действующих в газообразной среде, различна (силы давления, воздействия массы, трения и инерционные силы), то для каждой категории сил можно отдельно рассматривать явление подобия. Такой подход называется соблюдением неполного или частичного условия динамического подобия обтекания модели и натурального объекта. В этом случае соблюдается подобие лишь в отношении некоторых вышеуказанных сил, связанных с физическими свойствами среды (вязкость, сжимаемость и т.д.).

Например, если условия обтекания, определяющие результирующую аэродинамическую силу, главным образом зависят от вязкости газа, то влиянием остальных сил (силы упругости, воздействия массы газа и т.д.) можно пренебречь. Основным критерием подобия в таком случае является число Рейнольдса (Re). Оно выражает отношение инерционных сил к силам вязкости.

Если же на аэродинамические силы существенное влияние оказывает сжимаемость газа — силы упругости, то основным критерием подобия является число M , выражающее отношение инерционных сил и сил давления. При соблюдении критерия подобия по числу M для того, чтобы выполнить требования подобия по числу Re , обычно увеличивают плотность среды, таким образом, уменьшая коэффициент кинематической вязкости среды ν .

Кроме рассмотренных критериев подобия, в аэродинамике рассматриваются:

число Струхаля (Sh), учитывающее периодичность происходящих явлений (воздушные или несущие винты, колеблющееся крыло и т.д.);

число Фруда (Fr), учитывающее влияние массы среды на изучаемое явление;

степень турбулентности (ϵ), учитывающая турбулентность потока (пульсации скорости);

число Прандтля (Pr), характеризующее отношение количества тепла, выделившегося из-за вязкого трения, к количеству тепла, отведенного из-за теплопроводности.

Следует заметить, что экспериментальные исследования требуют больших средств и трудозатрат, обладают значительной ограниченностью по количеству определяемых аэродинамических характеристик. Этим путем могут быть выявлены характер и картина обтекания тела, местные значения давлений на поверхности тела или вблизи него, составляющие суммарных аэродинамических сил и моментов в принятой системе координат.

Обычно в эксперименте рассматривается установившееся обтекание исследуемых ЛА или их моделей. Имеются методики и установки для определения некоторых аэродинамических характеристик при неустановившемся движении. Обычно они более трудоемки.

Широкое распространение получило определение аэродинамических характеристик при гармонических колебаниях модели крыла или ЛА. Одной из определяемых при этом величин является коэффициент демп-

фирования $\dot{m}_z^{\omega} + \dot{m}_z^a$. При необходимости определения каждой из этих величин проводятся дополнительные исследования. Несмотря на трудоемкость выполняемых работ, погрешность определения этих величин остается значительной, примерно 15...40 %.

Поскольку аэродинамические силы и моменты зависят от закона движения ЛА, то их, как было показано, можно представить в виде выражения (1.8). Здесь величины производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов по безразмерным кинематическим параметрам характеризуют степень влияния соответствующих параметров движения на аэродинамические силы и моменты. Из этих более чем ста аэродинамических производных экспериментом определяются 10...30.

Относительно проще путем непосредственного замера определяются составляющие аэродинамической силы и момента относительно принятой системы координат (X_a, Y_a, Z_a и M_x, M_y, M_z) в зависимости от углов атаки и скольжения и их производные по этим углам. Заметно труднее определяются другие производные аэродинамических коэффициентов $\dot{c}_y^{\omega}, \dot{m}_z^{\omega}, \dot{m}_z^a$ и т.д. Для этого либо изготавливаются специальным образом деформированные модели, либо создаются установки, выполняющие колебательные движения. Несмотря на все ухищрения, большая часть указанных в формуле (1.8) величин остается за пределами возможности определения в экспериментальных исследованиях.

2.6. Методы аэрофизических исследований

Целью аэрофизических исследований ЛА является выявление физической картины их обтекания и изучение газодинамических полей (скоростей, давлений, температур, плотности) газовых потоков.

Выявление физической картины обтекания ЛА или его модели на тех или иных режимах полета проводится с использованием методов визуализации газовых потоков. Эти методы позволяют получать аэрогидродинамические спектры (картины) обтекания ЛА и их частей. На основе этих спектров представляются возможности для понимания физических процессов обтекания, выявления их особенностей и получения исходных данных для построения математических моделей тех или иных явлений.

Для визуализации течений однородной среды (воды, воздуха, газа и др.) определенной области потока придаются несколько иные физические свойства. Такое изменение физических свойств позволяет увидеть (сфотографировать) некоторые детали течения в исследуемой области потока визуально или с помощью специальной аппаратуры, использующей различные оптические эффекты.

Для получения аэрогидродинамических спектров обтекания ЛА и их частей широко используется ряд экспериментальных методов.

1. Введение в жидкость (газ) примесей (дыма, пара, порошка, газа и др.) без изменения структуры исследуемого потока. В частности, широко используется дымовой метод (дымовая аэродинамическая труба, дымовые трассеры в полете).

2. Наклеивание на исследуемый объект шелковинок или использование специальных сеток с шелковинками. Во время эксперимента шелковинки ориентируются в потоке по вектору местной скорости и по их поведению можно судить о характере обтекания.

3. Использование жидких пленок, которые наносятся на обтекаемую поверхность с целью изучения течения в пограничном слое. В частности, в аэродинамических трубах широко используется метод масляной пленки, основанный на нанесении на обтекаемую поверхность смеси масла и цветного наполнителя. Ориентируясь в потоке по векторам местной скорости газа, струйки смеси визуализируют (делают видимыми) траектории частиц газа.

4. Оптические методы — теневые и интерференционные. В их основу положен принцип, согласно которому изменение плотности просвечиваемой световыми лучами газовой среды приводит к локальным изменениям абсолютного значения показателя преломления, который в свою очередь влияет на направление распространения световых лучей. В результате по изменению освещенности экрана удастся сделать видимыми локальные области изменения параметров газового потока и прежде всего его плотности.

5. Метод тлеющего разряда для изучения явлений в средах разреженного газа. Этот метод основан на явлении эффективного светового излучения некоторых газов (азота, гелия, аргона, воздуха) под воздействием сильного электрического разряда. Это свечение наблюдается и после того, как уже прекратился возбуждающий разряд (имеет место послесвечение). Чем выше локальная плотность газового потока, тем сильнее послесвечение. Это позволяет эффективно визуализировать ударные волны, пограничный слой и другие явления в течениях разреженного газа.

6. Использование естественной кавитации жидкостей в гидравлических трубах. Кавитация может возникать в областях повышенного разрежения потока, в частности в ядрах вихрей, образующихся при обтекании ЛА. Это делает эти области видимыми.

7. Метод парового экрана, основанный на впрыскивании в воздушный (газовый) поток мельчайших капель жидкости, например воды. Эти капли жидкости, концентрируясь в некоторых характерных областях (в частности, вдоль вихревых поверхностей), изменяют их светоотражающую способность. При просвечивании узким лучом света эти области становятся видимыми в сечении светового луча.

8. Метод местного нагрева, при использовании которого достигается локальное изменение оптических свойств газового потока и др.

2.7. Исследование аэродинамических характеристик летательных аппаратов с повреждениями

Повреждения несущих и рулевых поверхностей, получаемые в процессе эксплуатации ЛА, заметно влияют на его аэродинамические характеристики. С точки зрения живучести, обеспечения безопасности полета необходимо знать особенности поведения ЛА при повреждении несущих и рулевых поверхностей.

Однако проведение экспериментальных исследований подчас затруднено тем, что либо надо иметь много моделей с различными повреждениями несущих поверхностей, либо использовать одну модель, но с ограниченным числом повреждений, так как на одной модели имитировать много типов повреждений не удастся. Еще более ограничены возможности летных испытаний с повреждениями несущих и рулевых поверхностей, главным образом, с точки зрения безопасности полетов.

Следовательно, наиболее целесообразное направление исследований по этому вопросу — теоретическое. С развитием численных методов расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов на ЭВМ стало возможным их применение для решения вышеуказанных задач. При этом сложная аэродинамическая задача значительно упрощается рядом допущений, позволяющих ее решать в линейной постановке без учета телесности несущих поверхностей. Эти задачи решаются по гипотезе стационарности и гармоничности. Аэродинамические характеристики ЛА с повреждениями рассматриваются с использованием уравнений динамики полета.

В общих чертах метод расчета стационарных аэродинамических характеристик самолета в линейной постановке состоит в следующем. Геометрическая форма самолета и его повреждения заданы. Движение самолета определяется кинематическими параметрами (1.2). Среда идеальная, сжимаемая. Обтекание плавное. Срывов потока и скачков уплотнений нет. Повреждение одной стороны обшивки можно считать как сквозное. Самолет схематизируется тонкими несущими поверхностями, как и в случае без повреждения. Обтекание ЛА моделируется системой дискретных вихрей. Поскольку в этом случае самолет несимметричен, то моделируется вихрями вся обтекаемая несущая поверхность, за исключением разрушенной ее части.

Следует заметить, что вопреки пессимистическим ожиданиям такой подход дает результаты с приемлемой точностью и достоверностью до углов атаки и скольжения $6 \dots 8^\circ$, а иногда и более. Аналогично решается задача и в нелинейной постановке. Повреждения несущих и рулевых поверхностей нарушают симметрию обтекания самолета, приводят к перераспределению аэродинамических нагрузок, следовательно, и к изменению сил и моментов. Значительность этих изменений зависит от компоновки самолета, площади и места повреждения. Рассмотрим некоторые примеры расчета аэродинамических характеристик модели самолета с имитацией повреждений несущих и рулевых поверхностей.

Повреждения горизонтального оперения и концевой части стреловидных и треугольных крыльев самолета приводят к заметным изменениям момента тангажа и положения аэродинамического фокуса (рис. 2.7). В данном случае разрушение площади крыла более 5 % может привести к потере продольной устойчивости самолета.

На рис. 2.8 показаны возможности компенсации момента крена оставшимся одним правым элероном по мере увеличения угла атаки для случаев повреждений с относительными площадями $\bar{S}_п = S_п / S = 0,02$ и $0,1$.

Если в полете на высоте $H = 0$ с числом $M \leq 0,2$ повреждено 10 % площади концевой части крыла, то возникает момент крена M_x^a , который на углах атаки $\alpha \leq 7^\circ$ оказывается меньше управляющего момента крена при полном отклонении одного оставшегося элерона ($m_{x|_э}$ — коэффициент этого момента). В этом случае горизонтальный полет еще возможен. Однако на углах атаки $\alpha > 7^\circ$ управляющий момент крена

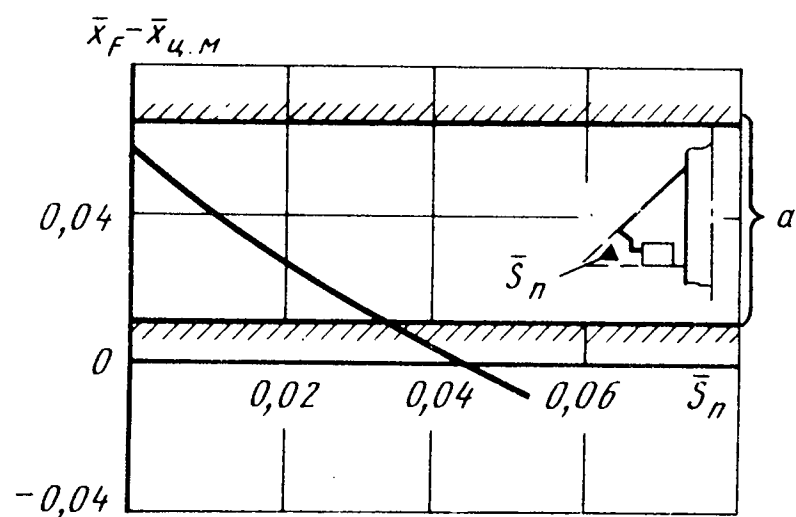


Рис. 2.7. Зависимость изменения запаса статической устойчивости самолета от площади повреждения консольной части треугольного крыла (a — допустимый интервал изменения положения фокуса; $x_F, x_{ц.м}$ — безразмерные координаты фокуса и центра масс)

оказывается меньше, чем момент крена от несимметричной нагрузки при таком повреждении, и горизонтальный полет в этом случае уже невозможен.

Возрастание перегрузки при той же скорости и высоте полета поврежденного самолета для компенсации момента крена требует увеличения угла отклонения элеронов. К этому же приводит и возрастание высоты полета при той же скорости. Следовательно, потребный расход угла отклонения элеронов для компенсации возникающего момента крена поврежденного самолета изменяется по скорости, высоте и величине нормальной перегрузки.

2.8. Расчет аэродинамических характеристик вертолета

Основной аэродинамической частью вертолета, которая в подавляющем числе случаев работает практически как изолированная, вне влияния других частей, оказывая в то же время существенное влияние на них, является несущий винт вертолета. Его аэродинамика является определяющей в поведении вертолета на многих основных режимах полета. Поэтому в ряде случаев приближенно аэродинамику вертолета можно свести к аэродинамике его несущего винта.

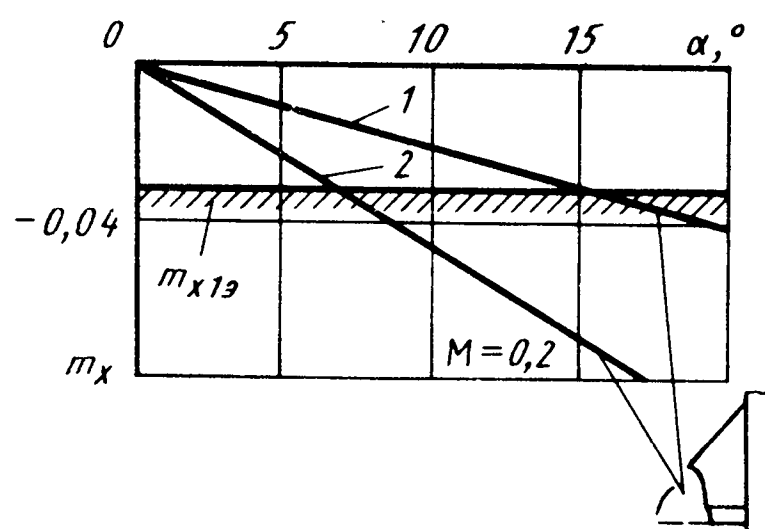


Рис. 2.8. Зависимость коэффициента момента крена самолета с треугольным крылом от угла атаки при повреждении части левой консоли с элероном:

1 — повреждение относительной площади $\bar{S}_n = 0,01$; 2 — $\bar{S}_n = 0,1$

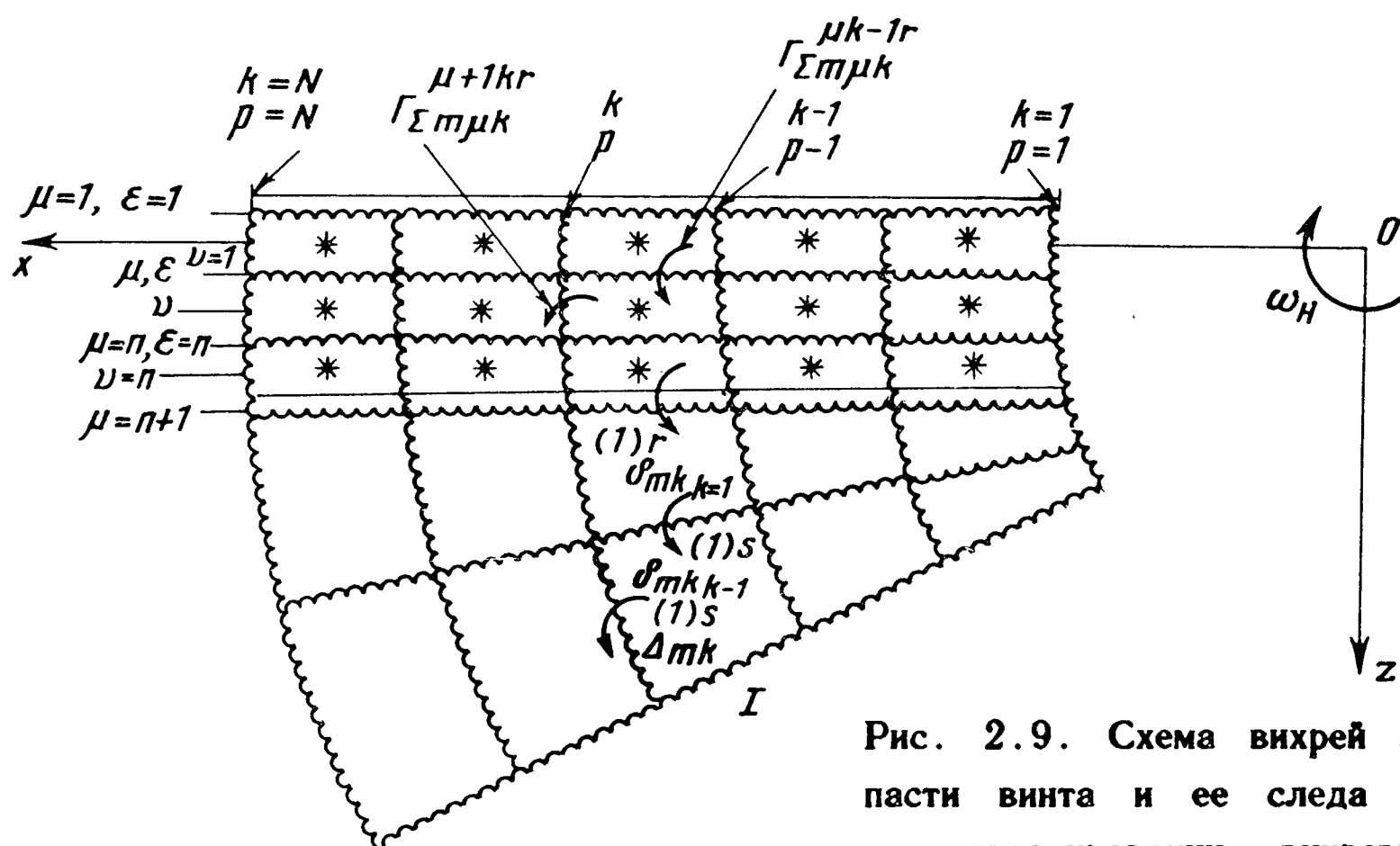


Рис. 2.9. Схема вихрей лопасти винта и ее следа при их моделировании вихревыми отрезками

Пожалуй, наиболее полную и достоверную информацию по аэродинамике винта на современном этапе можно получить на основе вихревых теорий: линейной и нелинейной. Из них нелинейная нестационарная теория, основанная на методе дискретных вихрей, имеет существенно более широкие возможности для получения аэродинамической информации о винте.

В основу нелинейной, нестационарной теории вертолетного винта положены моделирование его лопастей бесконечно тонкими базовыми поверхностями, искривленными по закону искривления средних линий профилей их сечений, а среды – идеальной несжимаемой жидкостью. В свою очередь базовые поверхности и след за ними моделируются или набором дискретных вихревых отрезков (рис. 2.9,), или набором вихревых рамок постоянной напряженности всех их сторон. Размещение вихрей и вихревых рамок на базовых поверхностях, выбор контрольных точек на них производится так же, как и на крыле.

Выполнение условия непротекания в контрольных точках лопастей для обеих вихревых схем дает систему линейных алгебраических уравнений вида

$$\sum_{m=1}^{k_l} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\Sigma m \mu k} \frac{\mu k-1r}{a} \frac{\mu k-1pp-1}{m \mu k 0 \nu} + \sum_{m=1}^{k_l} \sum_{k=1}^N \delta_{mk k-1} \frac{r}{a} \frac{n+1k-1pp-1}{m n+1k 0 \nu} = H \frac{pp-1}{m 0 \nu} \quad (2.7)$$

Для системы вихрей, изображенных на рис. 2.9, необходимо обеспечить условие Томпсона о постоянстве циркуляции по замкнутому контуру, проведенному через одни и те же частицы жидкости, которое можно записать в виде системы

$$\sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\Sigma m \mu k}^{\mu k-1 r} + \delta_{m k k-1}^r = - \sum_{s=1}^{r-1} \delta_{m k k-1}^s. \quad (2.8)$$

В выражениях (2.7) и (2.8) $\nu = 1, 2, \dots, n$; $p = 1, 2, \dots, N$; $m = 1, 2, \dots, k_{\nu}$; (ν, p, k, n, N) — показаны на рис. 2.9; $\Gamma_{\Sigma m \mu k}^{\mu k-1 r}$ — неизвестные напряженности вихрей, моделирующих лопасти; $\delta_{m k k-1}^r$ — напряженности первых свободных вихрей за лопастями винта (см. рис. 2.9); $\delta_{m k k-1}^s$ — напряженности вихрей свободной вихревой пелены; $a_{m \mu k 0 \nu}^{\mu k-1 p p-1}$; $a_{m n+1 k 0 \nu}^{n+1 k-1 p p-1}$ — известные функции координат узловых точек вихревых пелен; $H_{m 0 \nu}^{p p-1}$ — функция, зависящая от кинематических параметров и предыстории движения. В случае моделирования лопастей и следа системой вихревых рамок условие Томпсона выполняется автоматически.

Система уравнений (2.7) и (2.8) замкнута: число уравнений равно числу неизвестных. По найденным из решения системы напряженностям суммарных вихрей с помощью интеграла Коши–Лагранжа определяются величины Δc_p — разности коэффициентов давлений сверху и снизу лопасти, а по ним — распределенные и суммарные аэродинамические характеристики винта.

Заложенная в основу нелинейной теории модель идеальной несжимаемой среды в известной степени ограничивает применение ее результатов при решении ряда практических задач. Поэтому полезными являются дополнения теории: инженерными методами оценки сопротивления лопастей при их работе в потоке; подходами, позволяющими использовать для оценки аэродинамических характеристик в зонах срыва и в

зонах околоскоростного обтекания результаты круговых продувок профилей во всем звуковом диапазоне чисел M .

Математические модели комбинаций частей вертолета, таких как несущие винты соосной, продольной и поперечной схем, несущие и рулевые винты, несущие винты и крыло (стабилизатор), рулевые винты и киль и др., строятся по тому же принципу, что и для одиночного винта. Только в этом случае вместо одного набора лопастей, вращающихся с одинаковыми скоростями, необходимо рассматривать сложную комбинацию групп поверхностей, движущихся по разным законам. В частном случае (крыло, стабилизатор, киль) эти поверхности будут только перемещаться поступательно. При этом в отличие от одиночного винта поверхности могут моделироваться разным числом дискретных особенностей. Общая структура уравнений, описывающих обтекание комбинаций частей вертолета, аналогична (2.7) и (2.8); из-за их громоздкости они не приводятся.

Лопастей несущих винтов вертолетов в большинстве случаев крепятся к втулке с помощью шарниров или упругих элементов. Сами лопасти легко деформируемы в плоскости взмаха. Поэтому в случаях, когда требуется исследовать те режимы, где проявляются влияния упругости, строятся аэроупругие математические модели винтов или их комбинаций. Современное состояние численных методов позволило построить комбинированную аэроупругую модель, в которой соединены нелинейная аэродинамическая и линейная упругая модели. В этом случае движение лопасти раскладывается по частотам и формам собственных колебаний. Решение упругой части задачи описывается дифференциальными уравнениями

$$M_j \ddot{q}_j + 2\omega_j \epsilon_j \dot{q}_j + M_j \omega_j^2 q_j = F_j(t), \quad (2.9)$$

где M_j — обобщенная масса лопасти по j -й форме; ω_j — круговая частота колебаний; ϵ_j — коэффициент конструктивного демпфирования; q_j — нормальная координата; $F_j(t)$ — обобщенная аэродинамическая сила.

Совместное решение уравнений (2.7)...(2.9) проводится последовательно. Вначале решается аэродинамическая, потом упругая часть задачи.

Разработанные математические модели аэродинамики винтов в применении к вертолетам позволяют:

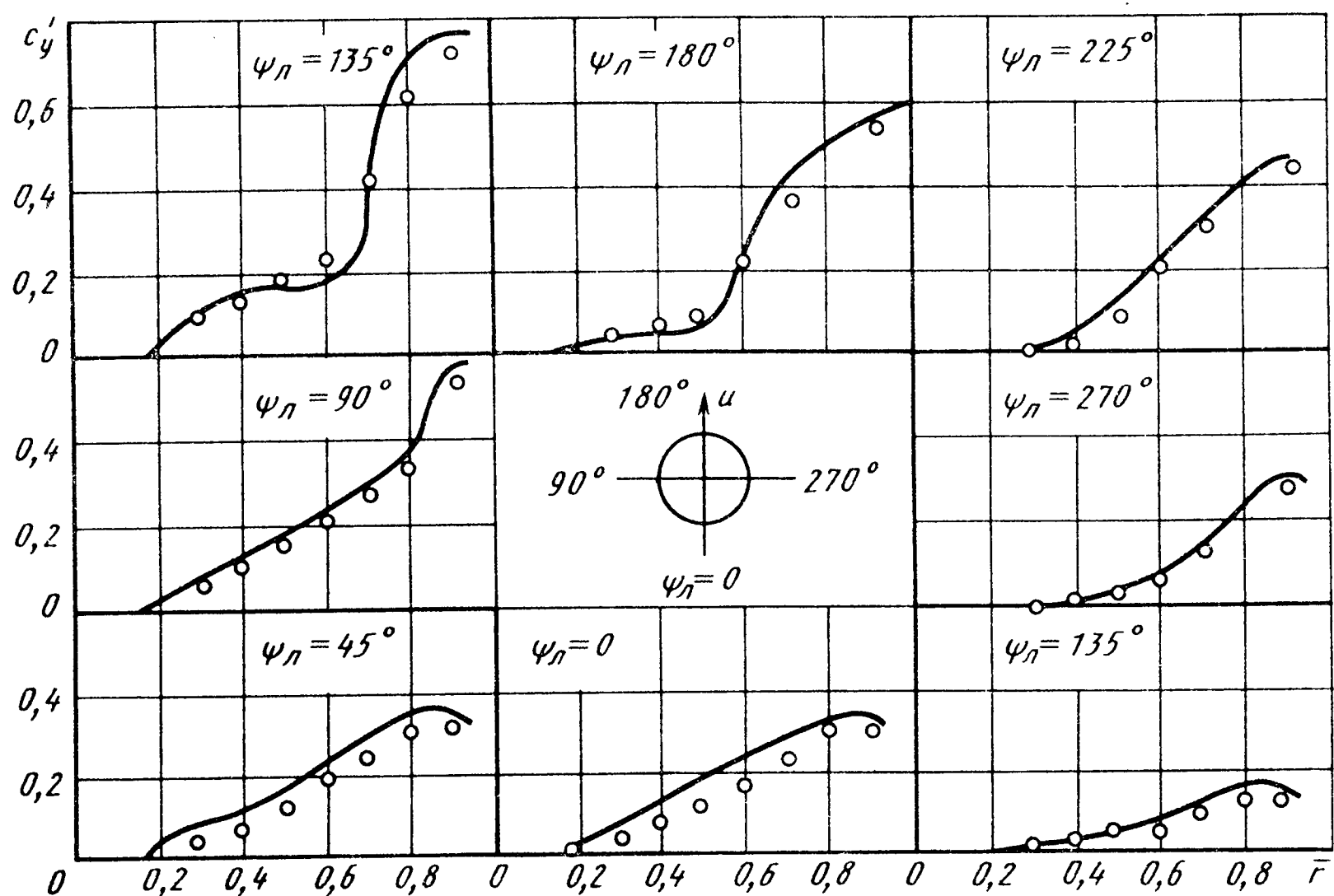


Рис. 2.10. Зависимость коэффициента подъемной силы сечений лопасти от радиуса:

○ — эксперимент; — — расчет ($u = 0,25$; $k_l = 4$)

рассчитывать аэродинамические нагрузки и коэффициенты, поля скоростей, вихревые структуры при работе на режимах осевого и косого обтеканий, вблизи произвольно ориентированной граничной поверхности, в неравномерном воздушном потоке, комбинаций соосной, продольной, поперечной схем, несущего и рулевого винтов;

моделировать вихревое кольцо, неуправляемое вращение вертолета, пространственное маневрирование, сваливание, подхват, вертолетный штопор;

исследовать переходные аэродинамические процессы при изменении кинематических параметров, управляющих функций, при остановке, раскрутке, повороте винтов, влияние изменения формы лопасти, аэродинамику несущих поверхностей в зоне влияния струи;

проводить поисковые исследования перспективных компоновок.

Выполнены многочисленные сравнения результатов расчетов и экспериментов по суммарным и распределенным аэродинамическим нагрузкам, вихревым структурам и полям скоростей как одиночного винта, так и комбинации винтов при жестком и шарнирном креплении. Сравнения показали удовлетворительное совпадение результатов. На рис. 2.10 приведен один из примеров такого сравнения, где даны

значения коэффициентов подъемной силы сечения четырехлопастного винта с жестким креплением лопастей, полученные Л.С. Павловым в эксперименте (точки) и Б.С. Крицким в расчете (линии) при различном азимутальном положении $\psi_{\text{л}}$.

2.9. Расчет аэродинамических характеристик рулей

Усложнение задач по управлению и адаптации самолета привело к увеличению типов рулевых поверхностей и органов механизации частей аппарата (выполняющих функции рулей) и к росту их общего количества на ЛА. В данной ситуации изучение аэродинамики различных рулей, особенно нестационарных характеристик и эффективности энергетической механизации, только экспериментальным путем становится все более затруднительным, а в некоторых случаях даже практически невозможным. Использование вычислительного (машинного) эксперимента позволяет по-новому организовать численно-физическое изучение рассматриваемой задачи.

Определение с помощью ЭВМ аэродинамических характеристик рулей базируется, в основном, на тех же уже рассмотренных выше методах расчета (для $M < 1$ и $M > 1$), что и для недеформированного крыла и ЛА в целом. Однако математическое моделирование обтекания органов управления и механизации должно обладать важной особенностью – повышенной чувствительностью к влияющим факторам и изменению исходных данных. Дело в том, что малые по сравнению с самолетом рули гораздо более остро, чем аппарат в целом, ощущают воздействие различных локальных факторов (местного срыва потока, упругой деформации конструкции, близости фюзеляжа или земли и так далее). Это вынуждает не только совершенствовать известные численные методы (за счет, например, применения рациональных неравномерных расчетных схем), но и создавать специальные методы и методики по изучению явлений, связанных только с работой рулей. Данный факт обуславливает нереальность создания в ближайшее время одного всеобъемлющего численного метода и математической модели, учитывающей влияние абсолютно всех факторов (нестационарность обтекания, упругость конструкции и конечность ее толщины, истечение струи и эжекцию воздуха и др.) на эффективность рулей и их шарнирные характеристики. Поэтому повышение достоверности расчетов аэродинамических характеристик рулей может быть достигнуто

путем создания цикла методик и соответствующего пакета специализированных программ. На дозвуковых скоростях в основу всех методик могут быть положены различные модификации метода дискретных вихрей.

Для ЛА, состоящих из относительно тонких элементов, при плавном их обтекании на малых углах атаки и скольжения и при малых углах отклонения рулей δ линейные подходы к расчету характеристик рулей дают достаточно хорошие результаты. При этом точность данных, особенно по шарнирным характеристикам, была существенно повышена за счет применения неравномерной вихревой схемы. Относительная простота метода и возможность использования принципа суперпозиций позволили найти рациональный путь получения большого объема информации, необходимой для решения обратной задачи аэродинамики по подбору рулей и механизации для самолета.

Целесообразно использовать следующий способ получения аэродинамических характеристик большого числа рулей на заданном самолете. Если поверхность его крыла, оперения разбить на элементарные секции рулей и вычислить их эффективность и шарнирные характеристики с учетом всевозможных перекрестных связей, то потом на основе простых алгебраических преобразований по характеристикам секций находятся аэродинамические свойства в десятки и сотни раз большего числа многосекционных рулей, составленных из исходных секций. Следует заметить, что такой подход справедлив не только для стационарных характеристик, но и любых соответствующих нестационарных характеристик при решении задач данного класса.

Полученная информация по аэродинамическим свойствам рулей может быть представлена графически в виде таблиц или аппроксимирующих полиномов. Пользуясь аппроксимационными зависимостями или данными графиков и таблиц, можно при заданной эффективности рулей выбрать подходящую их форму, размеры, положение на крыле или разбить любой руль на секции с заданной величиной шарнирных моментов, или решать задачи непосредственного управления подъемной силой, адаптации самолета к режимам полета и т.д.

Короче говоря, линейные подходы дают возможность экономно получать подробную информацию по аэродинамике рулей в удобной форме, что в значительной мере облегчает решение проблемы о выборе на самолете рулей с заданными свойствами. При этом целесообразно фор-

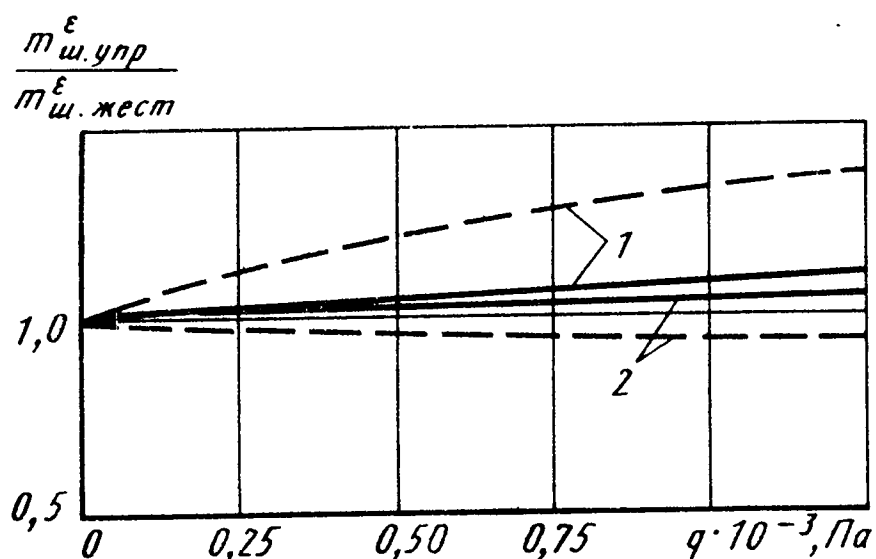


Рис. 2.11. График относительных производных коэффициентов шарнирных моментов стабилизаторов самолетов с упругой конструкцией:

1 — α -задача; 2 — δ -задача;
 — первый самолет; - - -
 — второй самолет

му, размеры и расположение рулей выбирать параллельно с формированием аэродинамической компоновки и облика самолета. В противном случае может сложиться ситуация, когда на заданном самолете рули могут оказаться неэффективными, например, из-за отрицательной интерференции с оперением, крылом (важно для переднего горизонтального оперения в схеме "утка") и другими частями самолета, или же вообще невозможно будет подобрать органы управления и механизации с желательными характеристиками.

Учет влияния упругости конструкции на аэродинамические характеристики рулей проводится на основе единого подхода к решению динамических и статических задач. Применяется модель аэроупругого ЛА, использующая рассмотренную выше аэродинамическую модель. При этом решение линейной нестационарной задачи в сжимаемом газе при апериодическом движении, как и в стационарном случае, целесообразно выполнять с использованием неравномерной вихревой схемы, ячейками которой являются суммарные (присоединенные + свободные) замкнутые вихри. Индуцируемые таким нестационарным вихрем скорости в некоторый момент времени в произвольной точке пространства определяются дифференцированием по соответствующим координатам найденного выражения для потенциала возмущенных скоростей.

Упругость конструкции учитывается с помощью метода заданных форм, в качестве которых используются формы собственных свободных колебаний конструкции ЛА в пустоте. При данном подходе перемещение ЛА в пространстве с учетом упругих статических деформаций его конструкции может быть найдено путем решения матричной системы интегродифференциальных уравнений. Влияние статических деформаций конструкции на аэродинамические характеристики может быть существенным, что подтверждается данными рис. 2.11 по производным шар-

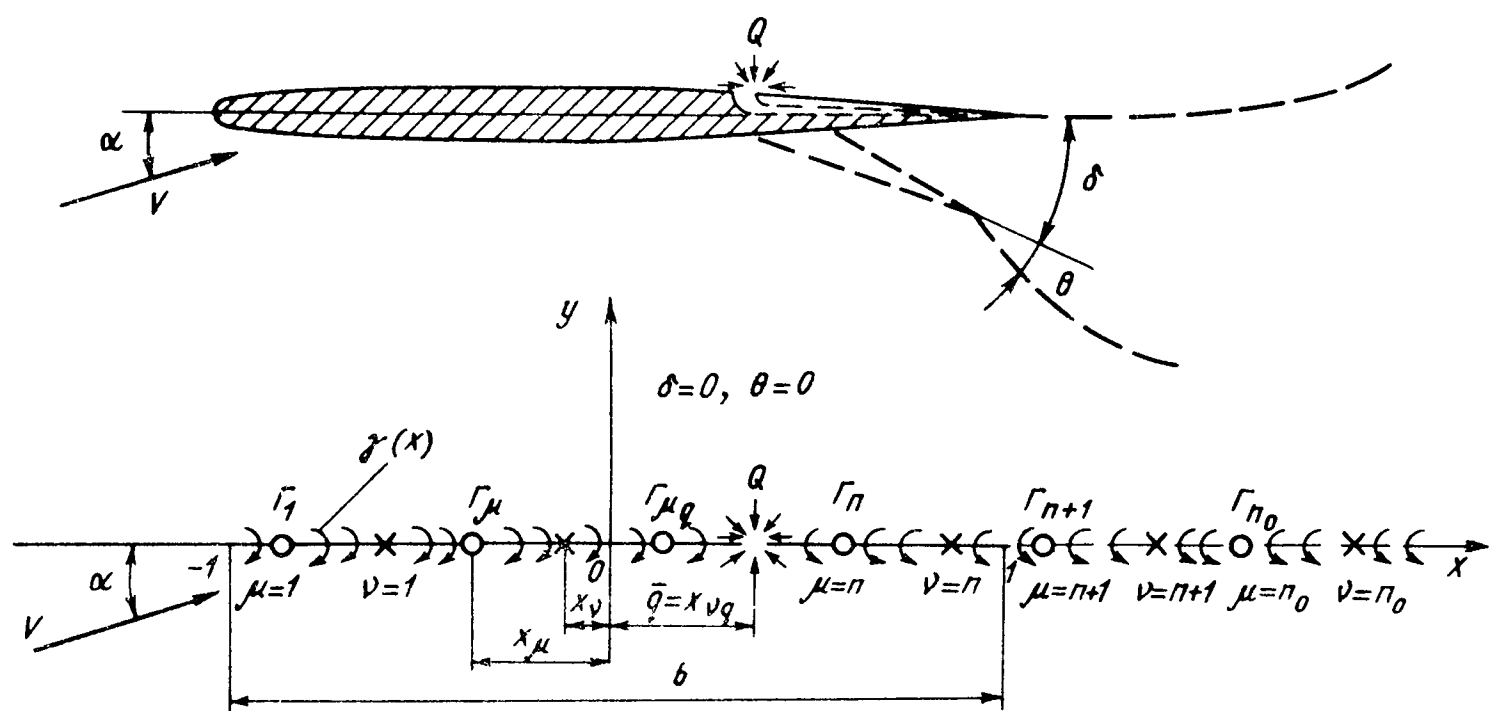


Рис. 2.12. Расчетная вихревая схема тонкого профиля со струйным закрылком и эжектором

нирных моментов стабилизаторов двух гипотетических тяжелых самолетов в зависимости от скоростного напора q .

При рассмотрении обтекания невязкой несжимаемой жидкостью самолета на больших углах атаки и скольжения при отклонении на нем рулей используются методы решения нелинейных задач. В случае учета деформации срединной поверхности крыла используется аппроксимация исследуемой поверхности бикубическим сплайном. Органы управления и механизации, обтекаемые плавно или с отрывом по передним кромкам, могут располагаться вблизи задних или передних кромок, а также в произвольном месте у несущей поверхности, выполняя, например, роль генераторов вихрей, используемых для управления ЛА.

При применении на крыле кроме обычного закрылка еще и струйного происходит уменьшение скорости под крылом и увеличение над ним, что приводит к появлению дополнительной циркуляции скорости. При эжекции струей воздуха с верхней поверхности крыла там создается дополнительное разрежение и увеличивается количество движения в струе. Производительность Q эжектора (вообще любого отсасывающего устройства) и коэффициент количества движения струи на выходе из эжектора c_μ считаются известными, при этом

$$c_\mu = \frac{m_s^\mu v_s}{qS}, \quad (2.10)$$

где m_s — секундный расход газа; v_s — скорость в струе; q — скоростной напор невозмущенного потока; S — характерная площадь.

Эжектор как на крыле самолета, так и на профиле моделируется стоками (рис. 2.12) той же производительности Q , как и у эжектора. При отсосе сверху крыла не должно быть особенностей в распределении скоростей на его нижней стороне в области эжектирования. Если крыло моделируется в виде бесконечно тонкой несущей поверхности, которая заменяется вихревым слоем, то интенсивность его $\gamma(x)$ определяется как из условия непротекания крыла во всех точках, кроме стока, так и из отмеченных условий на нижней стороне крыла, приводящих к зависимостям

$$\gamma(x) = \frac{\varphi_*(x)}{\bar{q} - x} ; \quad \varphi_*(\bar{q}) = Q/\pi, \quad (2.11)$$

причем $\varphi_*(x)$ — гладкая функция в окрестности точки $\bar{q}$, являющейся координатой стока.

На струе необходимо выполнить условие непротекания и дополнительное динамическое условие, связывающее безразмерный перепад давлений на поверхности струи Δc_p с ее относительным радиусом кривизны $\bar{R}$ и коэффициентом c_μ :

$$\Delta c_p = c_\mu / \bar{R}. \quad (2.12)$$

Безразмерные параметры вводятся следующим образом:

$$\Delta c_p = \frac{2(p_- - p_+)}{\rho V^2}, \quad \bar{R} = \frac{R}{b}, \quad c_Q = \frac{Q}{VS},$$

где b — хорда крыла.

Условие непротекания тонкого профиля и струи приводит к интегральному уравнению

$$\int_{-b/2}^{\infty} \frac{\gamma(x) dx}{x_0 - x} = f(x_0), \quad x_0 \in \left[-\frac{b}{2}, \infty\right]. \quad (2.13)$$

Расчет обтекания профиля с эжектором и струей сводится к решению уравнения (2.13) совместно с условием (2.12). Будем искать ре-

шение в классе функций $\gamma(x)$, конечных на задней кромке профиля и имеющих особенности на передней кромке и в точке $x = \bar{q}$ типа (2.11).

При численном решении задачи методом дискретных вихрей от уравнения (2.13) переходим к следующей системе линейных алгебраических уравнений относительно напряженностей дискретных вихрей $\Gamma_\mu = \gamma \Delta x_\mu$ (Δx_μ — длина расчетной панели):

$$\begin{aligned} & n_0 \\ & \sum_{\mu=1} \Gamma_\mu \omega_{\mu\nu} = -f_*(x_\nu), \quad \nu = 1, 2, \dots, n_0, \\ & \nu \neq \nu_q, \end{aligned} \tag{2.14}$$

$$\omega_{\mu\nu} = - \frac{1}{\bar{x}_\nu - \bar{x}_\mu}.$$

Поскольку из условия (2.12) и теоремы Жуковского "в малом" следует, что

$$c_\mu / \bar{R} = 2\gamma = 2\Gamma_\mu / \Delta x_\mu,$$

то местный угол отклонения струи

$$\theta_\nu = \theta - \frac{2}{c_\mu} \sum_{\mu=n+1}^{\nu} \Gamma_\mu, \quad \nu = n+1, n+2, \dots, n_0. \tag{2.15}$$

При линейном подходе к решению задачи с учетом угла атаки (a), углов отклонения закрылка (δ) и струи (θ), коэффициента расхода эжектора c_Q из соотношений (2.14) и (2.15) получим

$$\frac{1}{2\pi} \sum_{\mu=1}^{n_0} \left[\Gamma_\mu^a a + \Gamma_\mu^\delta \delta + \Gamma_\mu^\theta \theta + \Gamma_\mu^{c_Q} c_Q \right] \omega_{\mu\nu} =$$

$$= \begin{cases} -a, & 1 \leq \nu \leq n^* - \text{на крыле;} \\ -(a + \delta), & n^* + 1 \leq \nu \leq n - \text{на закрылке;} \\ - (a + \delta + \theta) + \frac{2}{c_\mu} \sum_{\mu=n+1}^{\nu} \left[\Gamma_\mu^a a + \Gamma_\mu^\delta \delta + \right. \\ \left. + \Gamma_\mu^{cQ} c_Q \right], & n + 1 \leq \nu \leq n_0 - \text{на струе;} \end{cases}$$

$$\Gamma_\mu^a = \frac{\partial \Gamma_\mu}{\partial a}, \quad \Gamma_\mu^\delta = \frac{\partial \Gamma_\mu}{\partial \delta}, \quad \Gamma_\mu^\theta = \frac{\partial \Gamma_\mu}{\partial \theta}, \quad \Gamma_\mu^{cQ} = \frac{\partial \Gamma_\mu}{\partial c_Q}. \quad (2.16)$$

Для расчета характеристик профиля только с эжекцией и струей используется следующая система уравнений, получаемая из выражений (2.16) и (2.11):

$$\sum_{\substack{\mu=1 \\ \mu \neq \mu_q}}^{n_0} \Gamma_\mu^{cQ} \omega_{y\mu\nu} = \begin{cases} -\Gamma_{\mu_q}^{cQ} \omega_{y\mu_q\nu}, & 1 \leq \nu \leq n, \nu \neq \nu_q; \\ \frac{4\pi}{c_\mu} \sum_{\mu=n+1}^{\nu} \Gamma_\mu^{cQ}, & n + 1 \leq \nu \leq n_0. \end{cases}$$

где $\Gamma_{\mu_q}^{cQ} = \frac{\bar{x}_{\nu_q} - \bar{x}_{\nu_q}^{-1}}{\pi(\bar{x}_{\nu_q} - \bar{x}_{\mu_q})}$ является производной напряженности бли-

жайшего к стоку вихря (координата этого вихря $\bar{x}_{\mu_q} < \bar{x}_{\nu_q}$, $\bar{x}_{\nu_q} = \bar{q}/b$).

При расположении щели для отсоса на части размаха крыла произвольной формы в плане напряженность известного вихря $\Gamma_{\mu_q^{ki}}^{\mu_q^{k-1}}$ полосы $(kk - 1)$ со стоком на i -м элементе ЛА подсчитывается по местному коэффициенту объемного расхода c'_{Qi} по формуле

$$\Gamma_{\mu_q^{ki}}^{\mu_q^{k-1}} = \frac{c'_{Qi} \bar{b}_{kk-1i} \left[\bar{x}_{\nu_q^{pi}} - \bar{x}_{\nu_q^{-1pi}} \right]}{\pi \left[\bar{x}_{\nu_q^{pi}} - \bar{x}_{\mu_q^{ki}} \right]},$$

при этом $c_{Q\Sigma} = \frac{I}{\sum_{i=1} c'_{Qi} S_i / S}$, I – общее число i -х элементов ЛА.

При решении нелинейной задачи об обтекании ЛА на больших углах атаки и скольжения и отсосе потока с крыла используется система уравнений

$$\sum_{i=1}^I \sum_{k=1}^{N_i} \sum_{\substack{\mu=1 \\ \mu \neq \mu_q}}^{n_i} \Gamma_{\mu_q^{ki}}^{\mu_q^{k-1}} a_{n\mu kv i}^{\mu_q^{k-1} pp-1} = -4\pi(\bar{V}_x \cos(nx))_{\nu_q^{pi}} +$$

$$+ \bar{V}_y \cos(ny)_{\nu_q^{pi}} + \bar{V}_z \cos(nz)_{\nu_q^{pi}} + \omega_{qx\nu_q^{pi}} \cos(nx)_{\nu_q^{pi}} +$$

$$+ \omega_{qy\nu_q^{pi}} \cos(ny)_{\nu_q^{pi}} + \omega_{qz\nu_q^{pi}} \cos(nz)_{\nu_q^{pi}} -$$

$$- \sum_{i=1}^I \sum_{k=m}^{\bar{M}} \Gamma_{\mu_q^{ki}}^{\mu_q^{k-1}} a_{n\mu_q^{ki}}^{\mu_q^{k-1} pp-1}; \quad p = 1, 2, \dots, N_i;$$

$$\nu = 1, 2, \dots, n_i; \quad i = 1, 2, \dots, I; \quad \mu \neq \mu_q, \quad \nu \neq \nu_q$$

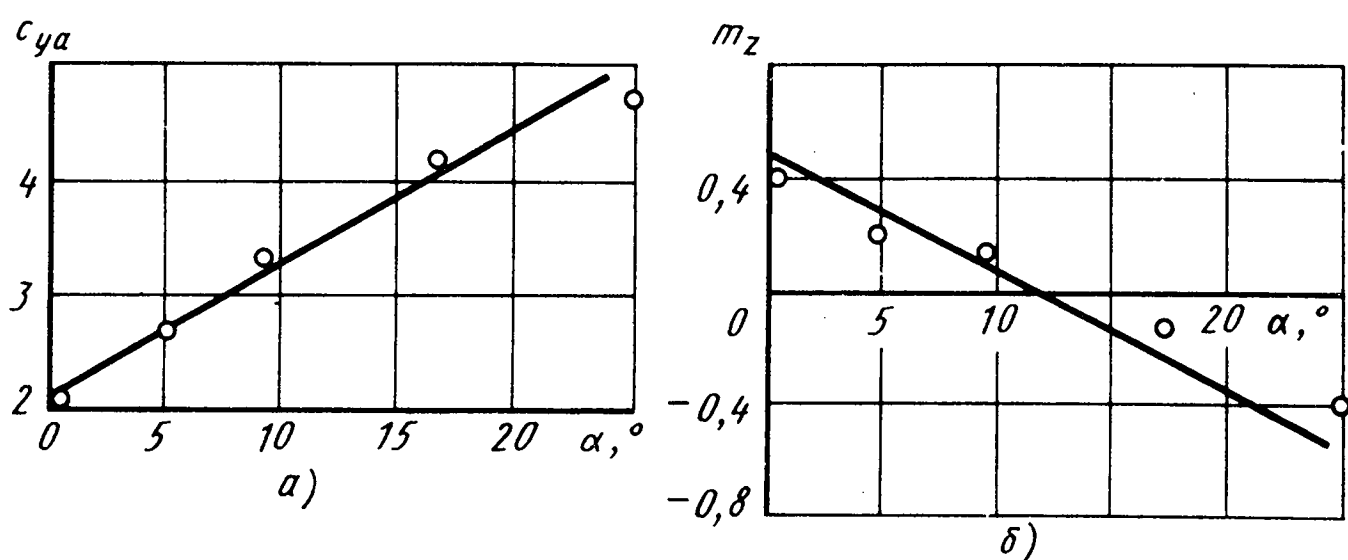


Рис. 2.13. Расчетные и экспериментальные данные по модели дозвукового самолета со струйно-эжекторной механизацией ($\delta = 31,8^\circ$, $\varphi = -10,1^\circ$, — — расчет; $\bigcirc$ — эксперимент)

при $k, p = m, m + 1, \dots, \bar{M}$; $\bar{V}_x = \cos \alpha \cos \beta$, $\bar{V}_y = \sin \alpha \cos \beta$, $\bar{V}_z = -\sin \beta$, где N_i — число расчетных полос на i -м элементе, n_i — число поперечных присоединенных вихревых отрезков в каждой полосе i -го элемента; $\cos(n_x)_{\nu pi}$, $\cos(n_y)_{\nu pi}$ и $\cos(n_z)_{\nu pi}$ — направляющие косинусы ортонормали $(\vec{n}_{\nu pi})$ к произвольному базовому элементу i в контрольной точке ν расчетной полосы ($pp - 1$).

Достоверность результатов расчетов характеристик струйно-эжекторной механизации подтверждается согласованием с экспериментальными данными по модели дозвукового самолета с учетом балансировки (рис. 2.13). Расчеты по линейной теории выполнены В.В. Демидовым, а экспериментальные данные взяты из опубликованных зарубежных источников.

Создаваемые за счет струи и эжекции симметричные и несимметричные приращения сил на консолях крыла и других частях ЛА позволяют непосредственно управлять подъемной и боковой силами самолета и создавать на малых и больших углах атаки значительные моменты крена и тангажа.

Г л а в а 3

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ

3.1. Влияние формы крыла и фюзеляжа на подъемную силу самолета

Подъемная сила самолета создается основными его частями: крылом, фюзеляжем и горизонтальным оперением. Однако при расчете подъемной силы недостаточно просто сложить подъемные силы изолированных отдельных частей самолета, необходимо учесть их взаимное влияние, т.е. интерференцию, которая может либо увеличивать (положительная интерференция), либо уменьшать (отрицательная интерференция) суммарную подъемную силу.

Подъемная сила выражается формулой

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где c_{ya} – коэффициент подъемной силы, зависящий от угла атаки;

$\frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор; S – площадь крыла с подфюзеляжной частью.

На рис. 3.1 показана типичная экспериментальная зависимость c_{ya} от a . В большинстве случаев при малых углах атаки эта зависимость линейна и может быть выражена формулой

$$c_{ya} = c_{ya}^a (a - a_0), \quad (3.1)$$

где c_{ya}^a – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки (ее величина определяет несущие свойства ЛА); a_0 – угол атаки нулевой подъемной силы.

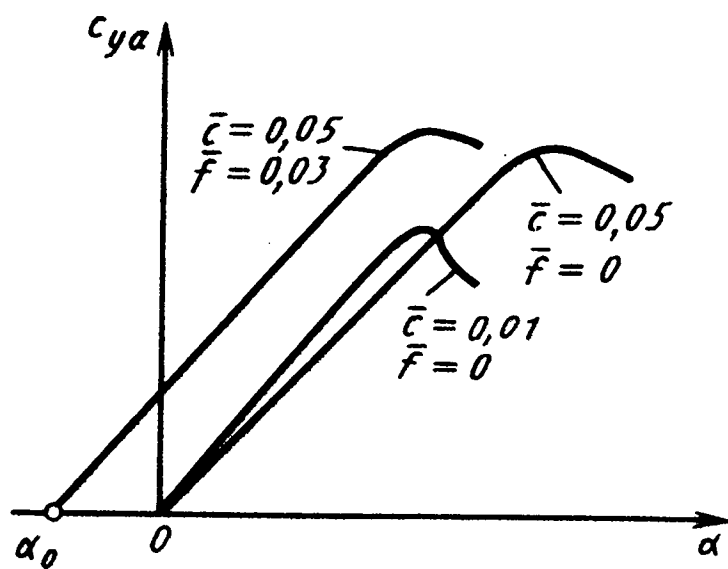


Рис. 3.1. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных относительной толщине ($\bar{c}$) и кривизне крыла ($\bar{f}$)

Для большинства самолетов несущие свойства определяются в основном крылом. Фюзеляж в создании подъемной силы играет незначительную роль. Однако у современных самолетов, имеющих несущий фюзеляж или выполненных по интегральной схеме, влияние фюзеляжа заметно возрастает.

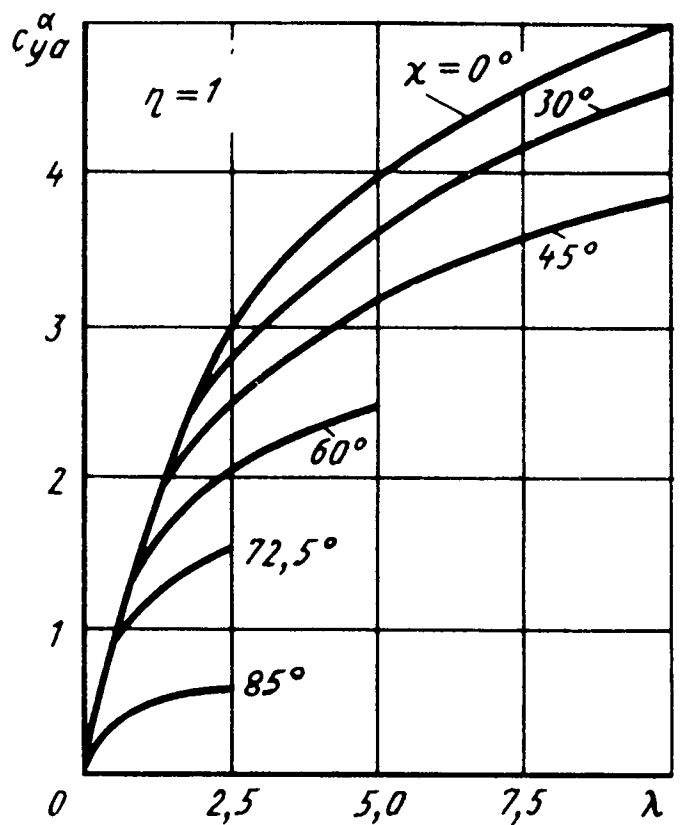
Несущие свойства крыла зависят от формы его профиля и формы в плане. Форма профиля определяется относительной толщиной ($\bar{c}$), относительной кривизной ($\bar{f}$) и радиусом закругления передней кромки. Указанные параметры слабо влияют на c_{ya}^a . Так, например, относительная кривизна в основном влияет на величину α_0 и практически не влияет на c_{ya}^a (см. рис. 3.1).

Относительная толщина профиля также слабо влияет на c_{ya}^a , однако заметно влияет на критический угол атаки и максимальное значение коэффициента подъемной силы $c_{y_{max}}$. Как видно из рис. 3.1, уменьшение $\bar{c}$ приводит к незначительному росту производной c_{ya}^a , но вместе с этим уменьшается $\alpha_{кр}$ и $c_{y_{max}}$ вследствие более раннего срыва потока с крыла. Характер закругления передней кромки также влияет на $\alpha_{кр}$ и $c_{y_{max}}$. Заострение передней кромки или нарушение плавного закругления (например, обледенение или разрушение) ведут к уменьшению $\alpha_{кр}$ и $c_{y_{max}}$.

Существенное влияние на несущие свойства крыла оказывает его форма в плане, которая определяется в основном тремя геометрическими параметрами: стреловидностью (χ), удлинением (λ) и сужением (η). Наиболее сильно на несущие свойства влияют стреловидность и удлинение, сужение влияет слабо.

С ростом стреловидности коэффициент c_{ya}^a уменьшается. Это объясняется уменьшением нормальной к передней кромке составляющей ско-

Рис. 3.2. Зависимость производной коэффициента подъемной силы по углу атаки от удлинения и стреловидности крыла



рости потока, которая в основном определяет воздушную нагрузку крыла.

Уменьшение удлинения также приводит к уменьшению c_{ya}^a . Это связано с тем, что с уменьшением удлинения возрастает относительная доля площади крыла, на которой происходит уменьшение нагрузки в результате перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю через боковые кромки. На рис. 3.2 показана зависимость c_{ya}^a от удлинения (λ) и стреловидности (χ) крыла при малых скоростях ($M = 0$).

При $M > 0,4 \dots 0,5$ начинает сказываться влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики. Механизм влияния сжимаемости заключается в том, что изменение плотности в соответствии с законом сохранения массы приводит к более интенсивному, чем при $\rho = \text{const}$, изменению скорости течения. Исходя из уравнения Бернулли, это в свою очередь приводит к более интенсивному изменению давления, т.е. нагрузки. При некотором числе M набегающего потока, называемом критическим ($M_{кр}$), скорость обтекания над крылом становится равной местной скорости звука ($V_M = a_M$). Последующее расширение потока в кормовой части профиля при $M > M_{кр}$ вызывает разгон потока, скорость обтекания на этом участке становится сверхзвуковой (в сверхзвуковой зоне $V_M > a_M$), возрастают разрежение потока и подъемная сила. Поскольку в целом поток является дозвуковым и за профилем, так же как и перед ним, число $M < 1$, то в кормовой части профиля происходит торможение сверхзвукового потока с образованием местного скачка уплотнения, который замыкает местную сверхзвуковую зону. С увеличением числа M размеры сверхзвуковой зоны возрастают, а скачок на верхней поверхности смещается назад. Этим объясняется возрастание коэффициента c_{ya}^a с ростом числа M в диапазоне $0 < M < 1$.

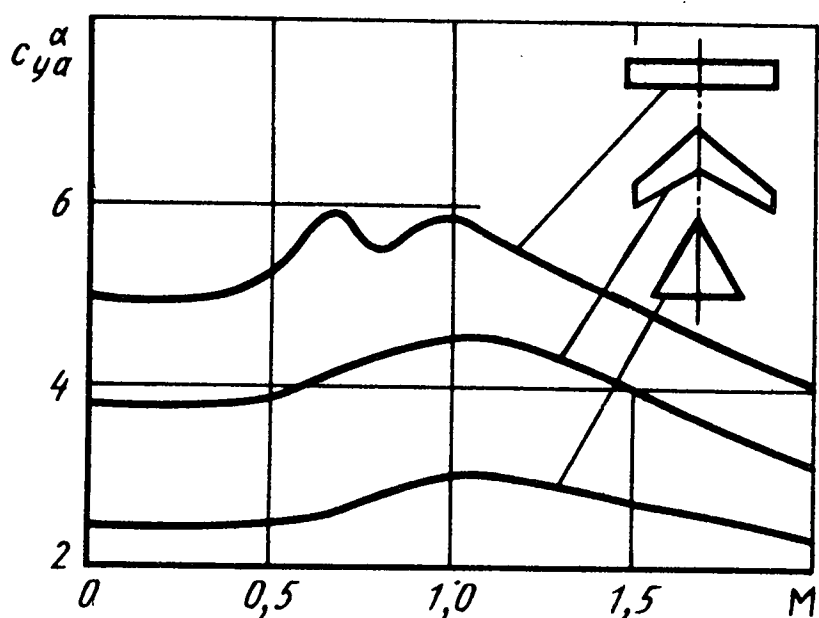


Рис. 3.3. Зависимости c_{ya}^a от числа M для крыльев различной формы в плане

С увеличением удлинения и уменьшением стреловидности влияние сжимаемости проявляется более заметно, однако при сверхзвуковых скоростях с ростом числа M влияние формы крыла ослабевает, и в пределе коэффициент c_{ya}^a независимо от формы в плане стремится к значению, соответствующему крылу бесконечного удлинения.

На рис. 3.3 приведены зависимости коэффициента c_{ya}^a от числа M для крыльев различной формы в плане. Увеличение c_{ya}^a с ростом M при докритических числах M объясняется влиянием сжимаемости, а при закритических (при $M > M_{кр}$) – развитием сверхзвуковых зон.

Следует заметить, что у крыльев большого удлинения и малой стреловидности при $M > M_{кр}$ наблюдается волнообразный характер изменения c_{ya}^a . Это связано с неодновременным возникновением и развитием волнового кризиса на верхней и нижней поверхностях крыла. С увеличением стреловидности и уменьшением удлинения волновой кризис сглаживается, его диапазон по числам M сужается.

Фюзеляжи большинства самолетов по форме близки к телам вращения и имеют, как правило, головную часть (заостренную или затупленную), цилиндрическую часть, кормовое сужение и донный срез. Их основными геометрическими параметрами являются: общее удлинение (λ) и удлинения отдельных его частей [(головной (λ_g), цилиндрической ($\lambda_{ц}$) и кормовой (λ_k)], которые вводятся по формулам

$$\lambda = l/d_m; \lambda_g = l_g/d_m; \lambda_{ц} = l_{ц}/d_m; \lambda_k = l_k/d_m,$$

где l , l_g , $l_{ц}$, l_k – соответственно длины фюзеляжа, головной, цилиндрической и кормовой частей; d_m – диаметр миделевого сечения.

Опыт показывает, что при малых дозвуковых скоростях для тел вращения достаточно большого удлинения несущие свойства слабо зависят от удлинения и числа M , а зависят лишь от отношения площадей донного среза (S_d) и миделя (S_m). Теория тонкого тела в предположении безотрывности обтекания дает следующую формулу: $c_{ya}^a = 2S_d/S_m$. С ростом числа M коэффициент c_{ya}^a тел вращения обычно возрастает. Это возрастание тем больше, чем больше отношение удлинений цилиндрической и головной частей.

Для определения подъемной силы самолета в целом необходимо суммировать подъемные силы изолированных частей: крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения с учетом их взаимного влияния, т.е. интерференции.

У современных самолетов фюзеляжи значительно отличаются от тонких тел вращения главным образом из-за объединения их с силовыми установками, а также с крылом (интегральная схема). За счет этого доля фюзеляжа в создании подъемной силы возрастает до 30...40 %, а в интегральной схеме выделить эти доли практически невозможно.

3.2. Влияние формы профиля крыла на лобовое сопротивление самолета

При обтекании профиля крыла потоком воздуха на него действуют касательные силы трения, обусловленные вязкостью воздуха, и силы нормального давления. Результатом действия этих сил является полная аэродинамическая сила, проекция которой на направление скорости потока и будет лобовым сопротивлением. Для анализа и изучения лобового сопротивления удобно его величину разделить на два слагаемых: лобовое сопротивление при нулевой подъемной силе и дополнительное сопротивление, появляющееся при увеличении угла атаки и, следовательно, возникновении подъемной силы. Это дополнительное сопротивление называется индуктивным. Опыт показывает, что у профиля (т.е. у крыла бесконечного размаха) с закругленным носиком при малых дозвуковых скоростях индуктивное сопротивление отсутствует, ибо оно обусловлено приростом сил нормального давления при увеличении угла атаки, которые при плавном обтекании профиля так распределяются по его поверхности, что дают нулевое сопротивление. К такому же выводу приводит и теоретический анализ, где этот факт получил название парадокса Даламбера.

Таким образом, у профиля имеет смысл рассматривать лишь сопротивление при нулевой подъемной силе. Его коэффициент

$$c_{x0} = c_{x\text{тр}} + c_{x\text{давл}}, \quad (3.2)$$

где $c_{x\text{тр}}$ — коэффициент сопротивления трения; $c_{x\text{давл}}$ — коэффициент сопротивления сил нормального давления.

При дозвуковых скоростях сопротивление трения хорошо изучено на примере плоской пластинки. На основании теоретических и экспериментальных исследований без учета сжимаемости ($M = 0$) построены графики (рис. 3.4), которые показывают зависимость коэффициента одностороннего трения плоской пластинки c_f от числа Рейнольдса при различных относительных координатах $\bar{x}_t$ точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный.

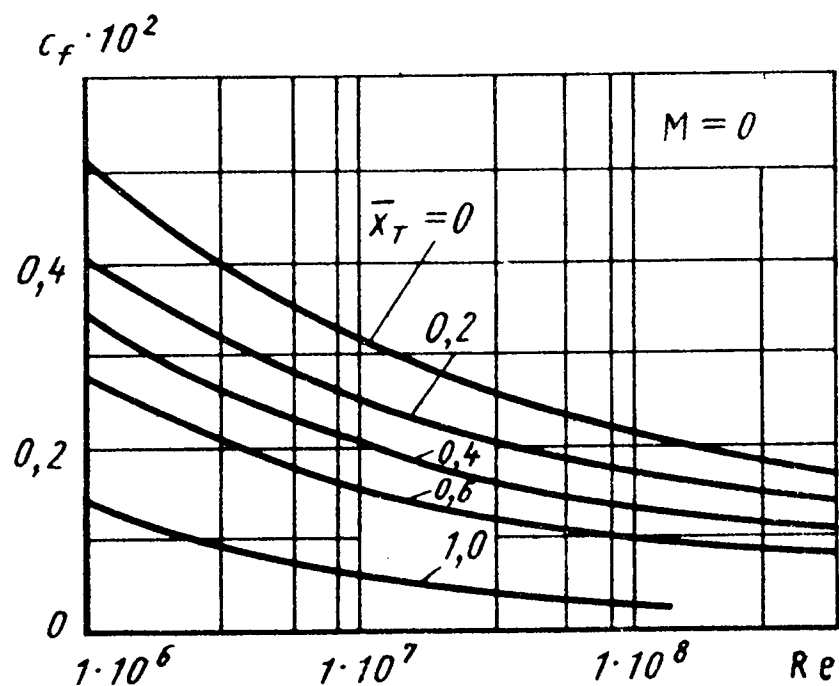
Из рис. 3.4 видно, что с увеличением Re коэффициент c_f уменьшается, причем на больших числах Рейнольдса эта зависимость ослабевает. Кроме того, рис. 3.4 показывает, что при ламинарном пограничном слое ($\bar{x}_t = 1$) коэффициент трения c_f меньше, чем при турбулентном ($\bar{x}_t = 0$). Поэтому для уменьшения сопротивления трения выгодным является сохранение ламинарной структуры пограничного слоя на возможно большей поверхности.

Поверхность реального профиля из-за его толщины отличается от плоской пластины. С увеличением относительной толщины, во-первых, возрастает сопротивление трения за счет увеличения омываемой поверхности при одной и той же площади в плане, во-вторых, появляется сопротивление давления за счет частичного отрыва потока в хвостовой части профиля. Теоретические и экспериментальные исследования показывают, что с ростом числа M увеличивается толщина пограничного слоя и уменьшается коэффициент трения (c_f). В этом проявляется эффект сжимаемости и нагрева в пограничном слое.

При дозвуковых скоростях влияние толщины и сжимаемости незначительно, поэтому приближенно полагают коэффициент профиля (c_{x0}) равным удвоенному коэффициенту одностороннего трения плоской пластинки с поправкой на толщину и сжимаемость:

$$c_{x0} = 2c_f k c_m,$$

Рис. 3.4. Зависимости коэффициента одностороннего трения плоской пластины от числа Рейнольдса для разных значений точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный



где k_c — коэффициент, учитывающий влияние толщины профиля ($k_c \geq 1$);

k_m — коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости ($k_m \leq 1$).

При околозвуковых скоростях, начиная с критического числа M , появляется и резко возрастает сопротивление давления. Это связано с возникновением и развитием сверхзвуковых зон на заднем скате профиля, оканчивающихся местным скачком уплотнения. С ростом числа M местный скачок перемещается к задней кромке, зона сверхзвукового течения расширяется. В сверхзвуковой зоне имеет место сильное разрежение, в то же время на переднем скате профиля возрастает давление. В результате резко возрастает коэффициент сопротивления c_{x0} в диапазоне чисел M от критического до единицы. Процесс возникновения и развития сверхзвуковых зон на профиле называют волновым кризисом, а вызванное им сопротивление давления — волновым сопротивлением ($c_{x \text{ давл}} = c_{xв}$).

При сверхзвуковых скоростях ($M > 1$) коэффициент волнового сопротивления $c_{xв}$ монотонно убывает, что можно объяснить уменьшением угла наклона головного и хвостового скачков уплотнения и связанным с этим уменьшением удельной секундной массы воздуха, взаимодействующей с профилем. Несколько уменьшается и коэффициент $c_{xтр}$.

Теоретические исследования показывают, что при $M > 1$ коэффициент волнового сопротивления пропорционален квадрату относительной толщины:

$$c_{xв} = \frac{4 k c^2}{\sqrt{M^2 - 1}},$$

где $\bar{c}$ — относительная толщина профиля, k_1 — коэффициент, зависящий от формы профиля.

Наименьшее значение $k_1 = 1$ имеет ромбовидный профиль. Все другие профили имеют значения $k_1 > 1$. Обычный дозвуковой профиль имеет значение $k_1 = 2,5 \dots 4$.

3.3. Влияние формы крыла и фюзеляжа на сопротивление самолета

На крыле в отличие от профиля при увеличении угла атаки к имеющемуся при нулевой подъемной силе сопротивлению X_0 добавляется так называемое индуктивное сопротивление X_i . Оно обусловлено более сильным, чем у профиля, отклонением назад вектора полной аэродинамической силы $R_{кр}$, что и дает добавок к X_0 в виде индуктивного сопротивления X_i (рис. 3.5). Отклонение назад вектора $R_{кр}$ у крыла по сравнению с вектором $R_{пр}$ у профиля связано с увеличением скорости отбрасывания потока вниз. Это увеличение происходит вследствие образования у крыла конечного размаха концевых вихрей, индуцирующих за крылом дополнительный скос потока. Таким образом, происходит дополнительное изменение количества движения воздуха, взаимодействующего с крылом, что влечет за собой отклонение назад вектора полной аэродинамической силы $R_{кр}$.

Опыт показывает, что в пределах плавного обтекания индуктивное сопротивление пропорционально квадрату подъемной силы. Поэтому коэффициент лобового сопротивления можно выразить формулой поляры (1.9). На рис. 3.6 показан график поляры крыла с симметричным профилем, из которого видно, что коэффициент пропорциональности A характеризует отклонение поляры в сторону увеличения сопротивления. Иногда его называют коэффициентом отвала поляры.

Каждой точке поляры соответствует определенный угол атаки α . Так, например, точка пересечения поляры с горизонтальной осью c_{xa} соответствует углу атаки нулевой подъемной силы α_0 . Точка касания поляры и прямой, проведенной из начала координат, соответствует наивыгоднейшему углу атаки $\alpha_{нв}$ (наивыгоднейшему коэффициенту подъемной силы $c_{у_{нв}}$), при котором реализуется максимальное аэродинамическое качество $K_{\max}$. Максимальное значение коэффициента

подъемной силы на поляре соответствует критическому углу атаки $\alpha_{кр}$.

В большинстве случаев при плавном обтекании крыла поляра удовлетворяет уравнению квадратной параболы (1.9) с постоянным значением A . При больших углах атаки при наличии срыва потока квадратичная зависимость нарушается, коэффициент A перестает быть постоянным. Таким образом, крыло конечного размаха с точки зрения его сопротивления характеризуют два коэффициента: c_{x0} и A .

Рассмотрим вначале c_{x0} . При дозвуковых скоростях величина c_{x0} определяется в основном трением и не зависит от формы крыла в плане, т.е. для любого крыла c_{x0} определяется так же, как и для профиля.

При переходе на сверхзвуковую скорость резко возрастает волновое сопротивление, которое зависит от толщины и формы профиля, а также от формы крыла в плане. Резкий скачок сопротивления при переходе на сверхзвуковую скорость в свое время получил название "звукового барьера", для преодоления которого потребовались, с одной стороны, резкое увеличение тяги двигателей (переход на реактивные двигатели), с другой — снижение волнового сопротивления.

Общей закономерностью оказалось то, что уменьшению коэффициента волнового сопротивления c_{x0} способствуют уменьшение удлинения (λ) и увеличение стреловидности (χ) крыла. Это объясняется тем, что с уменьшением λ и увеличением χ за счет пространственного характера обтекания уменьшается степень деформации струек около крыла, волновой кризис ослабляется, т.е. он проходит в более узком диапазоне чисел M и с менее глубокими перепадами давлений на крыле.

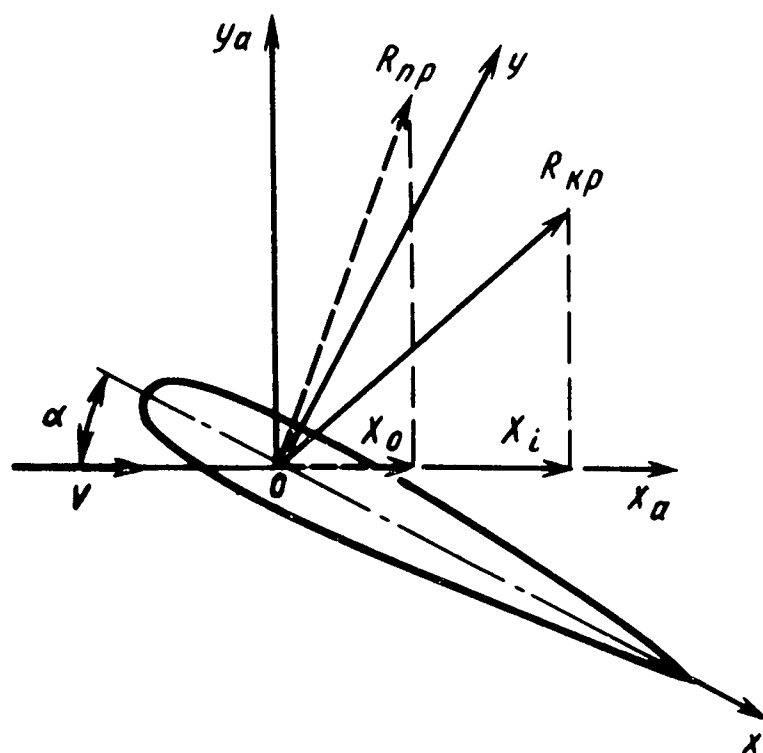


Рис. 3.5. Схема аэродинамических сил крыла и профиля

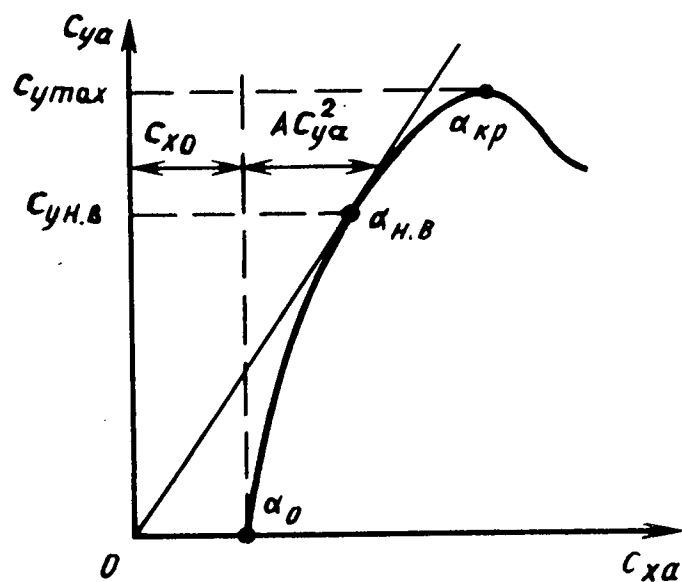


Рис. 3.6. Поляра крыла

Таким образом, переход на сверхзвуковые скорости потребовал применения на самолете крыльев малого удлинения ($\lambda = 2...4$), большой стреловидности ($\chi = 50^\circ...70^\circ$) и весьма тонких ($\bar{c} = 0,04...0,07$). В то время как в дозвуковой авиации применяются, как правило, крылья большого удлинения ($\lambda = 6...10$), малой стреловидности ($\chi = 0...30^\circ$) и сравнительно толстые ($\bar{c} = 0,1...0,16$).

Противоречивость требований до- и сверхзвуковой аэродинамики к форме крыла привела к необходимости создания крыла изменяемой в полете стреловидности, которое широко применялось в авиации 70-х и 80-х годов. У такого крыла при увеличении стреловидности одновременно уменьшались удлинение и относительная толщина по потоку, что и требовалось при переходе на сверхзвуковую скорость. Однако конструктивные сложности и увеличение массы крыла значительно снижают его положительные качества.

Более удачный компромисс для сверхзвуковых самолетов узкоцелевого назначения заключается в применении крыла с фиксированной, но сложной формой в плане. Такое крыло обычно имеет центральную часть большой стреловидности (наплыв) и консольные части малой стреловидности и, таким образом, сочетают в себе высокие несущие свойства при дозвуковых скоростях и малое волновое сопротивление при сверхзвуковых скоростях.

Коэффициент A , характеризующий индуктивное сопротивление крыла, обусловлен, как показано выше, отклонением назад полной аэродинамической силы $R_{кр}$. Два фактора влияют на величину этого отклонения. Во-первых, это несущие свойства крыла, т.е. величина c_{ya}^a . Чем

больше c_{ya}^a , тем при меньшем угле атаки α реализуется заданная подъемная сила, тем в меньшей степени будет отклонен назад вектор $R_{кр}$, что дает меньшее значение индуктивного сопротивления. Коэффициент A оказывается связанным с несущими свойствами, которые в свою очередь зависят от формы крыла. Во-вторых, уменьшение наклона вектора $R_{кр}$ назад и, следовательно, уменьшение индуктивного сопротивления возможно за счет более сильного разрежения на закругленном, специально спрофилированном носке крыла и реализации подсосывающей силы. Подсосывающая сила действует вдоль хорды крыла вперед, уменьшая таким образом индуктивное сопротивление. При определенных углах атаки реализация подсосывающей силы, как пока-

зывает опыт, может дать составляющую $R_{кр}$, направленную вперед по хорде (отрицательная продольная сила X).

Исходя из указанных соображений для крыла с симметричным профилем и при малых углах атаки

$$A = 1/c_{ya}^a - c_t/c_{ya}^2, \quad (3.3)$$

где c_t — коэффициент подсасывающей силы.

Из формулы (3.3) следует, что если подсасывающая сила не реализуется ($c_t = 0$), то $A = 1/c_{ya}^a$. Это имеет место в том случае, если передняя кромка крыла острая либо сверхзвуковая.

Зависимости c_{x0} и A от числа M для двух существенно разных по форме крыльев показаны на рис. 3.7 и 3.8. Штриховой линией на рис. 3.8 показана зависимость A от числа M для указанного стреловидного крыла, но с острой передней кромкой, т.е. лишенного подсасывающей силы. Значения $M > 1/\cos \chi$ соответствуют сверхзвуковой передней кромке крыла.

Значительную долю сопротивления самолета создает его фюзеляж. Теоретическое рассмотрение вопроса о сопротивлении фюзеляжа строится на схематизации его в качестве тела вращения, имеющего в общем случае носовую заостренную или затупленную часть, среднюю цилиндрическую часть, кормовое сужение и донный срез. Сопротивление такого тела при нулевом угле атаки, т.е. его продольная сила, складывается из касательных сил трения и сил нормального давления [см. формулу (3.2)].

Приближенно полагают, что сопротивление трения фюзеляжа равно

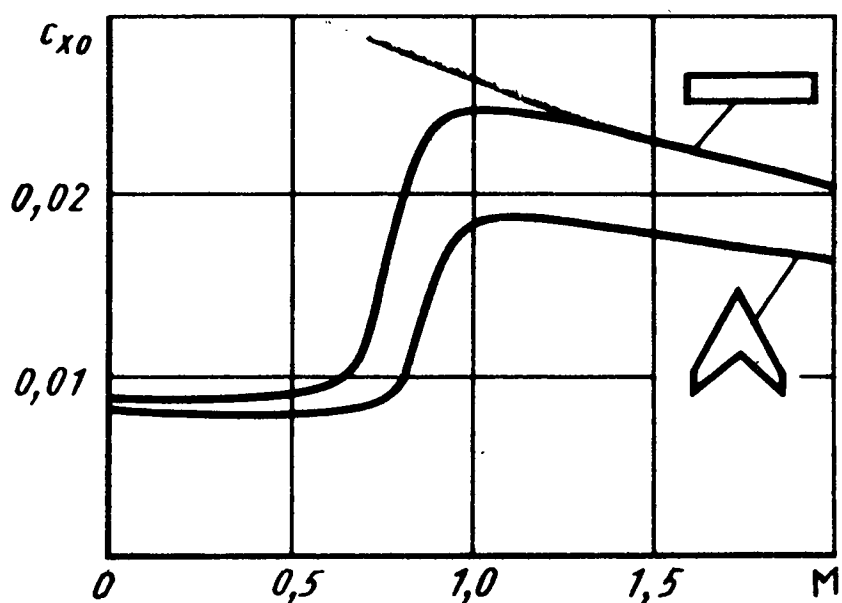


Рис. 3.7. Зависимости коэффициента c_{x0} от числа M для крыльев различной формы в плане

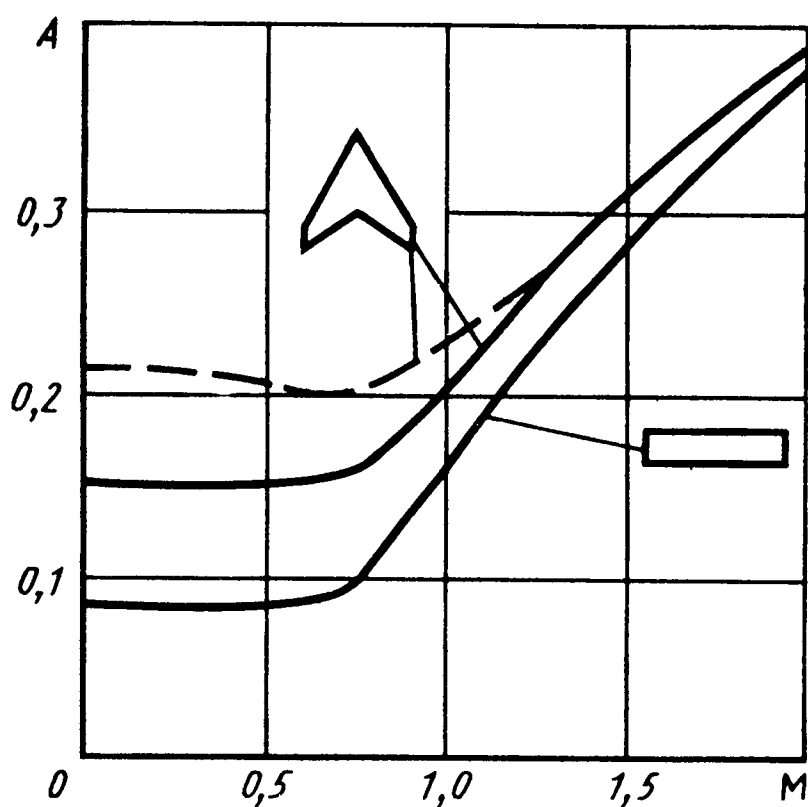


Рис. 3.8. Зависимости коэффициента A от числа M для крыльев различной формы в плане

силе одностороннего трения плоской пластины с площадью, равной площади боковой поверхности тела. Некоторое влияние на него оказывает пространственная форма и сжимаемость газа. Пространственность формы фюзеляжа увеличивает его сопротивление трения по сравнению с плоской пластинкой. Для фюзеляжей с удлинением от 5 до 10 это увеличение составляет соответственно от 30 до 10 %.

Сопротивление давления для простоты анализа делят на ряд слагаемых, соответствующих головной части, кормовому сужению и донному срезу: $c_{x \text{ давл}} = c_{xг} + c_{xк} + c_{xд}$.

При дозвуковых скоростях суммарное сопротивление давления на головной и кормовой частях практически отсутствует, однако донное сопротивление имеет место при любых скоростях. Оно вызывается разрежением на донном срезе, которое обусловлено эжектирующим действием основного потока на застойную область за дном. Экспериментально установлено, что разрежение приблизительно постоянно по донному срезу и зависит в основном от толщины и структуры пограничного слоя, стекающего с тела.

При $M > 1$ расширение сверхзвукового потока значительно увеличивает донное разрежение. Если полагать, что при возрастании числа M донное давление стремится к нулю, то коэффициент донного сопротивления

$$c_{xд} = \frac{2}{kM^2} \left[\frac{d_d}{d_m} \right],$$

где k — показатель адиабаты воздуха, d_d , d_m — диаметры донного и миделевого сечений.

С уменьшением сужения кормовой части и числа M донное давление возрастает, что ведет к уменьшению $c_{xд}$. В случае размещения в донной части выхлопного сопла двигателя, занимающего всю площадь дна, можно полагать, что $c_{xд} = 0$.

Сопротивление давления головной и кормовой частей при $M > 1$ называют волновым, а соответствующие коэффициенты обозначают $c_{xвог}$ и $c_{xвок}$. Общая закономерность в их зависимости от формы тела такова, что чем меньше угол поворота потока, обтекающего тело, тем меньше и волновое сопротивление. Поэтому с точки зрения уменьшения волнового сопротивления выгодным является вытянутое тело большого удлинения с плавным изменением площадей поперечных сечений по его

Рис. 3.9. Зависимости коэффициента сопротивления трения, волнового, донного и суммарного от удлинения тела вращения

длине. Резкое изменение площади поперечного сечения, например в месте присоединения крыла, наличие выступающего фонаря или обтекателя приводят к значительному росту волнового сопротивления.

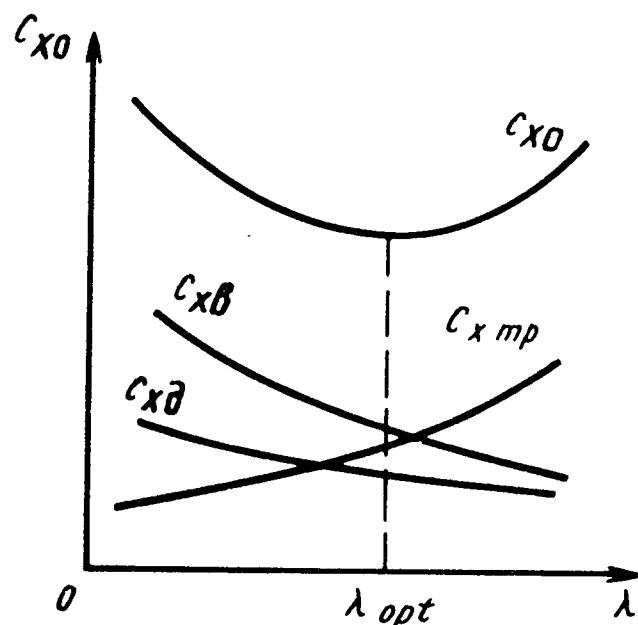
С ростом удлинения растет коэффициент $c_{тр}$, так как при этом растет площадь боковой поверхности тела. Вместе с тем с ростом удлинения уменьшаются $c_{хд}$ и $c_{хв}$. При некотором оптимальном удлинении λ_{opt} суммарная величина коэффициента лобового сопротивления $c_{х0}$ оказывается минимальной (рис. 3.9). При дозвуковых скоростях фюзеляжей $\lambda_{opt} \approx 4...6$, при сверхзвуковых – $10...12$.

Зависимость $c_{х0}$ по числам M у фюзеляжа качественно изменяется так же, как и у крыла, с резким возрастанием при переходе на сверхзвуковую скорость. Однако по сравнению с крылом у тела сопротивление давления за счет донного среза имеется на всех скоростях: на до-, около- и сверхзвуковых.

Фюзеляжи многих самолетов и вертолетов могут значительно отличаться от тел вращения. В этом случае к рассчитанному для тела вращения значению $c_{х0}$ добавляют $\Delta c_{хф} = 0,01...0,04$ как поправку на несимметрию, наличие неровностей и др. Дополнительное сопротивление различных надстроек определяется их простым суммированием. Обычно надстройки являются типовыми, и их коэффициенты сопротивления можно найти в справочной литературе либо рассчитать как для тел вращения.

3.4. Обеспечение высокого аэродинамического качества самолетов средствами аэродинамической компоновки

Аэродинамическое качество зависит от угла атаки (рис. 3.10). Такой характер изменения K от угла атаки α следует из поляры (см. рис. 3.6). Максимальное аэродинамическое качество характеризует аэродинамическое совершенство ЛА. При дозвуковых скоростях



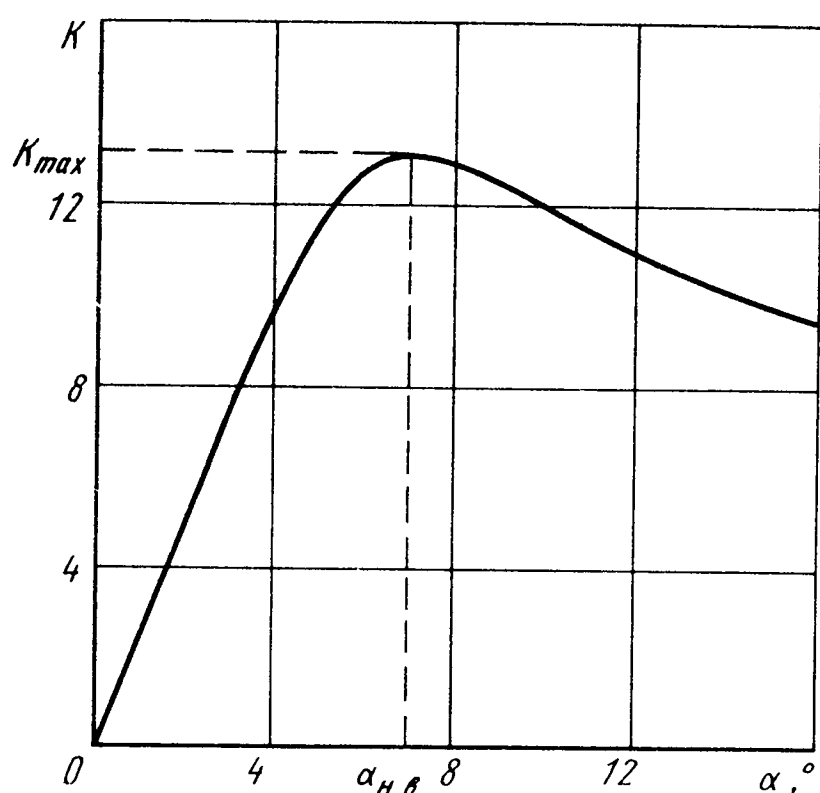


Рис. 3.10. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

для современных самолетов $K = 10 \dots 18$, при сверхзвуковых $K = 3 \dots 7$.

Из анализа уравнения поляры для симметричного летательного аппарата (1.7) можно получить

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{Ac_{x0}}} \quad (3.4)$$

Из формулы (3.4) видно, что для обеспечения высокого значения $K_{\max}$ необходимо стремиться к снижению коэффициентов A (3.3) и c_{x0} (3.2). Коэффициент c_{x0} при дозвуковых скоростях в основном определяется сопротивлением трения.

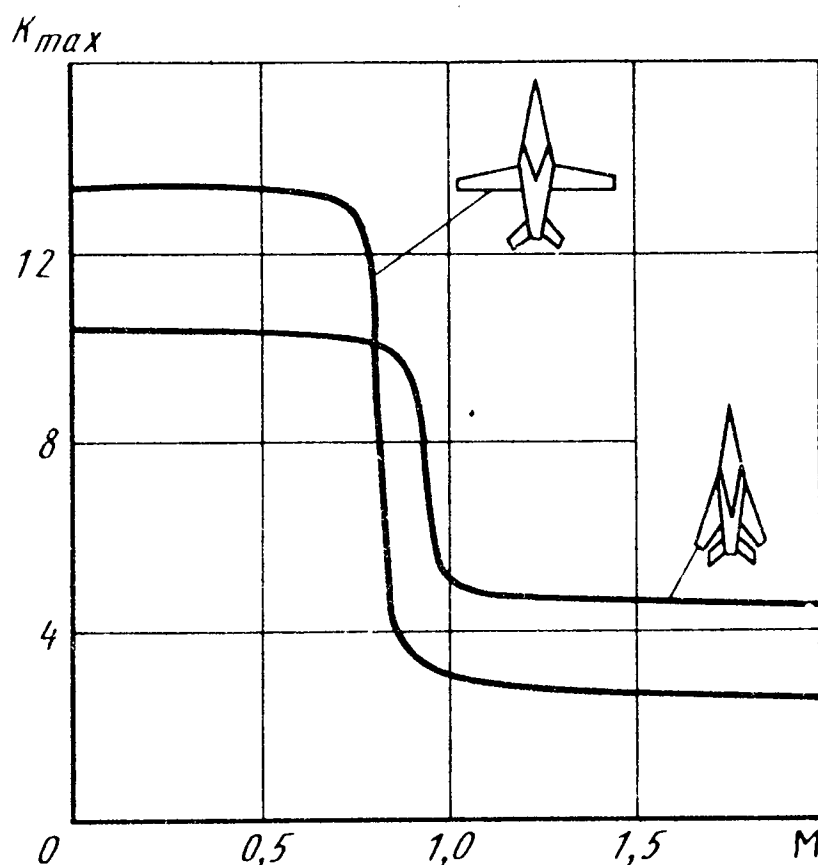
Уменьшение $c_{x\text{тр}}$ как основной составляющей c_{x0} при дозвуковых скоростях достигается гладкостью и высокой степенью качества обработки поверхности обшивки, сохранением по возможности на большей части ЛА ламинарной структуры пограничного слоя. С этой целью могут применяться так называемые ламинаризованные профили крыла, т.е. профили со смещенной ближе к середине хорды максимальной толщиной, а также отсос пограничного слоя. Уменьшение сопротивления трения способствует применению интегральной схемы сочленения крыла и фюзеляжа. В результате плавного перехода крыла в фюзеляж уменьшается омываемая поверхность ЛА, что приводит к уменьшению $c_{x\text{тр}}$, и, кроме того, образуются дополнительные внутрифюзеляжные объемы, в которых можно размещать топливо, оборудование и т.д.

Что касается сопротивления давления, то при дозвуковых скоростях оно возникает только лишь за счет отрыва потока. Отрыв возникает там, где имеет место большой положительный градиент давления вдоль потока, т.е. там, где большая степень диффузорности струек, примыкающих к обтекаемой поверхности. Обычно это наблюдается в месте стыка крыла (киля, стабилизатора) и фюзеляжа, а также за донным срезом. Для уменьшения указанного явления в местах стыка обычно делают плавные переходы, так называемые зализы, а хвостовой

Рис. 3.11. Зависимость максимального аэродинамического качества от числа M при разных стреловидностях крыла

части придают удобообтекаемую форму, способствующую плавному сходу потока.

При сверхзвуковых скоростях, когда сильно возрастает $c_{x\text{давл}}$ за счет волнового сопротивления, K_{max} уменьшается (рис.



3.11). На этих скоростях более выгодными с точки зрения получения большего K_{max} являются формы самолетов с тонкими стреловидными

крыльями малого удлинения и заостренными вытянутыми фюзеляжами. Однако при дозвуковых скоростях максимальное аэродинамическое качество таких самолетов мало. Для сверхзвуковых скоростей весьма важно также, чтобы площадь поперечного сечения самолета по потоку изменялась плавно, без резкого увеличения или уменьшения, по закону, соответствующему телу вращения наименьшего сопротивления. Такая концепция получила название "Правило площадей". Для выполнения этого правила фюзеляж в месте присоединения крыла поджимается, компенсируя тем самым увеличение площади поперечного сечения за счет крыла.

Поиск наиболее удачного размещения силовой установки на современных самолетах привел к форме, явно несимметричной относительно горизонтальной плоскости, при этом носовая часть фюзеляжа располагается в основном выше горизонтальной плоскости, вырождаясь затем в корпус силовой установки, который вместе с воздухозаборником располагается ниже. Такая концепция получила название "дифференциальное правило площадей". Это правило способствует выполнению вышеуказанного требования о плавном изменении площадей поперечных сечений по потоку. Кроме того, такая компоновка улучшает обтекание фюзеляжа на больших углах атаки.

Следует заметить, что при сверхзвуковых скоростях скачки уплотнения, возникающие при обтекании самолета, могут так взаимодействовать с его отдельными частями, что в результате возникает положительный эффект в виде прироста аэродинамического качества.

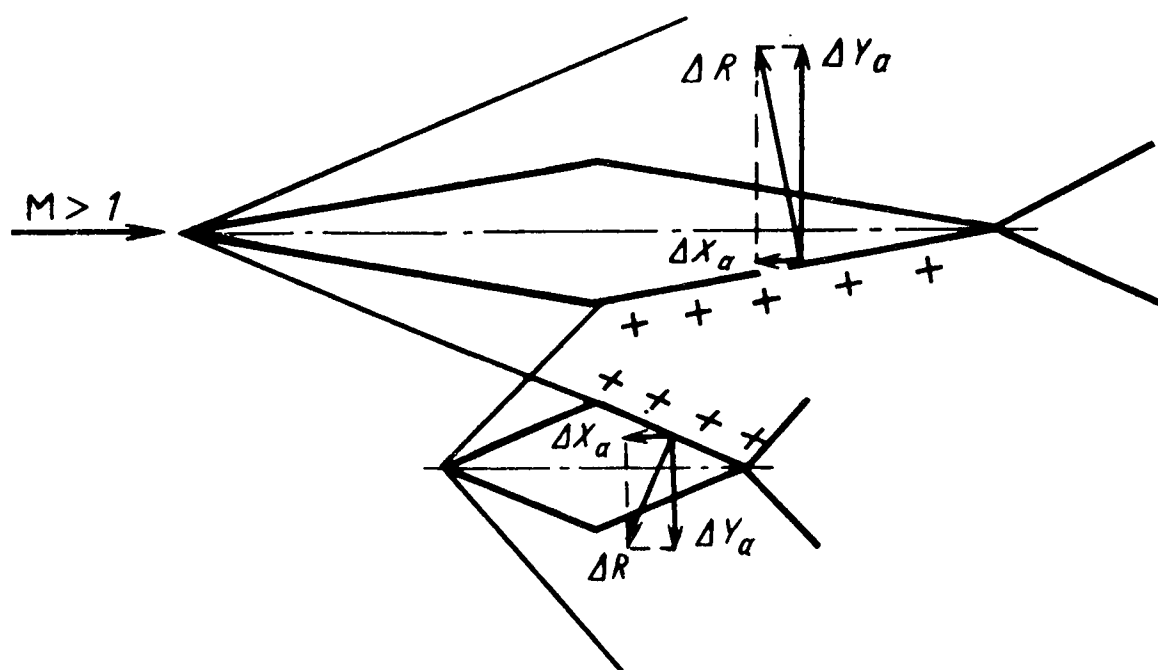


Рис. 3.12. Пример схемы положительной интерференции на сверхзвуковых скоростях

Указанное явление можно пояснить простейшей схемой взаимного влияния крыла и расположенной под ним подвески (рис. 3.12).

Повышенное давление за скачками уплотнения, действуя на задние скаты профиля крыла и подвески, вызывает суммарный эффект, заключающийся в некотором снижении сопротивления давлению и приросте подъемной силы. Аналогичный эффект вызывает расположение, например, входного устройства силовой установки под крылом таким образом, что скачок уплотнения от него целиком располагается под крылом, вызывая прирост подъемной силы. Понятно, что указанное явление имеет место лишь при одном числе M (или в весьма узком диапазоне чисел M). Однако если это соответствует крейсерскому режиму полета, то может оказаться весьма полезным с точки зрения прироста аэродинамического качества и соответственно дальности полета.

Одним из способов уменьшения индуктивного сопротивления является применение вертикальных концевых поверхностей. Они устанавливаются на концах крыла с определенными углами развала и установки. Выбором этих углов можно добиться ощутимого уменьшения индуктивного сопротивления и увеличения аэродинамического качества. Опыт показывает, что на изолированном крыле умеренной стреловидности и удлинения ($\chi = 35^\circ$, $\lambda = 6$) можно получить прирост $K_{\max}$ на 20...25 %.

Как отмечалось выше, необходимость удовлетворения противоречивым требованиям аэродинамики на до- и сверхзвуковых скоростях привела к идее создания самолета с крылом изменяемой в полете

стреловидности. Преимущества таких самолетов с точки зрения аэродинамики очевидны. Взлет и посадка, полет на максимальную дальность, боевое маневрирование требуют малой или умеренной стреловидности, большого или умеренного удлинения крыла, в то время как большие сверхзвуковые скорости или полет на предельно малых высотах требуют большой стреловидности и малого удлинения. Однако практика самолетостроения показала, что такие факторы, как увеличение массы конструкции, сложность проводки управления, пониженная жесткость конструкции и увеличение аэродинамического сопротивления за счет неизбежных щелей в подвижных соединениях, сводят к минимуму преимущества крыла изменяемой стреловидности. Лишь для дальних полетов и стратегических самолетов, которые по характеру выполнения боевых задач имеют не один, а несколько основных режимов полета, сохраняется выгодность применения крыла изменяемой в полете стреловидности.

3.5. Аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости при продольном движении

Общее движение самолета во многих случаях реального полета с достаточной обоснованностью может быть разделено: на продольное — движение в плоскости Oxy связанной системы координат, и боковое — одновременное движение в плоскостях Oxz и Oyz .

Балансировка ЛА в продольном движении осуществляется отклонением руля высоты или цельноповоротного стабилизатора на угол

$$[\delta_B(\varphi)]_{\text{бал}} = - \frac{m_{z0} - c_{ya}(\bar{x}_F - \bar{x}_{\text{ц.м}})}{\delta m_z^B(m_z^\varphi)} . \quad (3.5)$$

Разбалансировка или управление продольным движением происходит при нарушении равенства (3.5). В равенстве (3.5) особое место занимают коэффициенты $\bar{x}_F$ и $m_z^B(m_z^\varphi)$, определяемые аэродинамической компоновкой летательного аппарата. Здесь $\bar{x}_F - \bar{x}_{\text{ц.м}} = -m_z^a/c_{ya}^a = -m_z^c/c_{ya}$ — характеризует статическую устойчивость, а $m_z^B(m_z^\varphi)$ —

управляемость продольного движения. Величины указанных коэффициентов существенным образом зависят от формы самолета, числа M и угла атаки.

Из трех коэффициентов — $\bar{x}_F$, m_z^a , $m_z^{\frac{c}{y}a}$, характеризующих статическую устойчивость самолета, наиболее часто используется коэффициент $\bar{x}_F$ — безразмерная координата фокуса по углу атаки. Он имеет вполне определенный физический смысл. Фокус является точкой на продольной оси самолета, к которой приложено приращение подъемной силы при малом изменении угла атаки. Момент тангажа относительно этой точки не меняется и остается m_{z0} (при линейной зависимости m_z и $\frac{c}{y}a$ от угла атаки a).

Из определения фокуса следует, что место фокуса на продольной оси самолета, его координата определяются несущими свойствами отдельных частей ЛА и их удалением от точки приведения сил (например, центра масс самолета, передней кромки средней аэродинамической хорды и др). При этом, чем дальше от этой точки располагается та или иная часть самолета, тем сильнее она может влиять на координату фокуса. Одной из таких частей является горизонтальное оперение. В нормальной схеме самолета горизонтальное оперение располагается позади точки приведения сил и поэтому горизонтальное оперение смещает фокус назад и тем в большей степени, чем больше площадь горизонтального оперения и лучше его несущие свойства (больше $\frac{c}{y}a$). Поэтому все изменения формы горизонтального оперения, приводящие к росту его $\frac{c}{y}a$, смещают назад и фокус. Обычно ЛА компоновается таким образом, что его фокус без горизонтального оперения располагается впереди центра масс. А форма и площадь оперения подбираются такими, чтобы сместить фокус за центр масс в заданную точку.

Следующей существенной частью самолета, влияющей на координату фокуса, является фюзеляж. Он на современных самолетах, как правило, имеет заостренную носовую часть, и подъемная сила фюзеляжа создается в основном ею. А так как она существенно вынесена вперед от точки приведения, то относительно небольшое изменение подъемной силы фюзеляжа заметно смещает фокус вперед. Будут смещать фокус вперед и любые несущие поверхности (например, переднее горизонтальное оперение), расположенные на носовой час-

ти фюзеляжа или вблизи нее.

Крыло самолета создает основную долю подъемной силы ЛА. Оно располагается вблизи центра масс. Положение координаты фокуса на средней аэродинамической хорде крыла достаточно стабильно при изменении формы крыла: на дозвуковых скоростях при умеренных углах атаки – вблизи

$0,25b_A$; на сверхзвуковых – $0,5b_A$. Поэтому изменение формы крыла

тогда может привести к смещению фокуса всего самолета, когда смещается сама средняя аэродинамическая хорда (САХ), например при изменении стреловидности на самолете с крылом $\chi = \text{var}$.

На координату фокуса может оказывать влияние взаимное расположение частей самолета, проявляющее себя в интерференции. В этом плане наиболее существенной является интерференция между крылом и горизонтальным оперением. Она приводит к уменьшению эффективности горизонтального оперения, характеризуемой коэффициентом $\bar{\eta}$. При

этом $\bar{\eta} = 1 - \epsilon^a$; $\epsilon^a = \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}$, где ϵ – угол скоса потока за крылом в

характерной точке горизонтального оперения (чаще всего в точке фокуса оперения). При попадании оперения в зону максимальных ско-
сов потока коэффициент эффективности горизонтального оперения η резко уменьшается и фокус самолета смещается вперед.

Одним из важных вопросов при исследовании продольной устойчивости самолетов является вопрос о влиянии числа M на положение фокуса. Фокус самолета при переходе с дозвуковой на сверхзвуковую скорость полета смещается назад. При этом в дозвуковом и сверхзвуковом диапазонах скоростей полета фокус или остается стабильным, или, если смещается, то относительно слабо, когда углы атаки остаются достаточно умеренными. Качественно зависимость положения фокуса от числа M для сверхзвукового самолета, имеющего жесткую конструкцию, показана на рис. 3.13.

Смещение же фокуса при переходе на сверхзвуковую скорость связано с перераспределением нагрузки на аэродинамических несущих частях самолета и с изменением характера взаимного влияния между ними. Значительное влияние на смещение фокуса при изменении числа

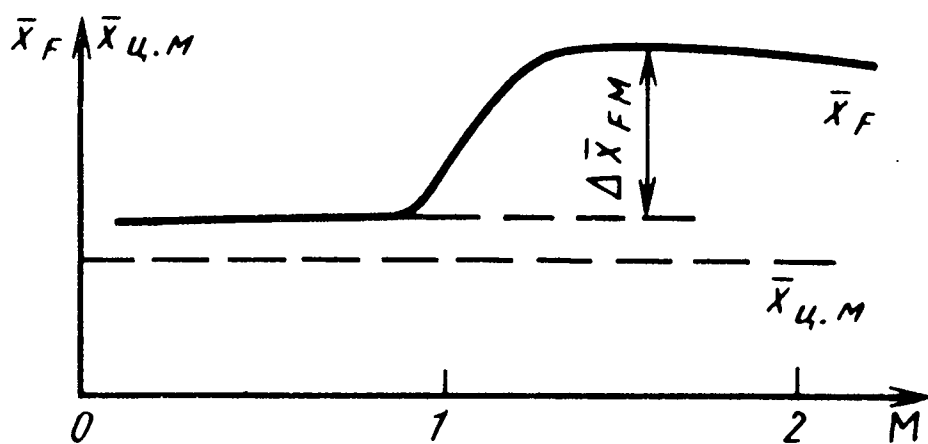


Рис. 3.13. Зависимости безразмерных координат фокуса и центра масс от числа M

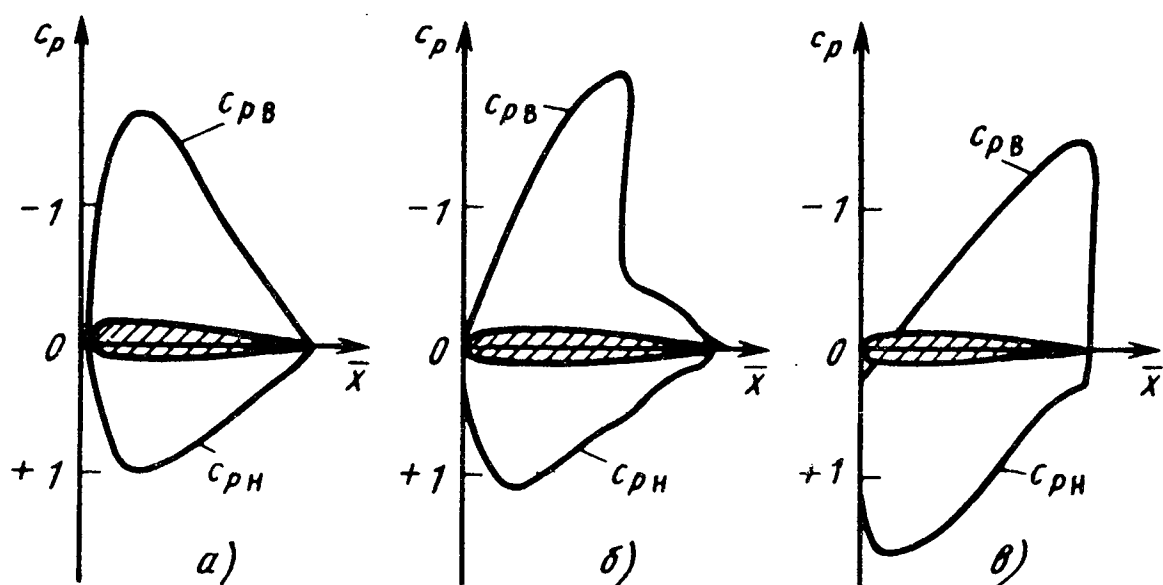


Рис. 3.14. Картины распределения коэффициента давления по профилю при различных числах M :

$a - M < M_{кр}$; $б - M_{кр} < M < 1$; $в - M > 1$

M может оказывать деформация частей самолета и прежде всего крыла, корпуса и оперения. Характер перераспределения нагрузки по профилю крыла или горизонтального оперения показан на рис. 3.14 на примере зависимости коэффициента давления на поверхности от координаты текущего сечения профиля $\bar{x} = x/b$. При таком перераспределении фокусы и крыла, и оперения, а за ними и фокус всего самолета смещаются назад.

При переходе на сверхзвуковые скорости перераспределяется нагрузка и на корпусе: с одной стороны, увеличивается коэффициент C_{ya}^a корпуса; с другой — фокус всего корпуса смещается назад к центру масс за счет роста несущих свойств цилиндрической части корпуса на сверхзвуковых скоростях. В целом, как правило, влияние корпуса приводит к смещению фокуса вперед при увеличении числа M .

При изменении числа M меняется и характер взаимного влияния между частями самолета, в том числе между крылом и оперением, что проявляется в изменении величины коэффициента эффективности η по

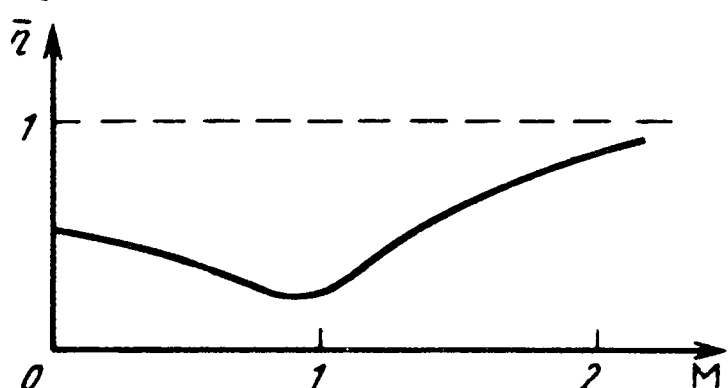


Рис. 3.15. Зависимость коэффициента эффективности горизонтального оперения от числа M

числам M . Качественный характер этого изменения показан на рис. 3.15. Такой характер изменения $\eta(M)$ приводит к тому, что влияние скоса потока от крыла на оперение способствует смещению фокуса вперед при $M < 1$ и назад при $M > 1$. О влиянии деформации частей самолета на положение фокуса будет подробно сказано ниже.

Совместное влияние указанных факторов приводит к тому, что для всего самолета при переходе с дозвуковых на сверхзвуковые скорости фокус может смещаться на величину $\Delta \bar{x}_{FM} = 0,15 \dots 0,25$, т.е. запас статической устойчивости $\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м}$ может возрасти в несколько раз.

Фокус самолета, как особая точка, был введен в практику отчасти из-за того, что в отличие от центра давления он более стабилен по углу атаки. Но с выходом самолетов на большие углы атаки, с появлением самолетов, имеющих крылья сложной формы в плане, независимость координаты фокуса от угла атаки нарушилась. Она сохранилась только на малых углах атаки, на которых зависимости $c_{ya}(a)$ и $m_z(a)$ линейны. Срывы потока на части крыла или оперения, воздействие вихревых жгутов, возникающих на наплывах, попадание горизонтального оперения в зону максимальных скосов потока от крыла могут привести к нарушению линейности зависимостей $c_{ya}(a)$ и $m_z(a)$ и к существенному смещению координаты фокуса при изменении угла атаки, например к такому, какое показано на рис. 3.16.

Продольная управляемость самолета обеспечивается подъемной силой горизонтального оперения. При управлении (при создании разбалансировочного момента тангажа) подъемная сила меняется при повороте всего оперения (цельноповоротный стабилизатор) или только его части – руля высоты. Величины подъемной силы и связанных с ней

коэффициентов m_z^φ и m_z^δ будут зависеть от формы оперения и числа M .

О влиянии формы несущей поверхности и числа M на ее несущие свойства было сказано выше. Это влияние будет справедливо для цельно-

поворотного стабилизатора. Величина коэффициента $m_z^\varphi = -c_{y_{г.о}}^a \times \frac{l_{г.о}}{b_A} \frac{S_{г.о}}{S}$ ($l_{г.о}$ – расстояние от фокуса горизонтального опе-

рения до точки приведения сил, $S_{г.о}$ – площадь оперения) при заданной форме самолета зависит от коэффициента $c_{y_{г.о}}^a$ и меняется по

числам M качественно так же, как и величина $c_{y_{г.о}}^a$ (рис. 3.17).

Что касается влияния числа M на величину коэффициента $m_z^\delta = -$

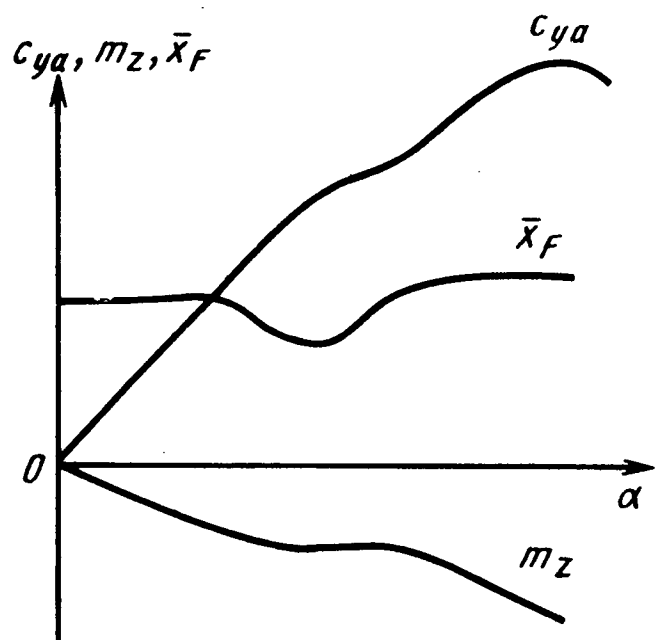


Рис. 3.16. Зависимости коэффициентов подъемной силы, момента тангажа и безразмерной координаты фокуса от угла атаки

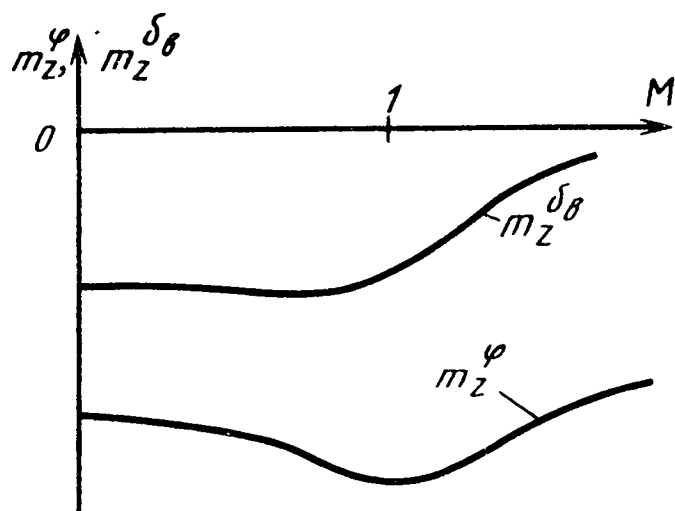


Рис. 3.17. Зависимости производных m_z^{δ} и m_z^{ϕ} от числа M

$$-c_{y_{г.о}}^a n_{в} \frac{l_{г.о}}{b_A} \frac{S_{г.о}}{S} \quad (n_{в} - \text{коэффициент эффективности руля}$$

высоты), то на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях зависимость

$m_z^{\delta}(M)$ имеет особенность. Это связано с обтеканием воздушным потоком оперения с рулем. На докритических числах M полета возмущения,

возникающие при отклонении руля высоты, распространяются на впереди расположенную часть стабилизатора, на всем стабилизаторе меняется аэродинамическая нагрузка и весь стабилизатор участвует в создании управляющей силы (рис. 3.18, а). В околозвуковом диапазо-

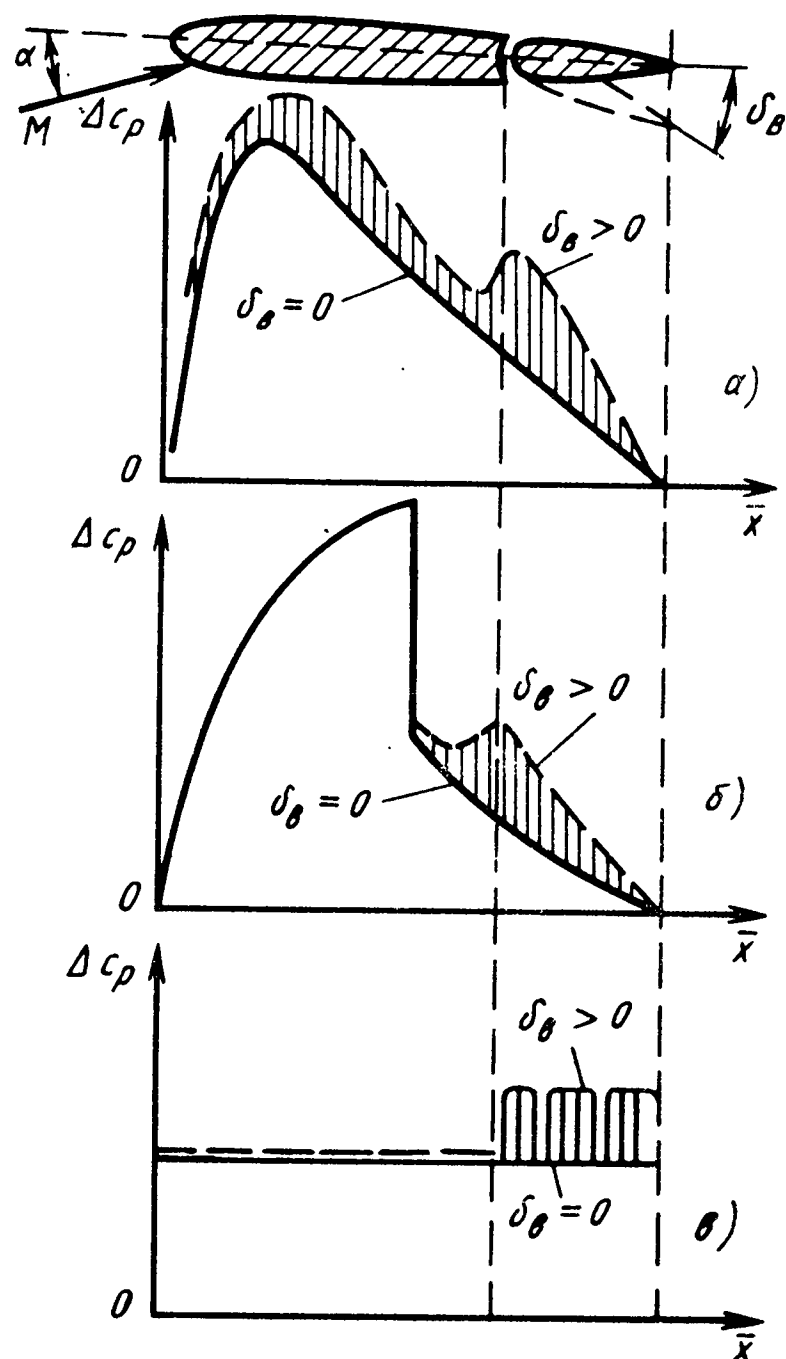


Рис. 3.18. Картины распределения аэродинамической нагрузки по профилю при отклонении руля при различных числах M :

а — $M_{кр} < M$; б — $M_{кр} < M < 1$;

в — $M > 1$

не скоростей полета ($M_{кр} < M < 1$) возмущения при отклонении руля распространяются вперед только на часть стабилизатора, расположенную за скачком (рис. 3.18, б) и эффективность оперения по созданию управляющих силы и момента падает. При $M > 1$ в создании управляющей силы на оперении участвует только один руль (рис. 3.18, в). В

связи с этим на зависимости $m_z^{\delta}(M)$ нет подрастания ее абсолютной величины при увеличении числа M на околозвуковых скоростях. При $M > 1$ величина m_z^{δ} с ростом числа M (по абсолютной величине) резко уменьшается (см. рис. 3.17).

Что касается влияния угла атаки на аэродинамические коэффициенты продольной управляемости m_z^{φ} и m_z^{δ} , то можно отметить, что в пределах плавного обтекания стабилизатора они не зависят от α . При срывном обтекании абсолютные величины обоих коэффициентов уменьшаются.

3.6. Особенности аэродинамической компоновки самолетов, связанные с обеспечением необходимых характеристик продольной устойчивости и управляемости

Самолет, с одной стороны, должен быть устойчивым в полете, т.е. парировать случайно возникшие возмущения и возвращаться к исходному режиму полета после прекращения действия этих возмущений, с другой — он должен быть управляемым, т.е. по желанию летчика или по сигналам системы автоматического управления менять режим полета. Причем при управлении углы отклонения рулей должны быть в пределах допустимого и по возможности одинаковыми для достижения одного и того же эффекта (например, для создания единицы перегрузки) во всем диапазоне режимов полета самолета.

Решить первую задачу (обеспечение устойчивости), не увязывая ее с решением второй, для современных самолетов, как правило, не представляет особого труда. Размещением грузов, подбором горизонтального оперения всегда можно обеспечить неравенство $x_F - x_{ц.м} > 0$. Для решения же второй задачи необходимо, чтобы аэродинамические коэффициенты, входящие в соотношение (3.5), или оставались бы

стабильными при изменении режимов полета, или менялись бы в соответствии друг с другом.

При решении связанных между собой задач устойчивости и управляемости на первом месте находятся коэффициенты $\bar{x}_F$ и $m_z^{\delta}(m_z^{\varphi})$, входящие в соотношение (3.5). Но эти коэффициенты (см. рис. 3.13, 3.16, 3.17) существенно меняются при изменении кинематических параметров, характеризующих режим полета (число M и угол атаки α), причем меняются в нежелательном направлении. Поэтому комплекс мероприятий по обеспечению продольной устойчивости и управляемости направлен

на стабилизацию коэффициентов $\bar{x}_F$ и $m_z^{\delta}(m_z^{\varphi})$ во всем диапазоне режимов полета.

Мероприятия аэродинамической компоновки по стабилизации координаты фокуса $\bar{x}_F$ можно разделить на мероприятия по стабилизации $\bar{x}_F$ в зависимости от числа M полета и в зависимости от угла атаки.

Координату фокуса $\bar{x}_F$ по числам M стабилизируют следующими особенностями аэродинамической компоновки.

1. Применением крыльев малого удлинения и большой стреловидности. Смещение фокуса $\Delta\bar{x}_{FM} = \bar{x}_{FM} - \bar{x}_{FM=0}$ для них существенно меньше, чем для крыльев большого удлинения и малой стреловидности.

2. Использованием наплывов на базовом крыле умеренных стреловидности и удлинения (рис. 3.19, а) или неподвижной части с большой стреловидностью в схеме самолета с изменением стреловидности крыла в полете (рис. 3.19, б). В обоих указанных случаях на дозвуковых скоростях основную долю прироста подъемной силы при изменении угла атаки дает базовое крыло, или поворотная

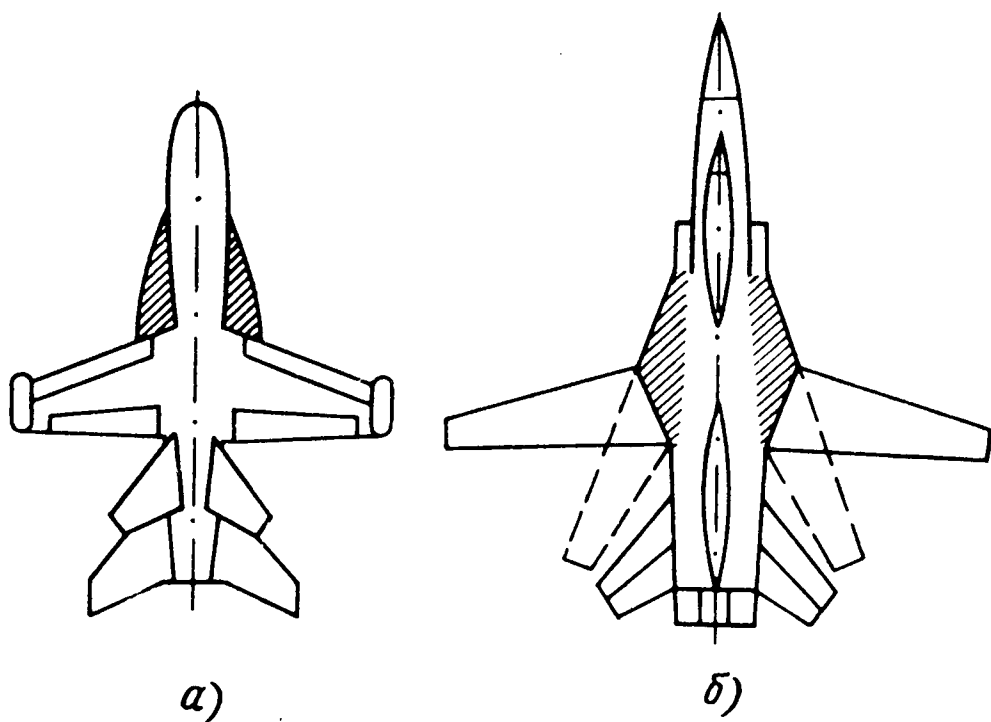


Рис. 3.19. Схемы самолетов с наплывом на базовом крыле (а) и с крылом изменяемой в полете стреловидности (б)

часть крыла, поэтому фокус всего крыла располагается вблизи фокуса этих частей. Наплыв и неподвижная часть из-за их большой стреловидности создают меньшую подъемную силу и поэтому их влияние на положение координаты фокуса на дозвуковых скоростях полета слабое (рис. 3.20, а). На сверхзвуковых скоростях вследствие перераспределения нагрузки по хорде крыла, а также перевода консольной части крыла в заднее положение фокус базового крыла и консоли смещается назад. Но на сверхзвуковых скоростях начинают с большей эффективностью создавать подъемную силу части крыльев с большой стреловидностью (рис. 3.20, б), и смещение фокуса назад происходит в значительно меньшей степени (рис. 3.21). Подбором соотношений площадей частей крыла, их стреловидностей можно добиться нужного смещения фокуса на расчетном числе $M > 1$. На самолетах с горизонтальным расположением регулируемого клина воздухозаборника клин может выполнять роль наплыва.

3. Применением дестабилизаторов, выдвигающихся в поток на сверхзвуковых или на дозвуковых скоростях полета. В первом случае они должны размещаться на самолете впереди центра масс, во втором — позади него. При выпуске в поток дестабилизатора на нем создается подъемная сила, смещающая фокус или вперед (в первом случае), или назад (во втором). Плавным выпуском можно в широких пределах регулировать положение фокуса по числам M . В качестве дестабилизатора может выступать плавающий стабилизатор, как это

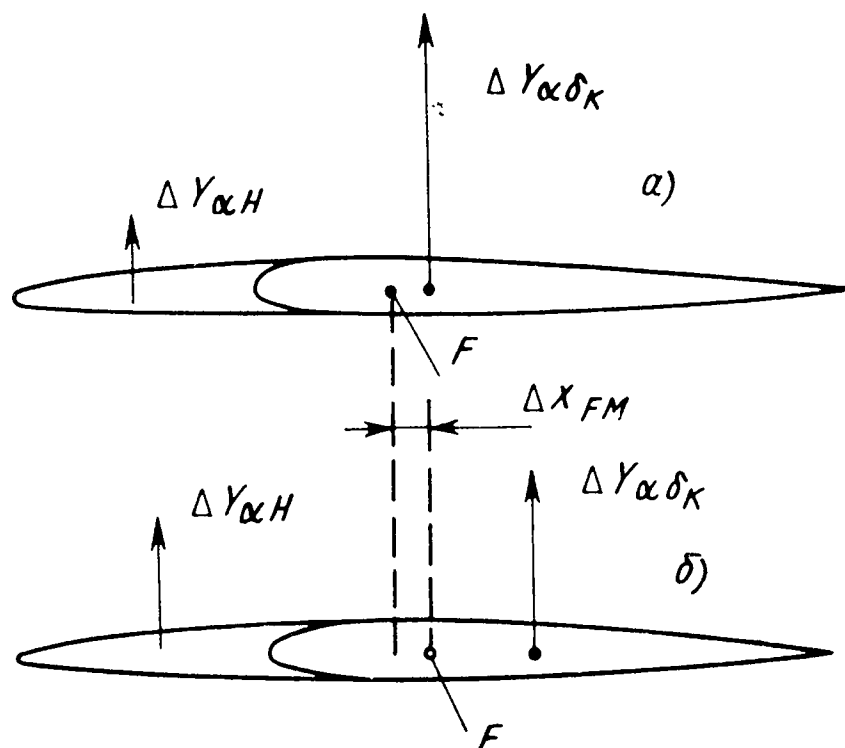


Рис. 3.20. Влияние наплыва на смещение фокуса при изменении числа M :

а — $M < 1$; б — $M > 1$

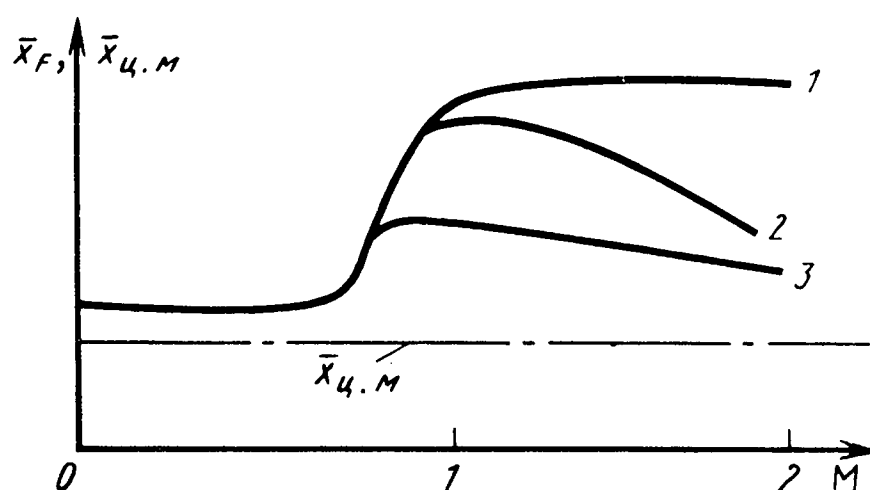


Рис. 3.21. Зависимости безразмерных координат центра масс и фокуса на самолете:

1 — с крылом без наплыва; 2 — с наплывом; 3 — с дестабилизатором

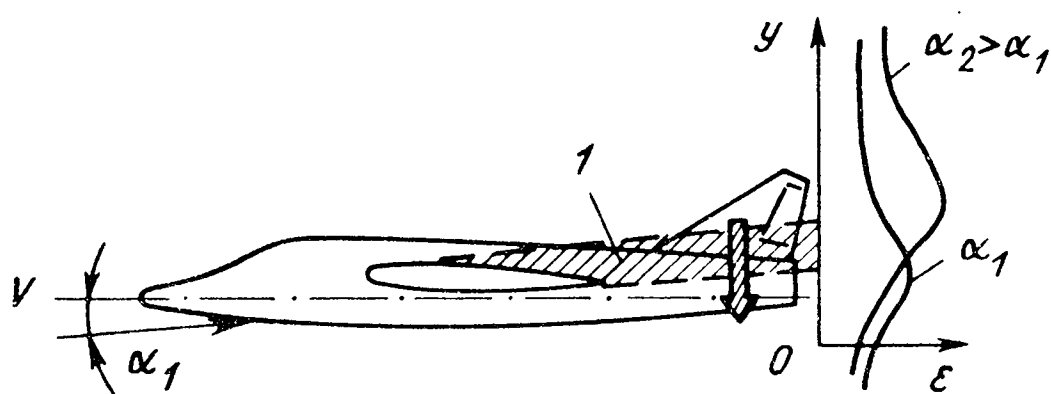


Рис. 3.22. Влияние угла атаки на величину скоса потока за крылом:
1 — зона аэродинамического затенения за крылом

было реализовано на схеме самолета типа "утки" ХВ-70. Стабилизатор на дозвуковых скоростях был свободен и не создавал подъемной силы. На некотором числе $M > 1$ он фиксировался и, создавая подъемную силу, смещал фокус вперед.

4. Применением новых схем крыла с изменяемой в полете стреловидностью. К таким новым схемам, которые могут быть реализованы на каком-то этапе развития авиации, можно отнести крыло с виртуальным узлом поворота (когда при повороте крыла на большие углы стреловидности оно вместе с узлом поворота смещается вперед), а также полностью поворотное крыло.

5. Применением автоматических средств повышения статической устойчивости на дозвуковых скоростях на самолетах с пониженным или даже отрицательным ее запасом. В качестве такого типа летательных аппаратов могут рассматриваться самолеты с передним горизонтальным оперением.

Мероприятия аэродинамической компоновки по стабилизации фокуса при изменении угла атаки могут быть сведены к следующему.

1. Рациональное взаимное расположение крыла и горизонтального оперения, имеющее целью вывести стабилизатор из зоны максимальных скосов потока от крыла на всех или, по меньшей мере, основных маневренных режимах полета. Исследованиями установлено, что зона максимальных скосов потока за крылом располагается чуть ниже "аэродинамической тени" от крыла, и при увеличении угла атаки эта зона смещается вверх от плоскости Oxz самолета (рис. 3.22). Поэтому для размещения горизонтального оперения вне этой зоны у маневренных и ограниченно маневренных самолетов горизонтальное оперение располагают ниже или с небольшим превышением над плоскостью крыла. В ряде случаев, когда это не удастся сделать по конструктивным соображениям, горизонтальное оперение устанавливают с углом отрицательной поперечной стреловидности. На самолете $F = 4$ для этой же цели отогнуты вверх концевые части крыла. На неманевренных самолетах горизонтальное оперение часто располагают существенно выше плоскости крыла.

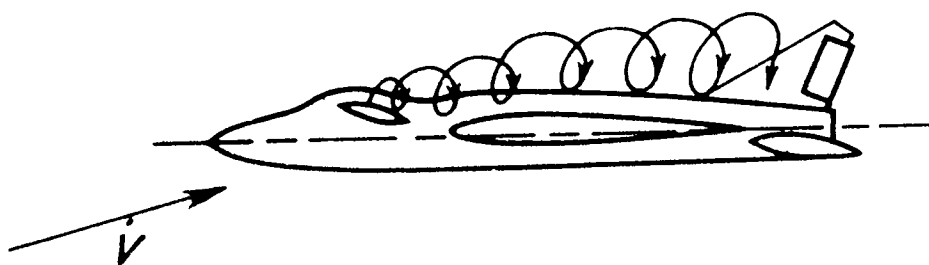
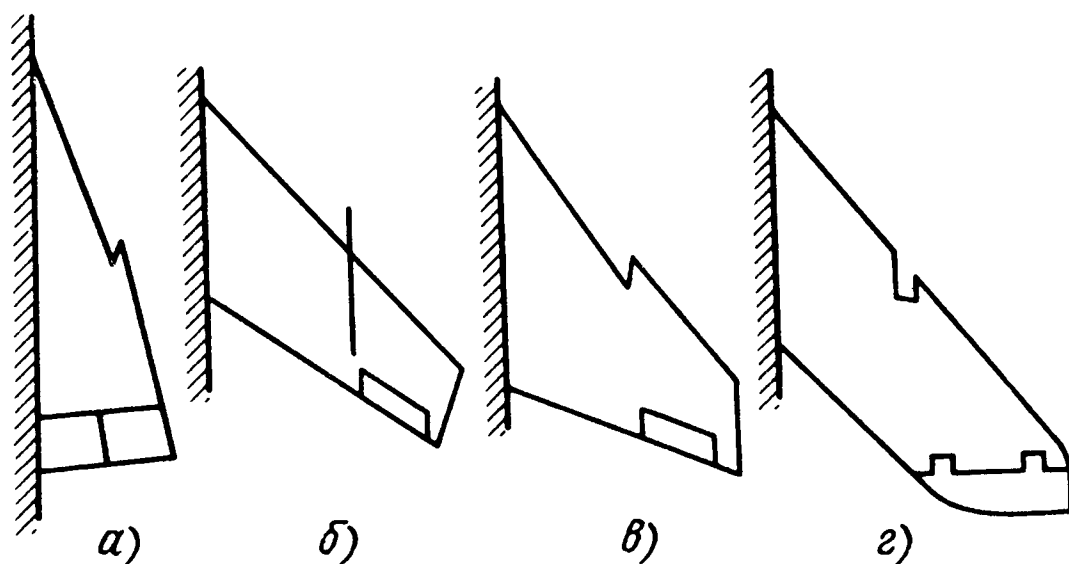


Рис. 3.23. Схема образования вихря на переднем горизонтальном оперении самолета

Рис. 3.24. Схемы крыльев:

а — с выступом; *б* — с аэродинамической перегородкой; *в* — с зубом; *г* — с пропилом по передней кромке



2. Набор средств компоновки, объединяемых термином "управление срывным обтеканием". Этот набор включает в себя следующее:

наплывы перед базовым крылом (см. рис. 3.19, *а*), являющиеся генераторами вихрей, воздействие которых на поток возле крыла задерживает или локализует срыв на ограниченной части крыла. Такую же роль играет неподвижная часть крыла в схеме самолета с изменяемой в полете стреловидностью (см. рис. 3.19, *б*);

генераторы вихрей, принцип действия которых аналогичен (в данном случае) наплыву. В качестве такого генератора может выступать переднее горизонтальное оперение на самолете нормальной схемы (рис. 3.23). Вторым примером удачного генератора вихрей является выступ на крыле самолета **SAAB JA-37 "Вигген"** (рис. 3.24, *а*), установка которого существенно улучшила моментную диаграмму и стабилизировала положение фокуса на больших углах атаки;

предкрылки, отклоняемые носки, носовые щитки, которые могут использоваться для затягивания срыва на большие углы атаки. "Ложка" на моментной диаграмме сглаживается и смещается на большие углы атаки;

аэродинамические гребни (рис. 3.24, *б*); зуб, образованный за счет увеличения хорд на части крыла (рис. 3.24, *в*); пропил на передней кромке (рис. 3.24, *г*); турбулизаторы; интерцепторы, которые управляют срывом и по месту, и по интенсивности его протекания и тем самым могут управлять законом изменения координаты фокуса по углу атаки;

выбор формы крыла в плане и закона распределения профилей и геометрической крутки по размаху крыла.

Приемлемые аэродинамические характеристики продольной управляемости дозвуковых самолетов обеспечиваются в подавляющем большинстве случаев рулем высоты, установленным на неподвижном стабилизаторе. Для самолетов, летающих и со сверхзвуковыми скоростями, из-за резкого падения эффективности руля высоты при $M > M_{кр}$ он не в состоянии обеспечить необходимую управляемость на сверхзвуковых скоростях полета. На таких самолетах для продольного управления используется цельноповоротный стабилизатор, как правило, увеличенной площади, коэффициент m_z^φ которого по числам M меняется в относительно небольших пределах (см. рис. 3.17).

3.7. Аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости современных самолетов при боковом движении

Боковое движение самолета характеризуется наличием скольжения на правое ($\beta > 0$) или левое ($\beta < 0$) крыло. "Аэродинамическая" реакция на скольжение определяется аэродинамическими коэффициентами:

$$m_x^\beta = \frac{\partial m_x}{\partial \beta} ; m_y^\beta = \frac{\partial m_y}{\partial \beta} ; c_z^\beta = \frac{\partial c_z}{\partial \beta} .$$

Коэффициенты m_x^β и m_y^β являются аэродинамическими характеристиками боковой статической устойчивости самолета.

В отличие от продольного движения для управления ЛА в боковом движении используется достаточно широкий набор аэродинамических поверхностей, таких как руль направления, элероны, интерцепторы, спойлеры, дифференциально отклоняемый стабилизатор, флапероны. Характерным является тот факт, что при отклонении рулевой поверхности, управляющей самолетом по одному из каналов бокового движения (по крену или по рысканью), возникает момент, действующий на движение по другому каналу. В связи с отмеченными двумя особенностями аэродинамические характеристики боковой управляемости включают в себя большую группу аэродинамических коэффициентов:

$$m_x^{\delta_{\varepsilon}}; m_x^{\delta_{\text{ннт}}}; m_x^{\varphi_{\text{н}}}; m_x^{\delta_{\text{сп}}}; m_x^{\delta_{\text{фл}}}; m_x^{\delta_{\text{н}}}; m_y^{\delta_{\text{н}}}; m_y^{\delta_{\varepsilon}}; m_y^{\delta_{\text{ннт}}}; m_y^{\varphi_{\text{н}}};$$

$$m_y^{\delta_{\text{сп}}}; m_y^{\delta_{\text{фл}}}.$$

Момент крена M_x при скольжении при нейтральном положении рулевых поверхностей создается аэродинамическими силами, возникающими на крыле, горизонтальном и вертикальном оперениях и отчасти на корпусе. Природа появления момента крена на крыле и горизонтальном оперении одинакова и является следствием разницы в подъемных силах правой и левой их половинах при скольжении за счет следующих факторов: стреловидности по передней кромке; поперечной стреловидности (поперечного V); боковой кромки, интерференции с корпусом. Поэтому для самолета в целом можно записать:

$$m_x^{\beta} = m_{x\chi}^{\beta} + m_{x\psi}^{\beta} + m_{x\text{б.к}}^{\beta} + m_{x\text{ннт}}^{\beta} + m_{x\text{в.о}}^{\beta}. \quad (3.6)$$

Каждая из составляющих равенства (3.6) зависит от формы частей самолета и может меняться при изменении угла атаки и числа M полета.

При скольжении стреловидного крыла (оперения) фактические углы стреловидности по передней кромке меняются на величину β — на одной половине увеличиваются, на второй — уменьшаются (рис. 3.25). Это ведет к изменению характера протекания зависимостей $Y(\alpha)$ (рис. 3.25) на правой и левой половинах крыла; появляется разность в подъемных силах ΔY_{α} , которая увеличивается с ростом угла атаки. При этом при $\beta > 0$ появляется момент крена $M_x < 0$.

Угол поперечной стреловидности крыла ψ является параметром, избирательно влияющим на аэродинамический коэффициент m_x^{β} . Физическая сущность его влияния заключается в том, что составляющая скорости потока $V \sin \beta$ при наличии $\psi > 0$ (рис. 3.26, а) на правую половину набегаёт снизу, на левую сверху, создавая тем самым разные подъемные силы и момент крена M_x . При $\beta > 0$ и $\psi > 0$ $M_x < 0$. При этом очевидно, что величина момента крена M_x будет слабо зависеть от угла атаки.

Эффект боковой кромки на крыле и горизонтальном оперении проявляется на дозвуковых скоростях. Он основывается на том факте, что

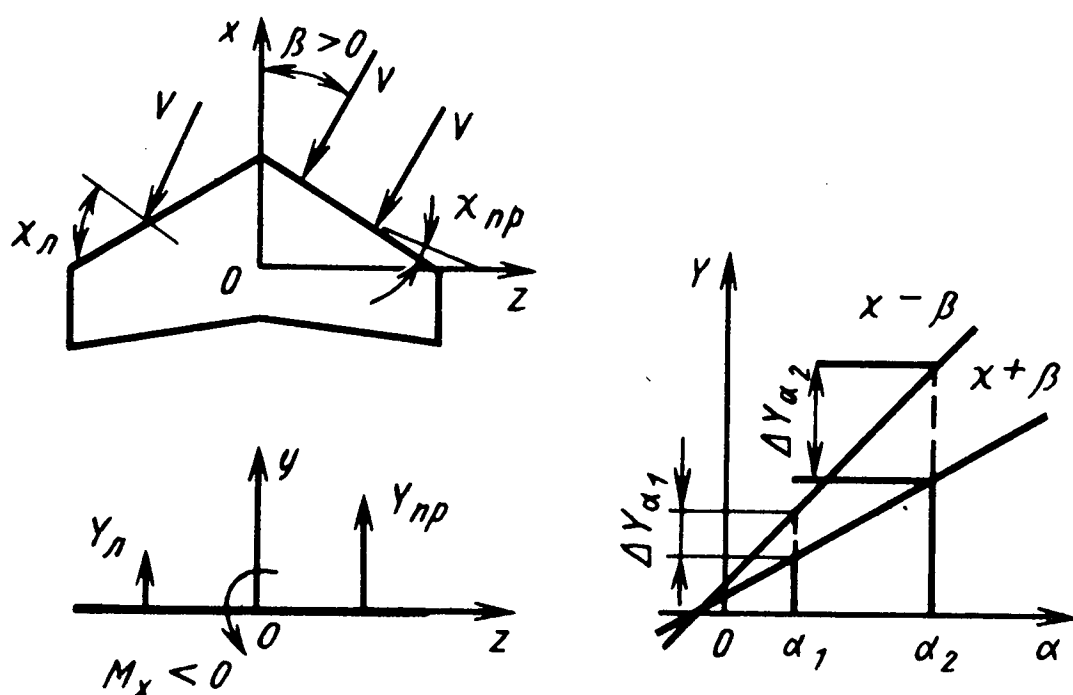


Рис. 3.25. Схема образования несимметричной подъемной силы на стреловидном крыле

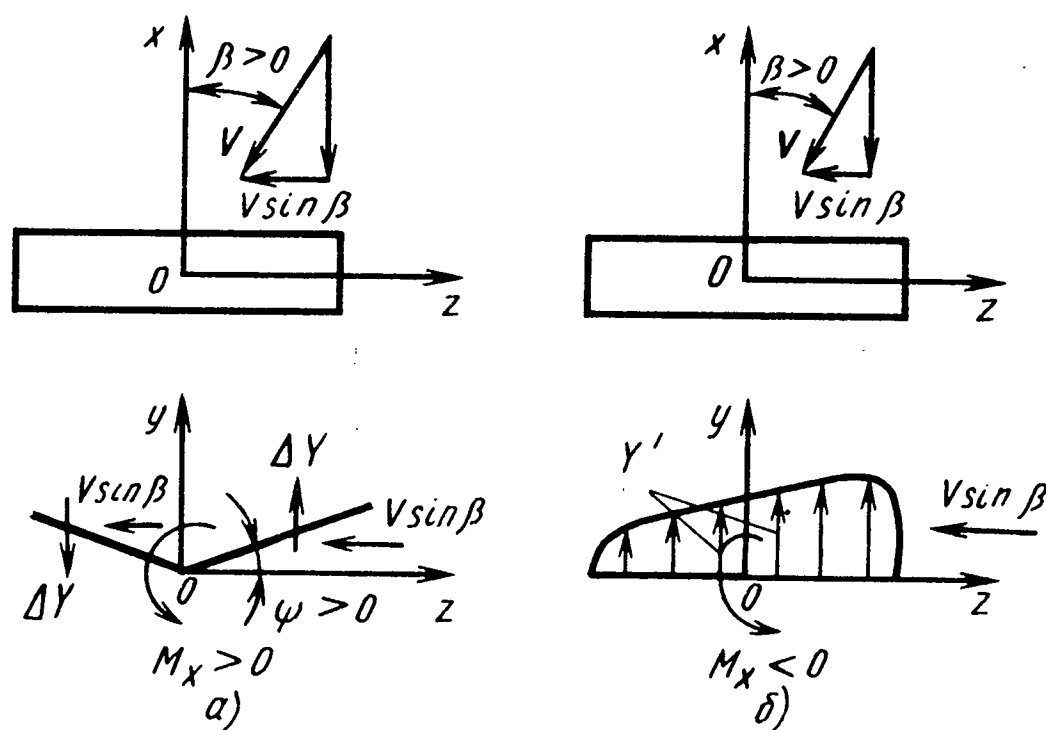


Рис. 3.26. Схема образования несимметричной нагрузки на крыле при скольжении за счет угла поперечной стреловидности (а) и за счет обтекания боковой кромки (б)

при дозвуковом обтекании крыла наиболее несущими являются передние части крыла (см., например, рис. 3.14). При скольжении при $\beta > 0$ правая боковая кромка крыла становится передней по отношению к потоку $V \sin \beta$ (рис. 3.26, б). Нагрузка по размаху крыла перераспределяется, больше нагружается подъемной силой правая половина крыла, вследствие чего появляется момент $M_x < 0$. Степень неравно-

мерности распределения Y' по размаху с ростом угла атаки увеличивается, увеличивается абсолютная величина момента крена.

Эффект интерференции в своем влиянии на момент крена проявляет себя по-разному для схем высоко-, средне- и низкоплан. Система

крыло – оперение – корпус при скольжении тормозит составляющую потока $V \sin \beta$ (рис. 3.27). В результате на наветренной стороне создается повышенное давление, на подветренной – пониженное, воздействие которых на крыло, горизонтальное и вертикальное оперения создает при $\beta > 0$ на схеме высокоплан $M_x < 0$; на схеме среднеплан – незначительный по абсолютной величине $M_x < 0$; на схеме низкоплан – $M_x > 0$. Величина M_x во всех трех случаях слабо зависит от угла атаки.

При обтекании воздушным потоком самолета, летящего со скольжением, на вертикальном оперении возникает боковая сила $Z_{в.о}$, которая будучи приложена выше линии центров масс, создает при $\beta > 0$ $M_x < 0$. Для этой составляющей момента крена характерным является уменьшение абсолютной ее величины при увеличении угла атаки. Происходит это по двум причинам: из-за увеличивающегося затенения вертикального оперения корпусом самолета и из-за увеличения фактической стреловидности оперения (рис. 3.28). В обоих случаях уменьшается боковая сила вертикального оперения, а это и приводит к уменьшению $|m_{x_{в.о}}^\beta|$ при увеличении угла атаки.

Момент рысканья M_y при скольжении самолета создается боковыми силами вертикального оперения и корпуса, а также разностью сил сопротивления правой и левой половин летательного аппарата. Поэтому также условно, как и для коэффициента m_x^β , можно записать

$$m_y^\beta = m_{y_{в.о}}^\beta + m_{y_k}^\beta + m_{y_{с.к}}^\beta. \quad (3.7)$$

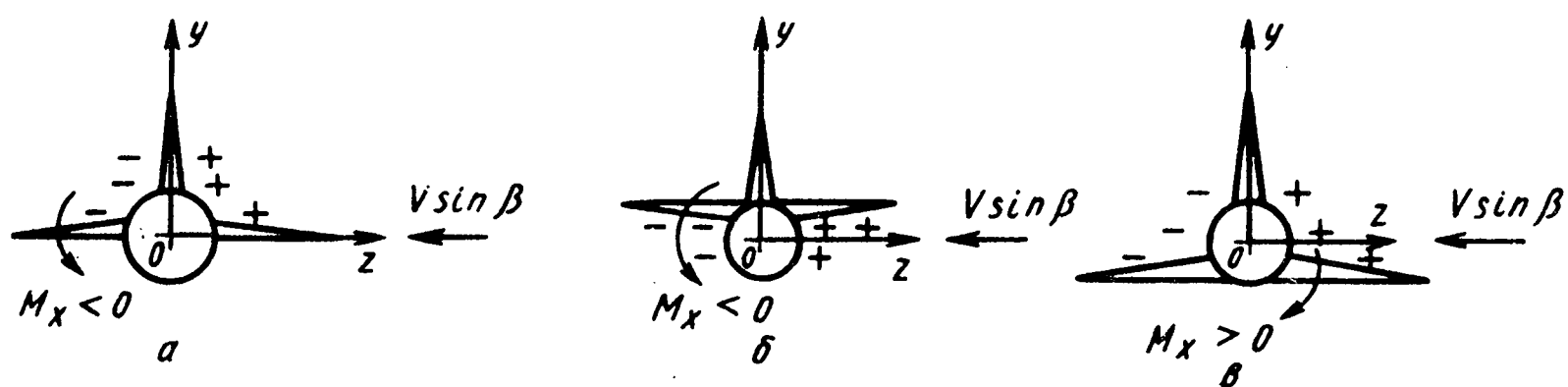


Рис. 3.27. Схема образования момента крена на самолетах при скольжении схем среднеплан (а), высокоплан (б) и низкоплан (в) при скольжении

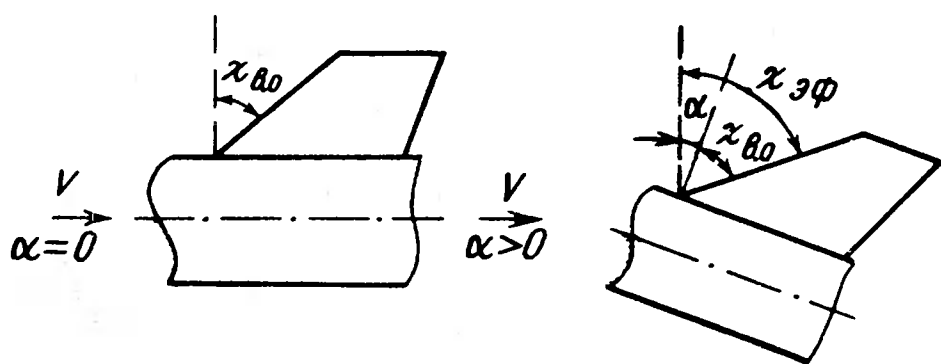


Рис. 3.28. Схемы влияния угла атаки на эффективную стреловидность вертикального оперения

Следует заметить, что составляющая m_{ycx}^{β} при реализуемых в полете углах скольжения относительно невелика и при анализе влияния геометрических и кинематических параметров на величину m_y^{β} ее можно не учитывать.

Как уже отмечалось, корпуса современных самолетов представляют собой тела с заостренной носовой частью, и при скольжении боковая сила, возникающая на корпусе, как и подъемная сила, будет приложена в носовой части, впереди центра масс. Поэтому составляющая m_{yk}^{β} будет дестабилизирующей частью коэффициента m_{yk}^{β} , т.е. $m_{yk}^{\beta} > 0$. Характерным для этой составляющей m_y^{β} является рост ее величины с увеличением угла атаки. Это связано с тем, что на корпусе уже при малых углах ($\alpha \approx 0,1$ рад) возникает отрыв потока, интенсивность которого увеличивается с ростом угла атаки. При наличии скольжения отрыв становится несимметричным, смещаясь в сторону наветренной части. Известно, что при срыве потока с корпуса нормальная сила на корпусе возрастет на величину $\Delta Y_{ср}$. При скольжении этот добавок даст свою составляющую, увеличивающую боковую силу корпуса и момент M_{yk}^{β} .

Величина $m_{y в.о}^{\beta}$ является главной составляющей коэффициента m_y^{β} , обеспечивающей путевую статическую устойчивость самолета. Она зависит главным образом от геометрических параметров оперения, таких как его удлинение, стреловидность. Эта зависимость подчиняется тем же законам, что и ранее рассмотренная зависимость $c_y^a(\lambda, \chi)$. Кроме удлинения и стреловидности, на величину $m_{y в.о}^{\beta}$ могут существенно влиять и другие факторы, такие как место расположения вертикального оперения на самолете, наплыв на крыле и др.

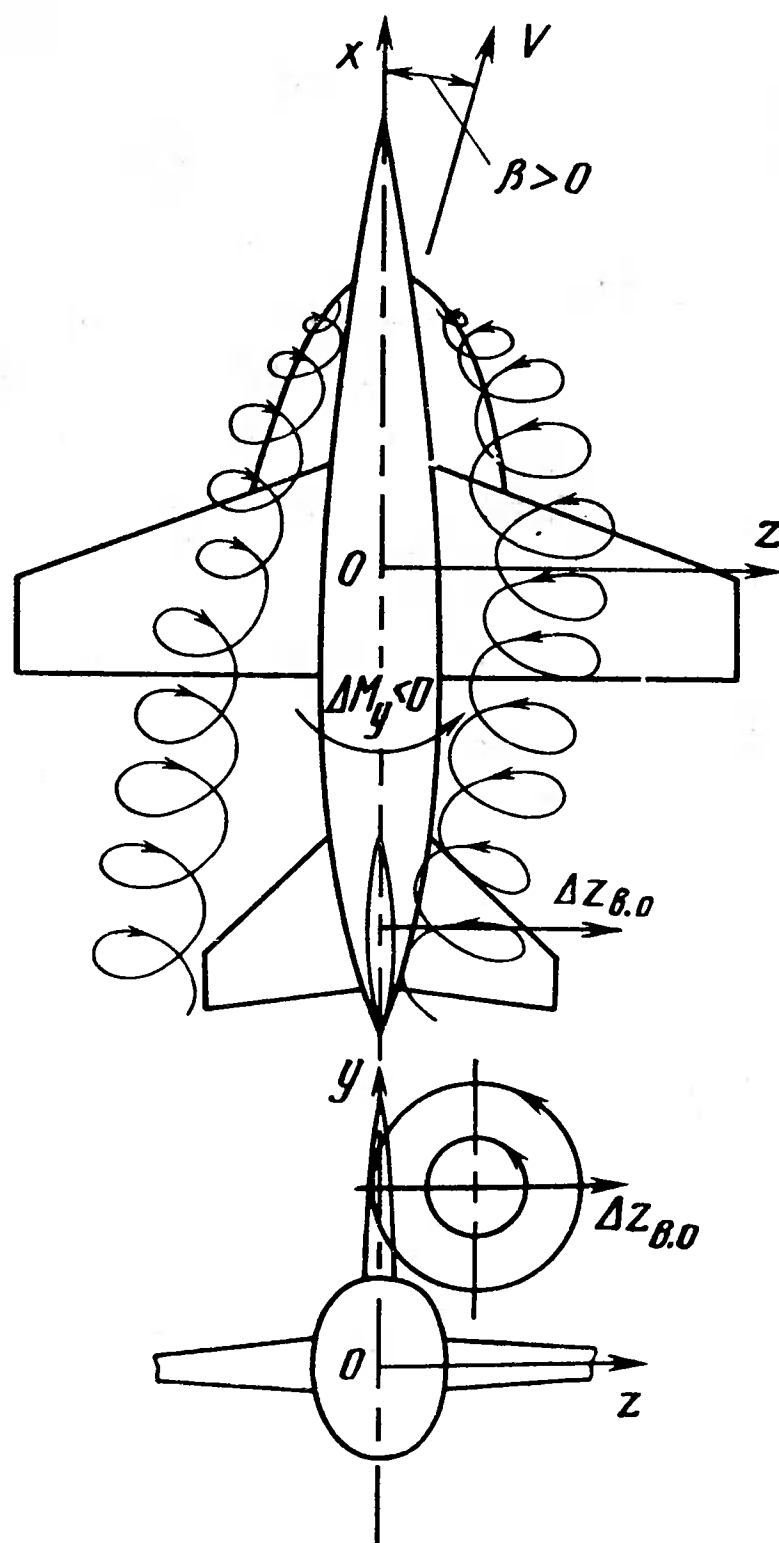
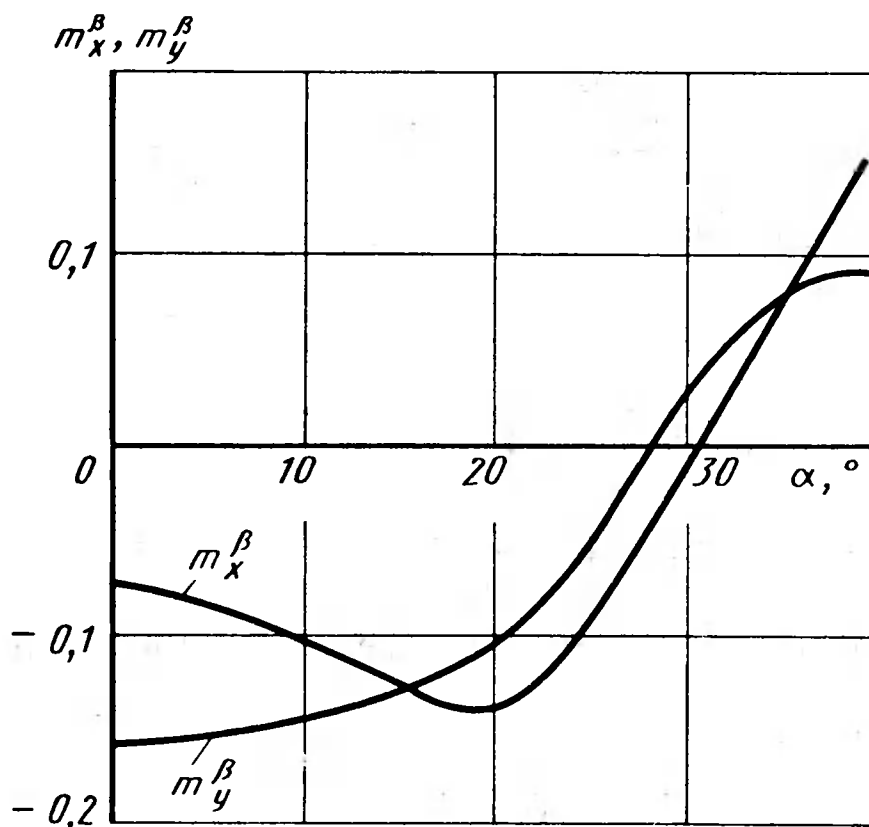
Рис. 3.29. Зависимости m_x^β и m_y^β от угла атаки

С ростом угла атаки абсолютная величина $m_{yв.о}^\beta$ ($m_{yв.о}^\beta < 0$) при обычном расположении оперения на самолете уменьшается по тем же самым причинам, что и величина $m_{xв.о}^\beta$.

Проанализировав равенства (3.6) и (3.7), можно заметить, что составляющие коэффициентов m_x^β и m_y^β в значительной степени зависят от угла атаки. Для большинства самолетов характерным является рост абсолютной величины коэффициента m_x^β и уменьшение абсолютной величины m_y^β при увеличении угла атаки так, как это показано на рис. 3.29 (при умеренных α).

Что касается влияния угла скольжения на величины коэффициентов m_x^β и m_y^β , то, как правило, при реализуемых в реальном полете углах скольжения этим влиянием можно пренебречь. Исключение составляют два случая.

Рис. 3.30. Схема влияния вихревых жгутов, сходящих с наплыва крыла, на боковую силу вертикального оперения



Первый из них может реализовываться на самолетах, имеющих наплыв на крыле. Наплыв является, как известно, генератором вихря, интенсивность которого растет с ростом угла атаки. При определенном сочетании угла атаки и угла скольжения вихрь может сместиться в область вертикального оперения, разрежением в ядре и боковыми скосами создать боковую силу $\Delta Z_{в.о}$ на вертикальном оперении, резко

уменьшающую величину m_y^β (рис. 3.30).

Второй случай может проявить себя при полете на околокритических числах M . На самолете со стреловидным крылом при скольжении могут возникнуть разные условия для протекания околокритических явлений, связанных с появлением сверхзвуковых зон и скачков уплотнения над правым и левым крыльями. Это приведет к появлению разных подъемных сил и сил сопротивления правой и левой половин самолета, что сразу же скажется на величинах коэффициентов m_x^β и m_y^β .

Так как моменты крена и рысканья создаются аэродинамическими силами (подъемной и боковой), которые зависят от числа M полета, то от него будут зависеть и коэффициенты m_x^β и m_y^β . Но если характер протекания зависимости m_x^β не отличается какими-либо особенностями [протекает в целом так же, как и $c_y^a(M)$], то зависимость $m_y^\beta(M)$ на сверхзвуковых скоростях имеет особенность: абсолютная величина m_y^β резко уменьшается на сверхзвуковых скоростях. Это связано с тем, что на сверхзвуковых скоростях уменьшается, как обычно, величина $c_{z в.о}^\beta$, которая создает стабилизирующий момент. Кроме того, на сверхзвуковых скоростях увеличиваются несущие свойства корпуса и растет величина $c_{зк}^\beta$, которая создает, как уже отмечалось, дестабилизирующий момент. Характер зависимостей $m_x^\beta(M)$ и $m_y^\beta(M)$ показан на рис. 3.31.

Что касается аэродинамических характеристик боковой управляемости, то можно отметить следующее. Никаких существенных особен-

ностей в протекании зависимостей $m_y^{\delta}(\beta)$, $m_y^{\delta}(M)$, $m_x^{\delta}(\beta)$, $m_x^{\delta}(M)$

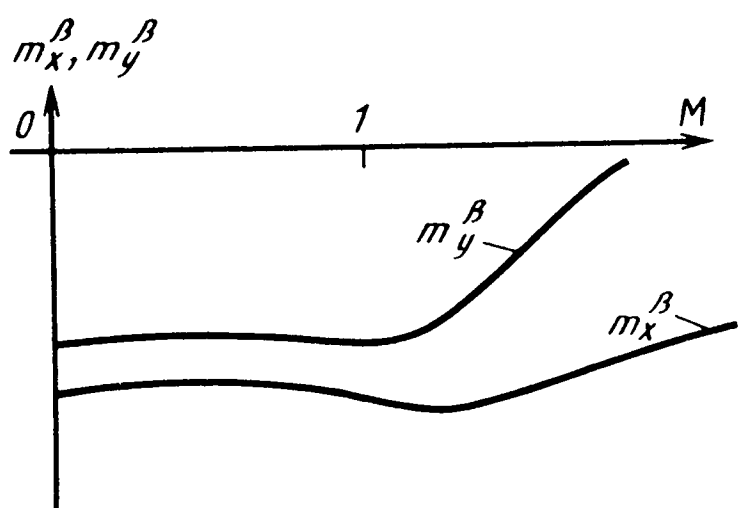


Рис. 3.31. Зависимости m_x^β и m_y^β от числа M

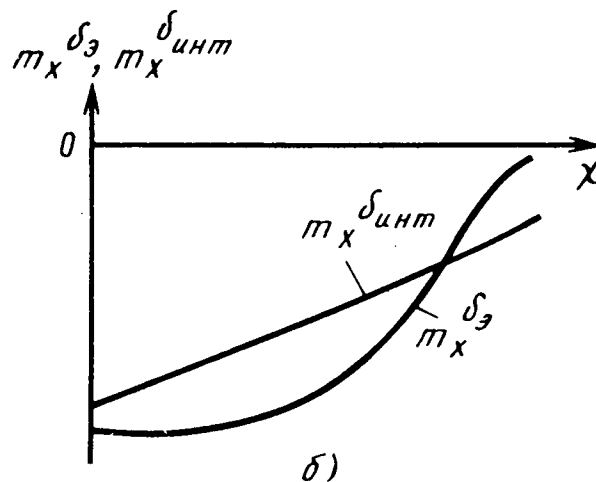
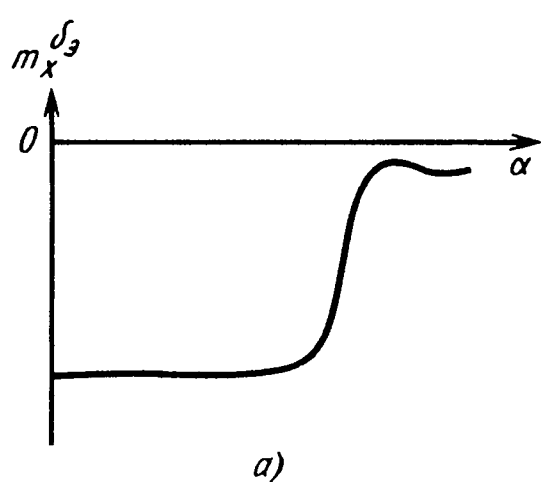


Рис. 3.32. Зависимости производных момента крена по углу отклонения элерона и углу отклонения интерцептора от углов атаки (а) и стреловидности (б)

нет. Все они подчиняются закону изменения их для комбинации несущая поверхность – руль. Сложнее обстоит дело на практике с аэродинамическими характеристиками управляемости, связанными с рулевыми поверхностями на крыле. Эти характеристики могут существенно зависеть от геометрических и кинематических параметров. Так, коэффициент

$m_x^{\delta_\epsilon}$, характеризующий управляемость по крену при отклонении элерона, резко уменьшается (почти до нуля) на $\alpha > \alpha_{н.с}$

(рис. 3.32, а). Коэффициенты $m_x^{\delta_\epsilon}$, $m_x^{\delta_{инт}}$ сильно зависят от стреловидности крыла (рис. 3.32, б). Поэтому, если управлять только этими поверхностями, на самолетах с крылом изменяемой в полете стреловидности эффективность управления по крену резко уменьшается при переводе крыла на χ_{max} .

Все аэродинамические характеристики управляемости бокового движения сильно зависят от упругости конструкции.

3.8. Особенности аэродинамической компоновки самолетов, связанные с обеспечением необходимых характеристик боковой устойчивости и управляемости

Как известно, для обеспечения статической устойчивости бокового движения необходимо выполнение следующих трех условий:

$$m_x^\beta < 0; m_y^\beta < 0; \kappa = \frac{\omega_{x \max}}{\omega_{y \max}} \approx \frac{m_x^\beta J_y}{m_y^\beta J_x} = 0,3 \dots 3.$$

Выполнение первых двух условий при компоновке самолета не представляет особых трудностей. Величина коэффициента m_x^β достаточно просто регулируется изменением угла поперечной стреловидности ψ , небольшие изменения которого не меняют другие аэродинамические коэффициенты. Выбором места и геометрических форм вертикального оперения можно получить заданное значение величины m_y^β .

Главные трудности в обеспечении заданных характеристик боковой статической устойчивости заключаются в удовлетворении третьего условия, что объясняется значительными, в ряде случаев несогласованными, изменениями коэффициентов m_x^β и m_y^β по режимам полета. Для самолетов с изменяемой в полете стреловидностью крыла трудности усугубляются изменением моментов инерции J_x и J_y .

Для современных самолетов, имеющих стреловидные крыло и оперение, заостренную носовую часть фюзеляжа, характерным является повышенная устойчивость по крену (повышенное значение $|m_x^\beta|$) и недостаточная устойчивость движения рысканья (пониженное значение $|m_y^\beta|$), особенно на больших углах атаки и числах M полета. Поэтому мероприятия аэродинамической компоновки, связанные с обеспечением заданных характеристик боковой устойчивости, направлены на приведение в соответствие величин аэродинамических коэффициентов m_x^β и m_y^β во всем диапазоне режимов полета. В основном эта задача решает-

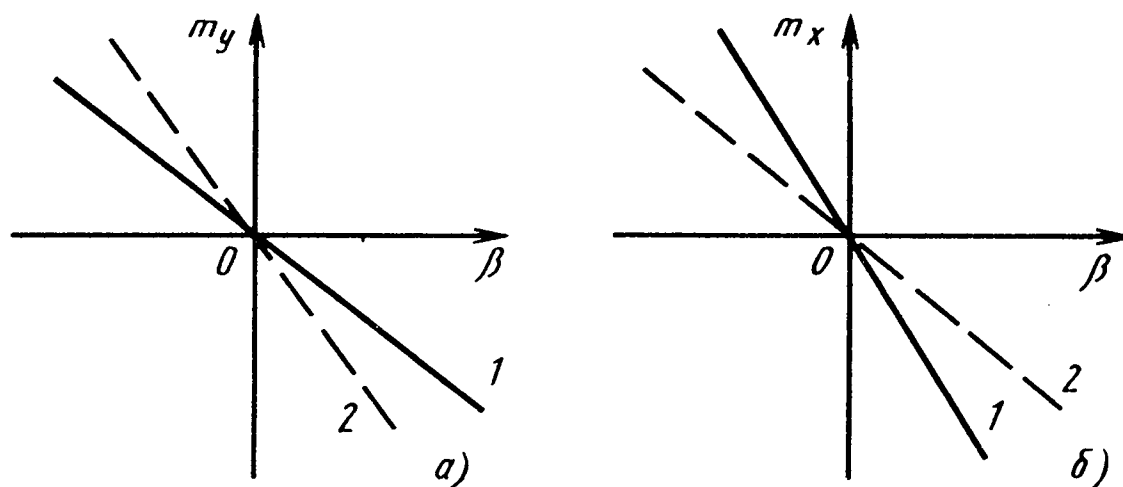


Рис. 3.33. Влияние подфюзеляжного гребня на зависимости коэффициентов m_x и m_y от угла скольжения β :

1 — без гребня; 2 — с гребнем

ся уменьшением $|m_x^\beta|$ и увеличением $|m_y^\beta|$. С целью улучшения характеристик боковой устойчивости современных самолетов применяются следующие компоновочные мероприятия:

1. Постановка нижних подфюзеляжных гребней. При скольжении самолета боковая сила возникает и на нижнем гребне. Эта сила увеличивает стабилизирующие свойства самолета в движении рысканья, т.е. увеличивает $|m_y^\beta|$ (рис. 3.33, а), а будучи приложенной ниже центра масс уменьшает устойчивость по крену — уменьшает $|m_x^\beta|$ (рис. 3.33, б). Нижний гребень стал обязательной деталью аэродинамической компоновки маневренного самолета.

2. Установка двухкилевого вертикального оперения. В этом случае проявляют себя три благоприятных аэродинамических фактора: уменьшается общая высота оперения, за счет чего при условии сохранения постоянной площади уменьшается плечо боковой силы до линии центра масс, что ведет к уменьшению величины $|m_x^\beta|$; уменьшается затенение килей корпусом, и они сохраняют свою эффективность до больших углов атаки; в схеме самолета, имеющего крыло с наплывом, практически исключается возможность одновременного попадания килей в зону вихря с наплыва, по меньшей мере один из килей сохраняет свои стабилизирующие свойства.

3. Уменьшение высоты киля и увеличение его площади за счет увеличения хорды и постановки форкилей (рис. 3.34, а). В данном случае при уменьшении плеча боковой силы до линии центров масс уменьшается величина $|m_x^\beta|$. Но данная компоновка киля плохо работа-

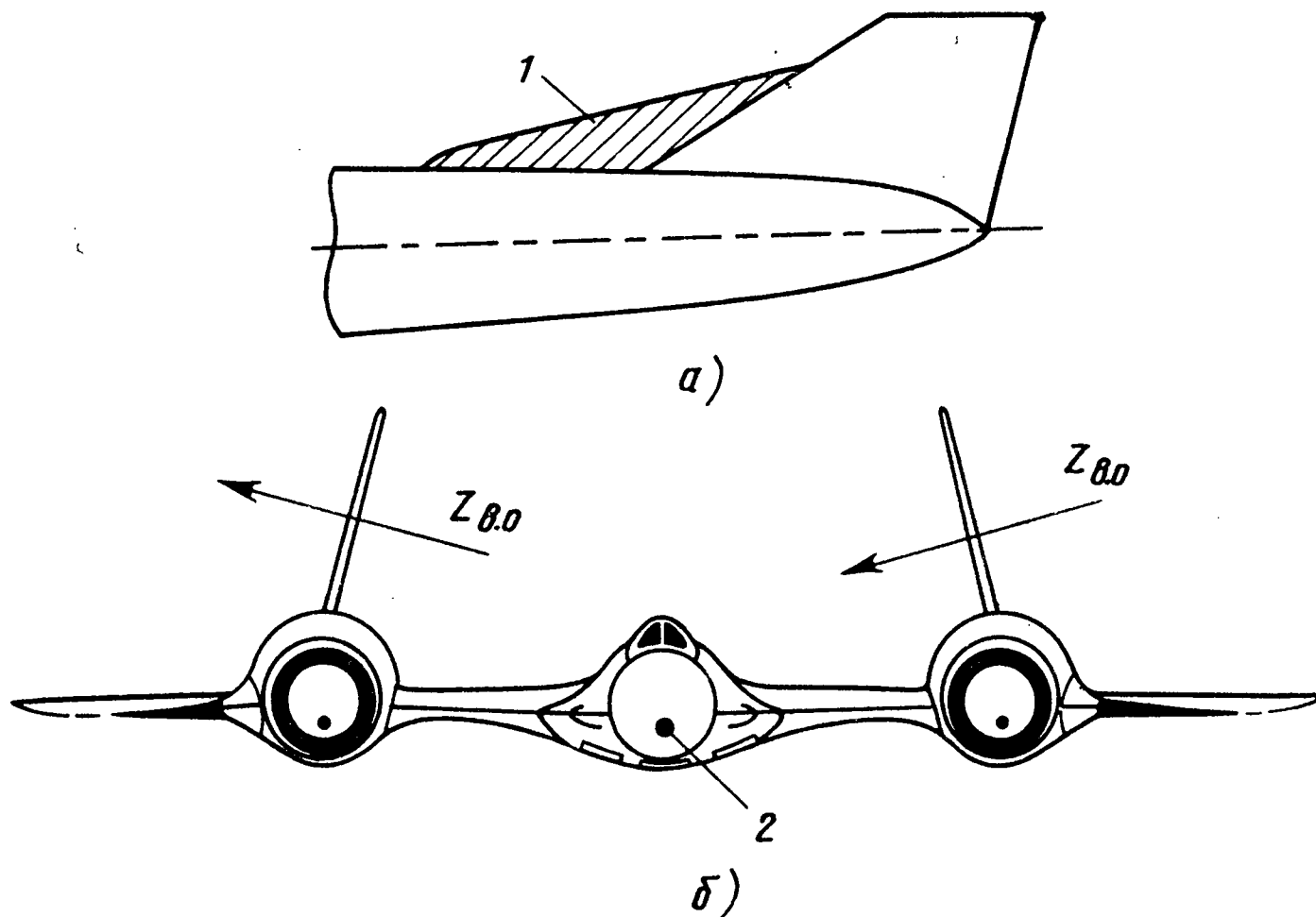


Рис. 3.34. Схемы вертикального оперения с форкилем (а) и с наклонным килем внутрь (б):

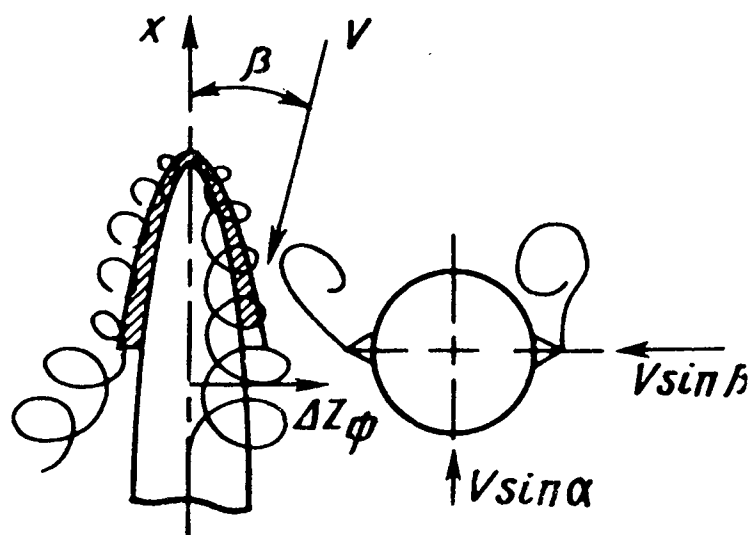
1 — форкиль; 2 — положение центра масс

ет на больших углах атаки при затенении киля корпусом и резко теряет стабилизирующие свойства при попадании в зону вихря, сходящего с наплыва перед крылом.

4. Увеличение высоты киля и смещение его вперед из крайнего заднего положения к центру масс. Такая компоновка применяется на самолетах с крылом, имеющим наплыв, и является вынужденной, так как при этом растет коэффициент $|m_x^\beta|$. Но при высоком, смещенном вперед киле он может оказаться при скольжении в зоне вихря только частью своей площади, сохраняя на остальной части свои стабилизирующие свойства. Увеличение же коэффициента $|m_x^\beta|$ компенсируется другими средствами компоновки (например, за счет увеличения отрицательного угла поперечной стреловидности).

5. Установка двухкилевой схемы вертикального оперения с большим наклоном килей внутрь (рис. 3.34, б). При скольжении самолета на килеях возникает боковая сила, действующая по линии, проходящей вблизи линии центров масс, что способствует уменьшению коэффициента $|m_x^\beta|$.

Рис. 3.35. Схема образования вихрей и боковой силы на носовой части самолета с наплывом на фюзеляже



6. Установка наплывов с острой боковой кромкой на носовой части фюзеляжа по его бокам. Наплывы являются генераторами вихрей, интенсивность которых увеличивается с ростом угла атаки. При скольжении наветренный вихрь (рис. 3.35) приближается к носовой части корпуса и за счет разрежения в своем ядре создает боковую силу ΔZ_ϕ , способствующую стабилизации движения рысканья самолета.

7. Установка всего крыла или его части с отрицательным углом поперечной стреловидности ($\psi < 0$). Самолеты, имеющие стреловидные крылья, а также самолеты, выполненные по схеме высокоплан, имеют повышенную устойчивость по крену. Отрицательное поперечное V крыла уменьшает $|m_x^\beta|$.

8. Применение автоматических устройств, искусственно повышающих устойчивость по одному или обоим каналам бокового движения самолета. Входными сигналами для таких устройств могут являться величина

ны ω_x ; $\frac{\partial \omega_x}{\partial t}$; ω_y ; $\frac{\partial \omega_y}{\partial t}$, выходными — сигналы на отклонение рулевых поверхностей, управляющих летательным аппаратом в боковом движении.

Проблем путевой управляемости на современных самолетах, как правило, не возникает. Руль направления, установленный на вертикальном оперении, обеспечивает управляемость во всем диапазоне режимов полета.

Управляемость по крену на современных самолетах обеспечивается существенно труднее. Традиционный элерон, установленный на конце крыла, не решает задачи управления, так как элерон на больших углах атаки оказывается в зоне сорванного потока, а на больших стреловидностях, оказываясь ориентированным вдоль потока на крыле, при отклонении слабо возмущает поток и уменьшает свою эффективность. К этому следует добавить, что на современном тонком крыле уже при умеренных скоростных напорах может возникнуть реверс элеронов.

Поэтому вместо элерона, а в ряде случаев в помощь ему применяются интерцептор или флаперон, т.е. элерон-закрылок. Но и интерцептору как органу управления по крену свойственны, хотя и в меньшей степени, те же недостатки, что и элерону. На больших углах атаки он тоже оказывается в зоне срыва, при больших стреловидностях крыла ориентируется по потоку на крыле. В связи с этим, как правило, в помощь интерцептору, а на ряде самолетов в помощь элерону для управления по крену используют дифференциально отклоняемый стабилизатор.

Для повышения эффективности элерона на больших углах атаки возможна установка элеронов в нейтральном положении всплывшими, т.е. отклоненными вверх, что несколько затягивает срыв потока на крыле.

Но в ряде случаев на больших углах атаки полета самолета возможностей создания управляющего момента крена с помощью интерцептора (элерона) и дифференциального стабилизатора недостаточно. В этом случае с помощью этих органов или вместо них для управления по крену может использоваться руль направления.

3.9. Особенности обеспечения маневренных характеристик современных самолетов

Маневренные характеристики самолета определяются возможностью создавать на нем перегрузки n_x , n_y и n_z , а также способностью перемещаться в пространстве по оптимальным траекториям. Величины перегрузок оцениваются соотношениями

$$\left. \begin{aligned} n_x &\approx (P - X_a)/G = (c_T - c_{xa})/c_{y \text{ г.п}}; \\ n_y &\approx X_a/G = c_{y \text{ доп}}/c_{y \text{ г.п}}; \\ n_z &= Z_a/G = c_{za}/c_{y \text{ г.п}}, \end{aligned} \right\} \quad (3.8)$$

где P — тяга двигателей; G — вес самолета; $c_T = P/(qS)$ — коэффициент тяги; $c_{y \text{ г.п}}$ — коэффициент подъемной силы горизонтального полета; $c_{y \text{ доп}}$ — допустимое значение коэффициента подъемной силы.

Чем больше n_x , n_y , n_z , тем выше маневренные характеристики самолета. Для увеличения n_y возможны и реализуются два основных направления, связанные с уменьшением $c_{y \text{ г.п}}$ и с увеличением $c_{y \text{ доп}}$.

Первое направление реализуется на маневренных самолетах путем уменьшения нагрузки на крыло до величин $\bar{p} = G/S = (2,5 \cdot 3) \times 10^3$ Па. Для сравнения напомним, что у самолета $B = 1$ $p \approx 10^4$ Па. Но при уменьшении нагрузки на крыло уменьшается дальность много-режимного самолета, так как значительное время полет. осуществляется на углах атаки, меньших наивыгоднейших. Поэтому на современных самолетах больше усилий прилагают для реализации второго направления увеличения перегрузки n_y .

К мероприятиям аэродинамической компоновки этого направления можно отнести следующие:

управление срывным обтеканием. Сюда включаются уже рассмотренные мероприятия по стабилизации положения аэродинамического фокуса на больших углах атаки, позволяющие по этой причине увеличивать $a_{\text{доп}}$, а также мероприятия, направленные на обеспечение управляемости в продольном и боковом движениях;

сохранение путевой устойчивости на больших углах атаки (подфюзеляжные гребни, двухкилевая схема вертикального оперения, высокие кили, наплывы на носовой части фюзеляжа и др.);

адаптивное крыло. Для увеличения n_y используется возможность адаптивного крыла по увеличению коэффициента c_{ya} путем отклонения механизации крыла по передней (носки, предкрылки) и по задней (закрылки, элероны, флапероны) кромкам;

использование крыльев малого удлинения и большой стреловидности, имеющих большие значения $c_{y \text{ max}}$ и $a_{\text{кр}}$;

использование новых перспективных элементов компоновок или новых схем, таких как переднее горизонтальное оперение на самолете нормальной схемы, генераторы вихрей, индуцирующие полезный отрыв, крыло обратной стреловидности, схема "утка" и др.

Аэродинамические способы увеличения n_x связаны с уменьшением коэффициента c_{xa} , что достигается уменьшением обеих составляющих коэффициента лобового сопротивления c_{x0} и Ac_{ya}^2 . Для маневренных же

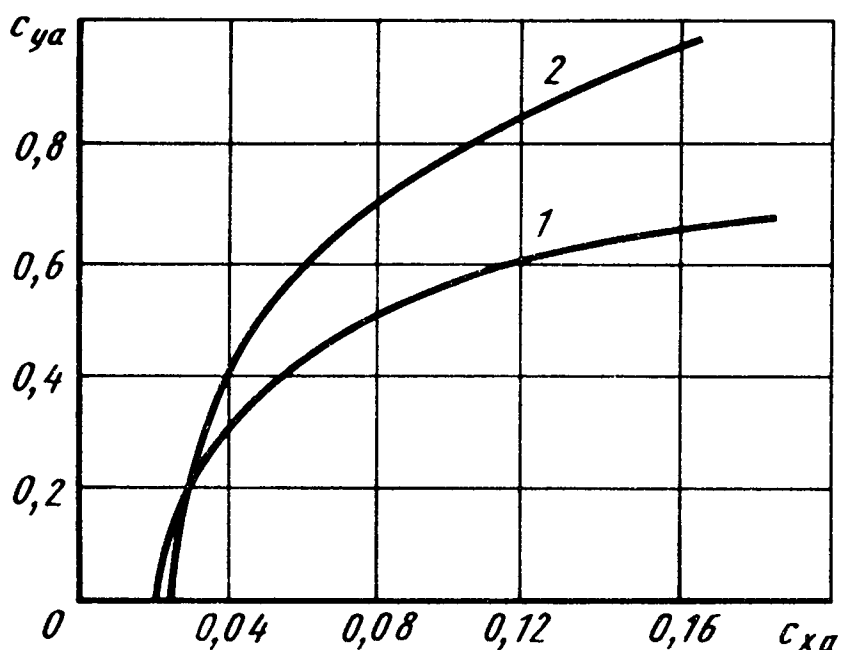


Рис. 3.36. Поляры самолета с предкрылками на крыле самолета (2) и без них (1)

самолетов не менее важным является вопрос уменьшения c_{xa} и при полете с большими перегрузками на углах атаки, существенно больших, чем наивыгоднейшие.

Для уменьшения сопротивления в этом случае используются следующие мероприятия аэродинамической компоновки.

1. Реализация на самолете пониженной или даже отрицательной продольной статической устойчивости. Это позволяет уменьшить потери аэродинамического качества на балансировку и уменьшить сопротивление, обусловленное подъемной силой, и тем в большей степени, чем выше перегрузка.

2. Использование адаптивного крыла при маневрировании. Оно позволяет обеспечить плавное, безударное обтекание передней кромки, следовательно, максимальную реализацию подсасывающей силы, и оптимальное с точки зрения сопротивления или аэродинамического качества, распределение нагрузки по крылу. На рис. 3.36 приведена поляра самолета F-4, полученная в эксперименте при полете без предкрылков и с отклоненными предкрылками, обеспечивающими безударный вход потока на крыло. Выигрыш в аэродинамическом качестве и в сопротивлении при больших c_{ya} и, следовательно, больших n_y существенный.

Для улучшения маневренных характеристик и приведения их в соответствие с требованиями прорабатывается и исследуется так называемая система управления маневренными нагрузками (УМН), которая может решать задачи:

получения повышенных значений перегрузок при реализации на крыле бесрывного обтекания;

обеспечения минимального значения сопротивления самолета в процессе выполнения маневра с большими n_y ;

существенного уменьшения изгибающих моментов в заделке крыла при больших n_y .

Эти задачи предполагается решать соответствующей деформацией крыла с помощью посекционного отклонения носков, предкрылков, эле-

ронов, закрылков, флаперонов, интерцепторов (рис. 3.37), обеспечивающих перераспределение в нужном направлении нагрузки на крыле (рис. 3.38). Для решения первой задачи нагрузка уменьшается на частях крыла, где возможен срыв, и увеличивается там, где сопротивляемость срыву повышена. При решении второй задачи перераспределение нагрузки обеспечивает эллиптический закон по размаху, при решении третьей – максимально возможно разгружаются концевые сечения и догружаются корневые.

Способность перемещаться в пространстве по оптимальным траекториям в значительной степени обеспечивается системой непосредственного управления аэродинамическими силами.

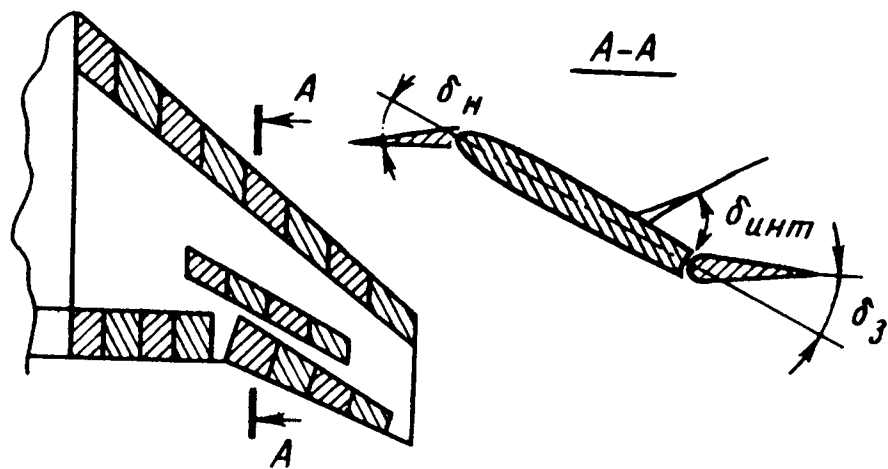


Рис. 3.37. Схема крыла самолета с посекционной механизацией

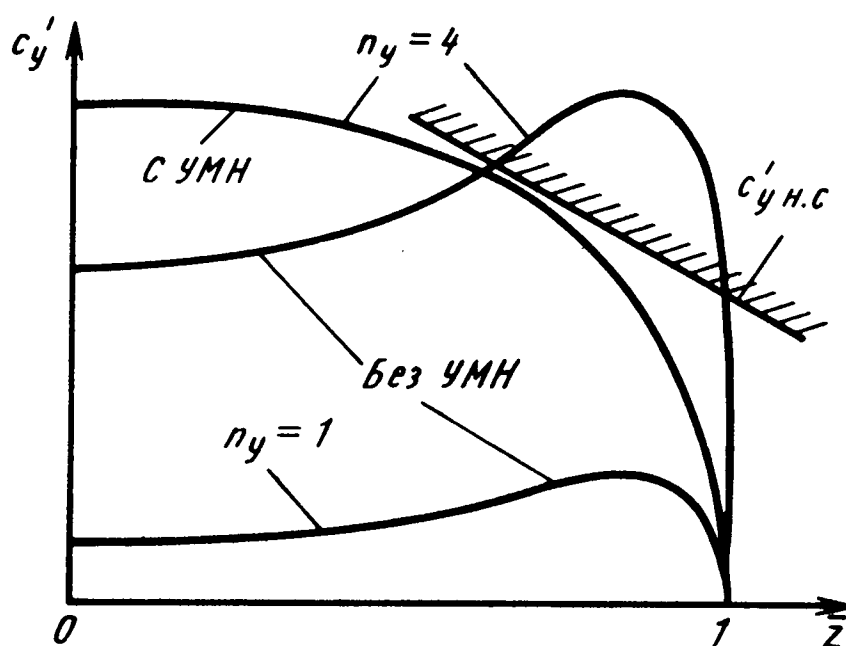


Рис. 3.38. Распределение нагрузки по размаху крыла с системой УМН и без нее

3.10. Особенности аэродинамической компоновки, связанные с обеспечением заданных характеристик самолета на взлете и посадке

В целях сокращения потребной длины взлетно-посадочных полос и повышения безопасности полета на режимах взлета и посадки необходимо уменьшать скорости самолета на посадке ($V_{\text{пос}}$) и при отрыве ($V_{\text{отр}}$), зависящие как от нагрузки на крыло G/S , так и от соответствующих коэффициентов подъемной силы:

$$V_{\text{пос}}^2 \approx \frac{2G/S}{c_{y \text{ пос}} \rho} ; V_{\text{отр}}^2 \approx \frac{2G/S}{c_{y \text{ отр}} \rho} .$$

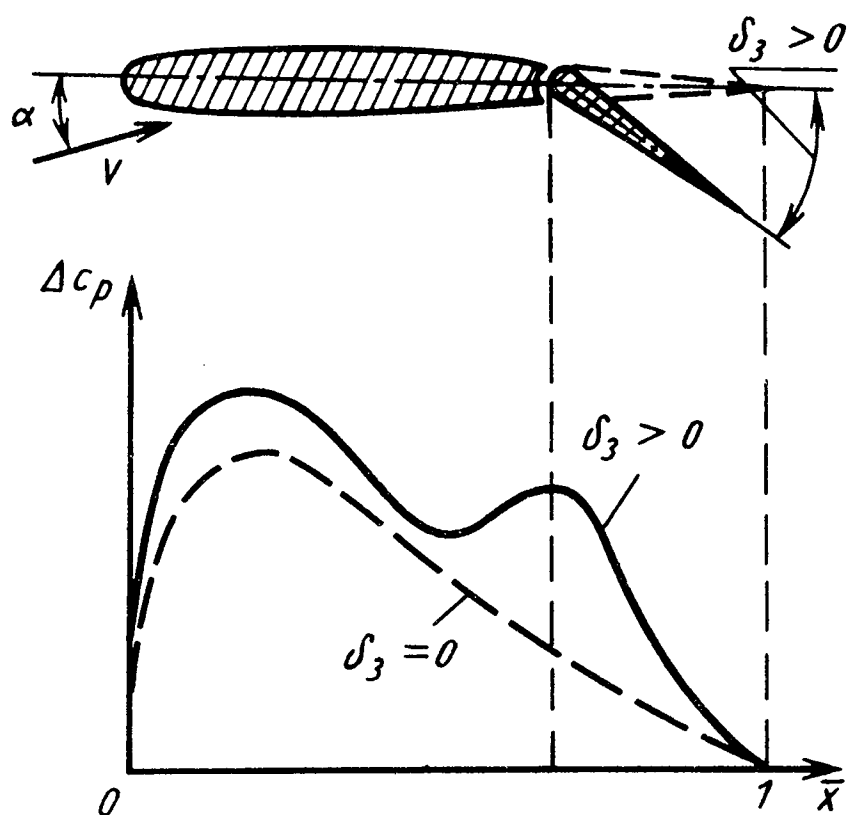


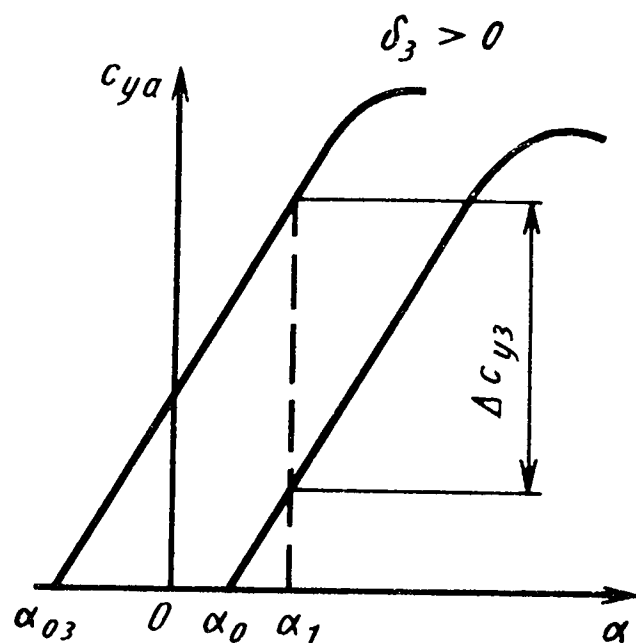
рис. 3.39. График влияния отклонения закрылка на распределение безразмерной аэродинамической нагрузки по хорде крыла

Стремление повысить аэродинамическое качество самолета на сверхзвуковых скоростях полета или при движении с большими дозвуковыми скоростями на малых высотах вызвало устойчивую тенденцию к росту нагрузки на крыло до значений $G/S = (5...10) \times 10^3 \text{ Н/м}^2$ у современных тяжелых самолетов. У планера, например, эта нагрузка в 10...20 раз меньше. Величина же реализуемых при отрыве и посадке коэффициентов подъемной силы обычно ограничивается по конструктивным соображениям предельно возможными углами атаки $\alpha = 10...12^\circ$. Так что возможность снижения значений $V_{\text{пос}}$, $V_{\text{отр}}$ связана с необходимостью повышения величин $c_{y\text{пос}}$, $c_{y\text{отр}}$ за счет увеличения несущих свойств крыла (значит и производной c_{ya}^a) и деформации его профиля (изменения угла атаки α_0).

На практике увеличение значений c_{ya}^a может быть обеспечено на самолетах с крылом изменяемой в полете стреловидности переводом подвижных консолей в положение χ_{min} . При фиксированной стреловидности консолей крыла большинства сверхзвуковых самолетов, имеющих к тому же в целях уменьшения волнового сопротивления крылья умеренного удлинения и стреловидности, не позволяющие получить высокие значения производной c_{ya}^a , главным способом (помимо энергетических средств) увеличения c_{ya} при отрыве и посадке будет повышение отрицательных значений α_0 . Обычно это достигается отклонением органов взлетно-посадочной механизации крыла так, что увеличивается положительная кривизна крыла (рис. 3.39). При этом снизу поток подтормаживается и увеличивается давление, а сверху поток разгоняется, давление падает, следовательно, растет нагрузка

Рис. 3.40. График влияния отклонения закрылка на зависимость коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки

$\Delta c_p(x)$. В результате применения подобной деформации крыла на заданном угле атаки α_1 коэффициент подъемной силы увеличивается на величину Δc_{y_z} , а кривая зависимости $c_{ya}(\alpha)$ отодвигается в сторону отрицательных углов атаки практически эквидистантно самой себе (рис. 3.40).



При простейшей механизации крыла по задней кромке (например, простом закрылке) уже в случае углов отклонения ее органов $\delta = 18^\circ \dots 25^\circ$ на их верхней поверхности появляется срыв потока и дальнейшее увеличение δ не ведет к заметному росту c_{ya} . Применение выдвижных и многощелевых многозвенных закрылков (рис. 3.41) обеспечивает более плавное изменение кривизны профиля и повышение энергии потока у верхней поверхности элементов механизации за счет перетекания потока даже при углах отклонения последних звеньев закрылков $\delta_z = 40^\circ \dots 50^\circ$. Аналогичного и большего эффекта, чем при многозвенной механизации, можно добиться путем сдува или отсоса пограничного слоя с простого закрылка, отклоненного на большие углы ($\delta_z = 40^\circ \dots 70^\circ$). В последнем случае простые закрылки на современных маневренных самолетах удобно использовать в полете и для решения задач улучшения маневренных характеристик или увеличения аэродинамического качества на крейсерских режимах полета.

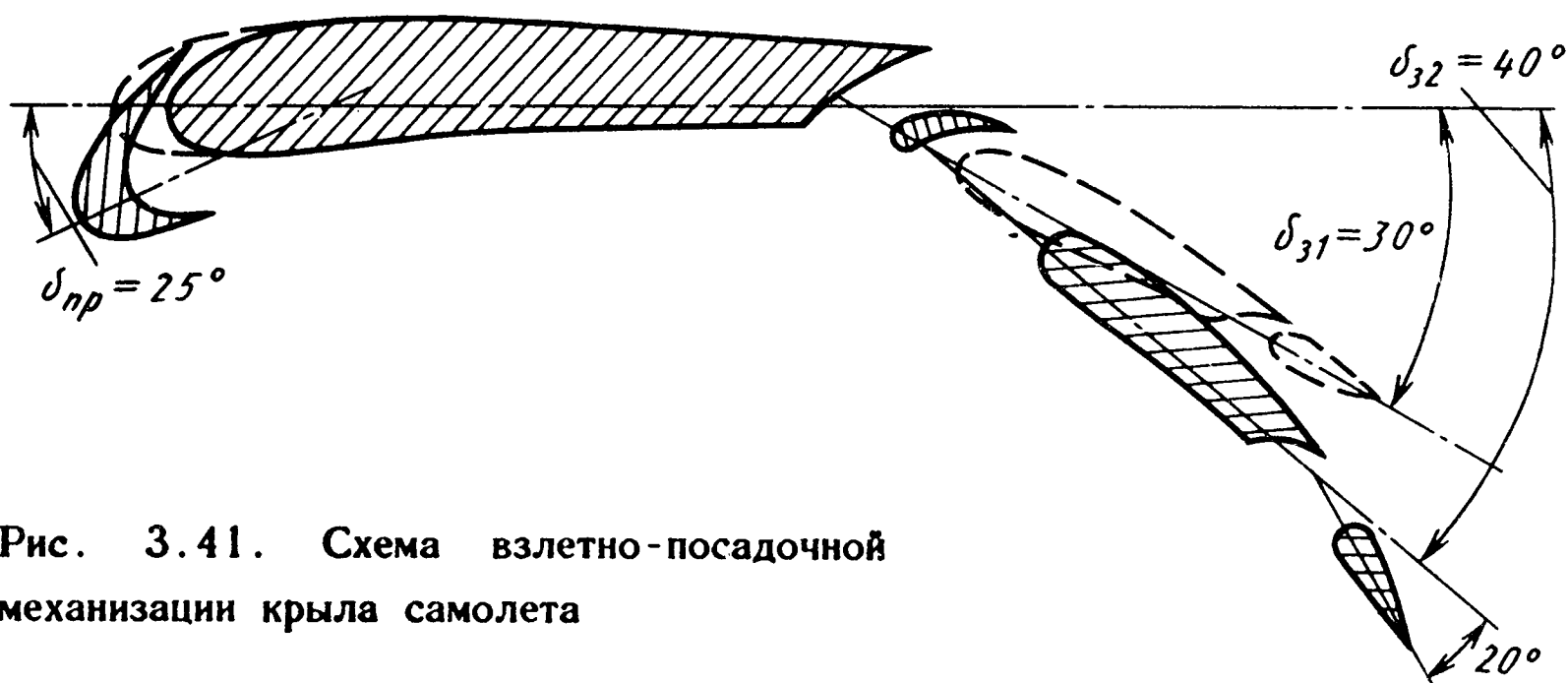


Рис. 3.41. Схема взлетно-посадочной механизации крыла самолета

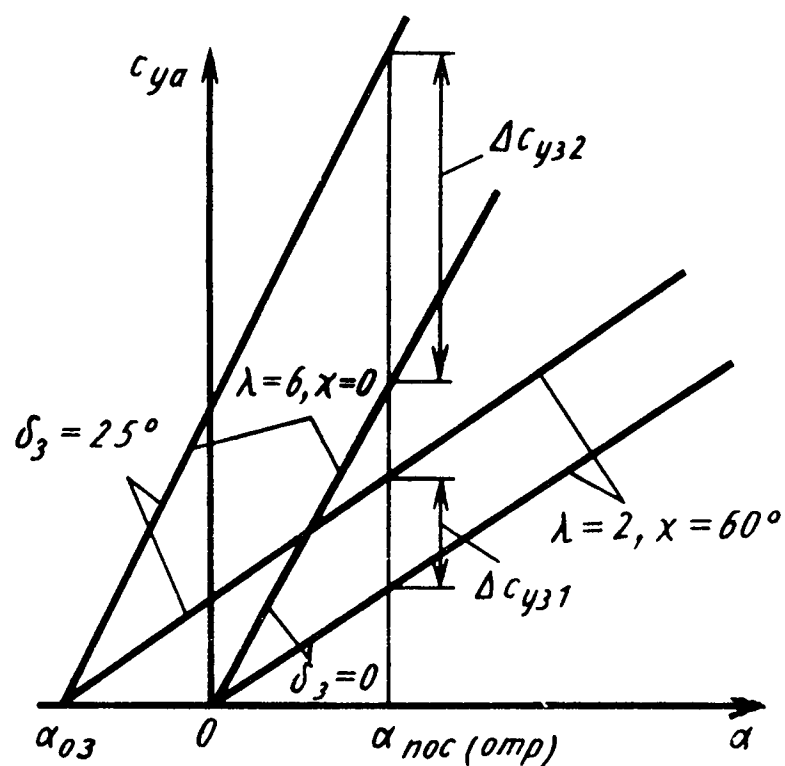


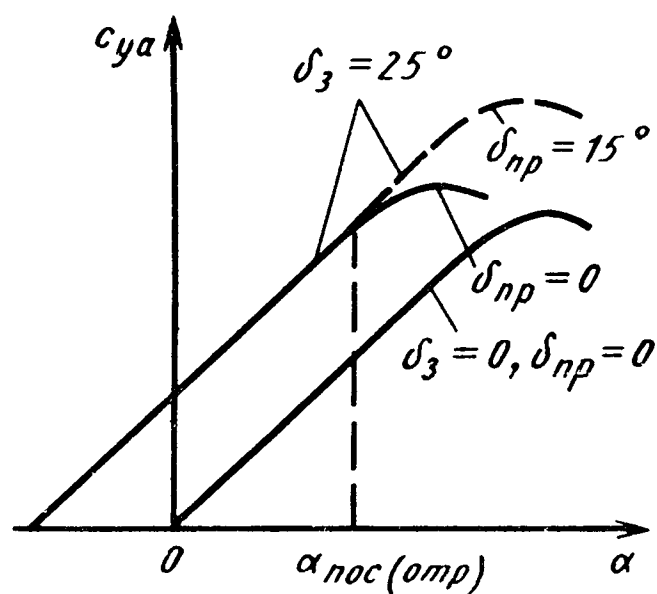
Рис. 3.42. График влияния формы крыла в плане на эффективность его взлетно-посадочной механизации

Для повышения эффективности закрылков конструкторы идут на увеличение их размаха нередко и за счет части крыла, занятой элеронами, или же применяют симметричное отклонение элеронов как закрылков (речь идет о флаперонах). Первый путь повышения эффективности взлетно-посадочной механизации реализован практически на всех самолетах с изменяемой в полете стреловидностью крыла.

Прирост подъемной силы при отклонении органов механизации зависит не только от угла их отклонения δ_3 и относительных размеров по размаху ($\bar{l}_3$) и хорде ($\bar{b}_3$) крыла, но и от формы крыла в плане, которая определяет его несущие способности. На них наиболее сильно влияют параметры λ и χ . Известно, что величина угла α_{03} зависит от деформации профиля крыла (от угла δ_3 и типа механизации) и не меняется при варьировании формой крыла в плане. Поэтому при малых значениях λ и больших углах χ (при слабых несущих способностях крыла) прирост Δc_{y31} существенно меньше, чем на крыльях большого удлинения и малой стреловидности (Δc_{y32} на рис. 3.42). Это затрудняет решение проблемы обеспечения заданных взлетно-посадочных характеристик современных сверхзвуковых самолетов с крыльями умеренного удлинения, вызывает необходимость применять на них более мощную механизацию крыла, включая энергетическую.

Чем эффективнее работают закрылки, тем значительнее разрежение на их верхней поверхности и сверху крыла у его носка, тем больше сверху крыла положительные градиенты давления и раньше по углам атаки начинаются срывные явления, падают значения углов атаки начала срыва ($\alpha_{н.с}$) и критических ($\alpha_{кр}$). Поскольку, к примеру, у самолетов с крыльями большого удлинения и малой стреловидности $\alpha_{кр} = 13^\circ \dots 18^\circ$, а возможные из конструктивных соображений $\alpha_{отр(пос)} = 10^\circ \dots 12^\circ$, то уменьшение $\alpha_{кр}$ и $\alpha_{н.с}$ из-за применения

Рис. 3.43. График влияния отклонения предкрылка и закрылка на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки



закрылков недопустимо по условиям безопасности полета. Это относится в той или иной степени к большинству самолетов различной формы. Для противодействия отрыву потока на верхней поверхности крыльев применяется механизация передней части крыла в виде механических устройств типа предкрылков (см. рис. 3.41), отклоняемых носков, щитков или в виде сдува (отсоса) потока на носке. Использование таких устройств обеспечивает сохранение Δc_{y3} на взлетно-посадочных углах атаки при одновременном увеличении $\alpha_{н.с}$ и $\alpha_{кр}$ (рис. 3.43).

Помимо рассмотренных органов механизации для уменьшения длины пробега часто применяются тормозные парашюты, реверсивные устройства, интерцепторы в роли симметрично отклоненных вверх тормозных щитков. Такие щитки уменьшают на пробеге подъемную силу, повышая эффективность работы тормозов опор самолета.

Перспективными и отчасти уже реализуемыми являются энергетические способы улучшения взлетно-посадочных характеристик.

3.11. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолетов

Близость поверхности земли оказывает заметное влияние на аэродинамические характеристики самолета на взлетно-посадочных режимах при очень малых высотах полета над землей, начиная с расстояния, равного примерно полуразмаху крыла самолета. Характер этого влияния оказывается весьма сложным и неоднозначным. А его физическая сущность состоит в следующем.

При полете самолета вблизи поверхности земли поток между крылом и этой поверхностью дополнительно тормозится и давление на нижней поверхности повышается. Это заставляет поток дополнительно перетекать с нижней поверхности крыла на верхнюю через переднюю кромку.

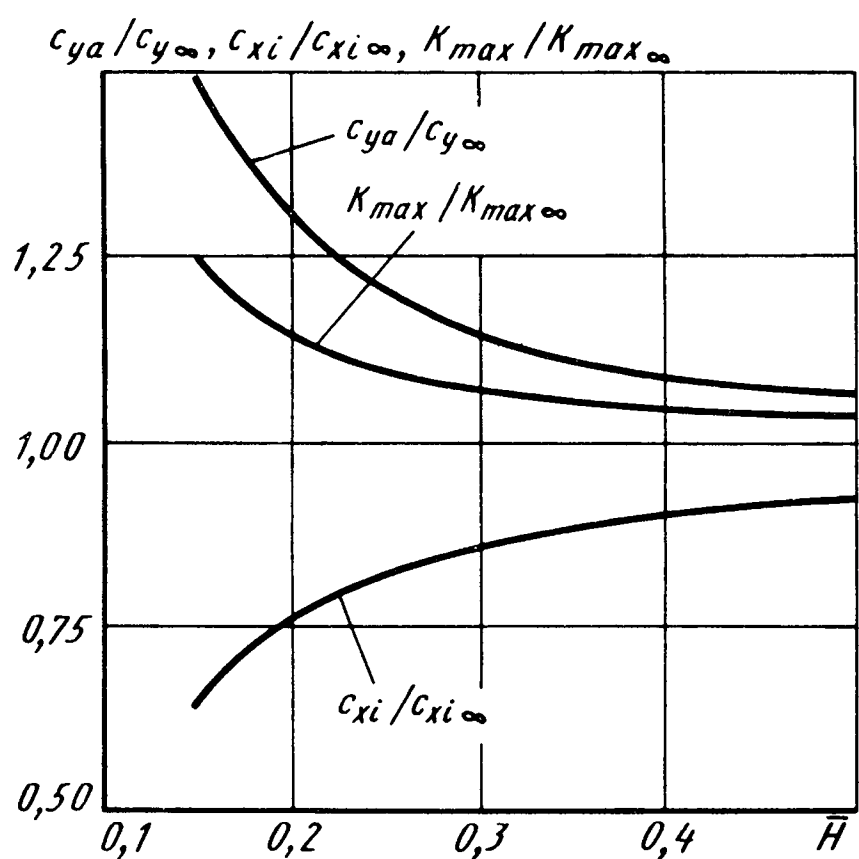


Рис. 3.44. График влияния близости земли на коэффициенты подъемной силы, индуктивного сопротивления и на максимальное аэродинамическое качество самолета

С одной стороны, увеличение объема воздуха, протекающего над верхней поверхностью, способствует увеличению над ней скорости и разрежения. С другой, перетекающий через переднюю кромку с большой скоростью

поток создает как бы "жидкое" препятствие для основного потока над верхней поверхностью, вызывает его некоторое торможение и уменьшение разрежения. Как показывают исследования, при не очень больших углах атаки, в частности взлетно-посадочных, преобладает первый фактор и влияние близости земли на подъемную силу оказывается положительным, но при больших углах атаки преобладающим может стать второй фактор и влияние близости земли будет отрицательным.

Близость поверхности земли влияет также на перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю через его концы и на формирование боковых вихревых жгутов. При этом у крыльев малых удлинений эти жгуты под влиянием близости земли расходятся в стороны, как бы увеличивая их удлинение, а у крыльев больших удлинений приподнимаются вверх и их влияние на обтекание крыльев уменьшается. Поэтому имеется диапазон удлинений крыла ($\lambda = 2...3$), в котором влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолетов оказывается наиболее благоприятным.

Как показывают теоретические и экспериментальные исследования, приближение к поверхности земли современных самолетов способствует увеличению их подъемной силы. На рис. 3.44 показана зависимость отношения коэффициентов подъемной силы $c_{ya}/c_{y\infty}$ (вблизи и вдали от земли) для самолета с треугольным крылом от безразмерного параметра $\bar{H} = H/l$, характеризующего близость земли (H — расстояние от центра масс самолета до поверхности земли; l — размах крыла самолета). Видно, что близость земли заметно влияет на подъемную силу самолета при $\bar{H} < 0,5$.

Наиболее сильное влияние оказывает близость земли на индуктивное сопротивление самолета, обусловленное подъемной силой, особенно на крыльях с закругленной передней кромкой. Это объясняется двумя обстоятельствами. Во-первых, при приближении к поверхности земли затрудняется перетекание воздуха через боковые кромки и снижаются затраты энергии на создание вихревого движения, что эквивалентно уменьшению индуктивного сопротивления. Во-вторых, усиливается перетекание воздуха через переднюю кромку и возрастает подсасывающая сила на ней. На рис. 3.44 показана зависимость отношения коэффициентов индуктивного сопротивления $c_{xi}/c_{xi\infty}$ (вблизи и вдали от земли) от параметра $\bar{H}$.

Одновременное увеличение подъемной силы и уменьшение лобового сопротивления вблизи земли вызывают заметное повышение аэродинамического качества (см. рис. 3.44). Этот положительный эффект используется при создании экранопланов (экрано-летов), т.е. летательных аппаратов, предназначенных для движения на очень малых расстояниях от поверхности земли или воды.

Приближение к поверхности земли (уменьшение $\bar{H}$) вызывает смещение фокуса самолета назад

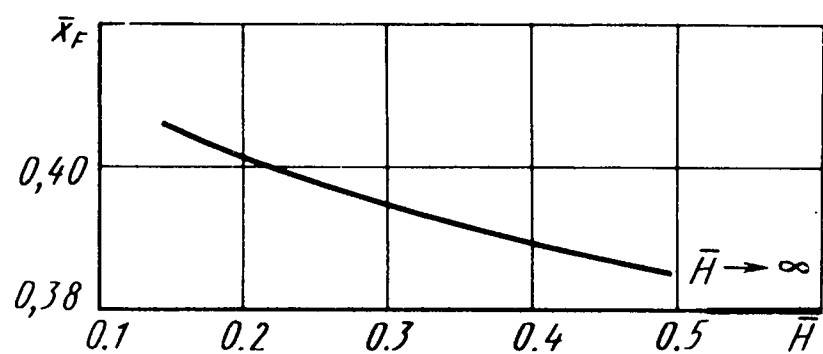


Рис. 3.45. График влияния близости земли на положение аэродинамического фокуса самолета

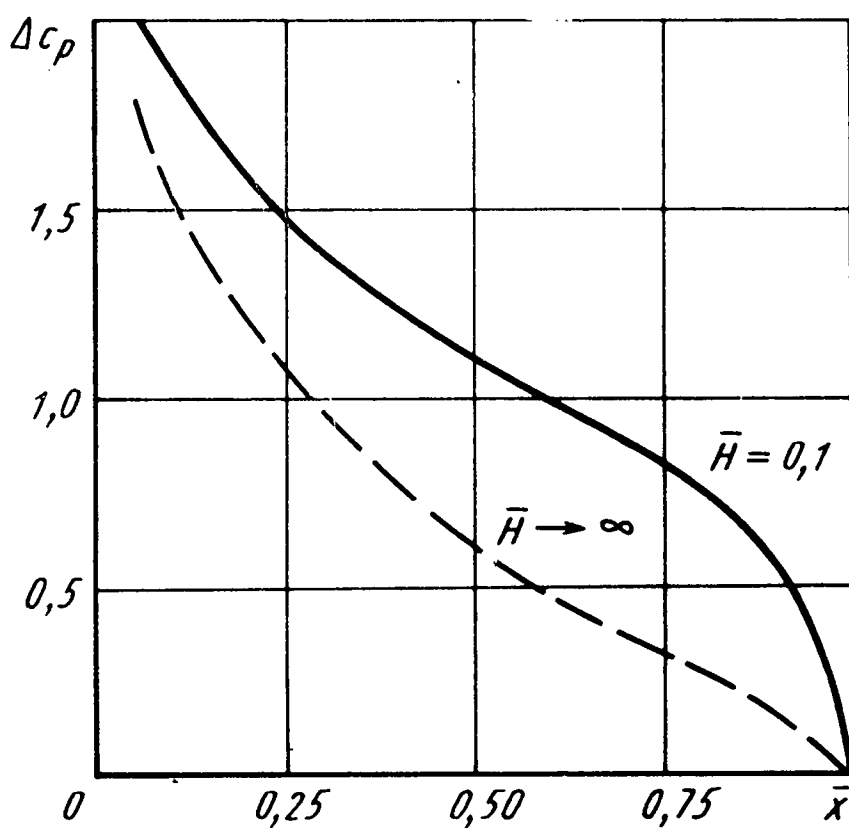


Рис. 3.46. График влияния близости земли на распределение безразмерной аэродинамической нагрузки по хорде треугольного крыла ($\lambda = 2,3$; $\alpha = 10^\circ$)

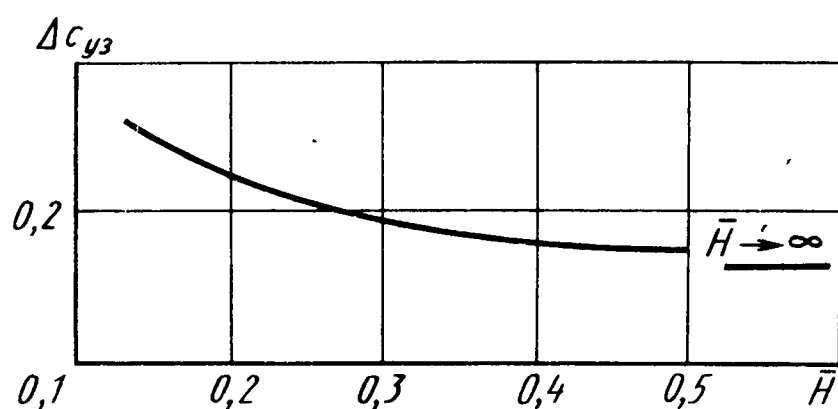


Рис. 3.47. График влияния близости земли на эффективность закрылков

(рис. 3.45). Это объясняется следующим. Во-первых, под влиянием близости земли происходит перераспределение безразмерной аэродинамической нагрузки Δc_p по хорде крыла – в большей степени она увеличивается в кормовой части сечений крыла (рис. 3.46). Во-вторых, увеличивается эффективность горизонтального оперения из-за влияния близости земли (при положительном угле атаки оно может оказаться ближе к поверхности земли, чем крыло) и из-за уменьшения скосов потока от крыла в районе горизонтального оперения.

Близость поверхности земли оказывает заметное влияние на эффективность механизации задней кромки крыла: при приближении к поверхности земли эффективность закрылков повышается (рис. 3.47).

3.12. Особенности аэродинамических характеристик самолетов с крыльями сложной формы в плане

Главной и принципиальной отличительной чертой крыльев изменяемой в полете стреловидности и сложной формы в плане (гибридных) является наличие наплыва большой стреловидности и малого удлинения. Это вызывает ряд особенностей в аэродинамических характеристиках этих крыльев и самолетов с такими крыльями.

Наплыв играет стабилизирующую роль в обеспечении необходимых аэродинамических свойств самолетов в широком диапазоне дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых скоростей полета. Наличие консольной части малой стреловидности и умеренного удлинения обеспечивает крылу с наплывом сравнительно высокие несущие свойства (значения производной c_{ya}^a , рис. 3.48).

Как известно, при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым фокус крыла (и самолета в целом) смещается назад и тем сильнее, чем больше удлинение и меньше угол стреловидности крыла. Наплыв позволяет уменьшить это смещение фокуса на крыле сложной формы в плане (рис. 3.49). Это объясняется тем, что при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым аэродинамические характеристики наплыва как крыла малого удлинения и большой стреловидности изменяются в меньшей степени, чем характеристики консольной части. В результате возрастает роль наплыва в создании подъемной силы. Аналогичную роль в стабилизации положения фокуса при изменении стреловидности поворотной части играет наплыв на крыле изменя-

емой в полете стреловидности. Если для увеличения стреловидности поворачивать назад целиком половины крыла, то фокус сильно смещается назад (рис. 3.50, поз. 1). Это объясняется тем, что у стреловидного крыла из-за влияния концевого эффекта наиболее несущими являются концевые сечения, а они при этом перемещаются назад. Если же имеется неподвижный наплыв и поворачивается только консольная часть, то смещение фокуса назад при увеличении стреловидности оказывается значительно меньшим (см. рис. 3.50, поз. 2), так как значительную роль в определении местоположения фокуса крыла играет неподвижный наплыв.

Более того, в некоторых случаях, в частности при увеличении числа $M > 1$, наблюдается возврат фокуса к дозвуковому положению (см. рис. 3.49). Это объясняется тем, что при больших числах

M форма крыла в плане слабо влияет на его аэродинамические характеристики. Поскольку при дозвуковых скоростях наплыв является менее несущей частью крыла, то положение фокуса определяется консольной частью. При сверхзвуковых скоростях возрастает роль наплыва в создании подъемной силы крыла и определении положения его фокуса. А поскольку наплыв расположен впереди центра масс самолета, то это и при-

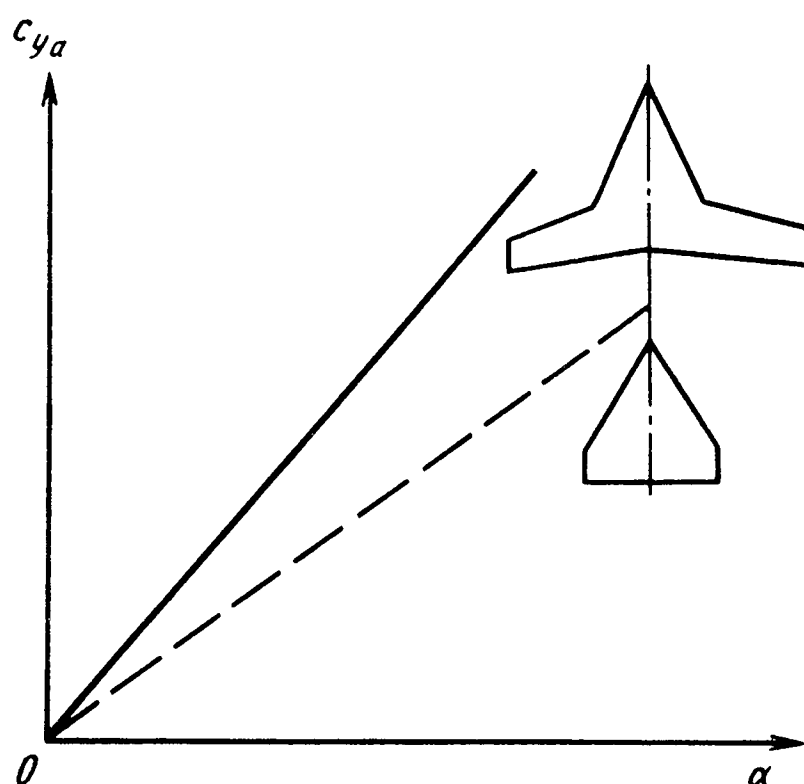


Рис. 3.48. График влияния формы крыла в плане на зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} от угла атаки α

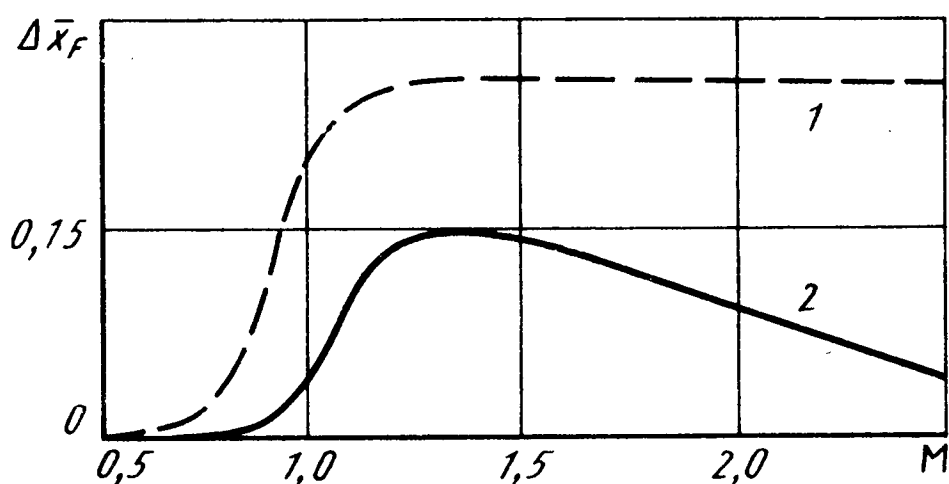


Рис. 3.49. График влияния наплыва на положение аэродинамического фокуса при изменении числа M :
1 — без наплыва; 2 — с наплывом

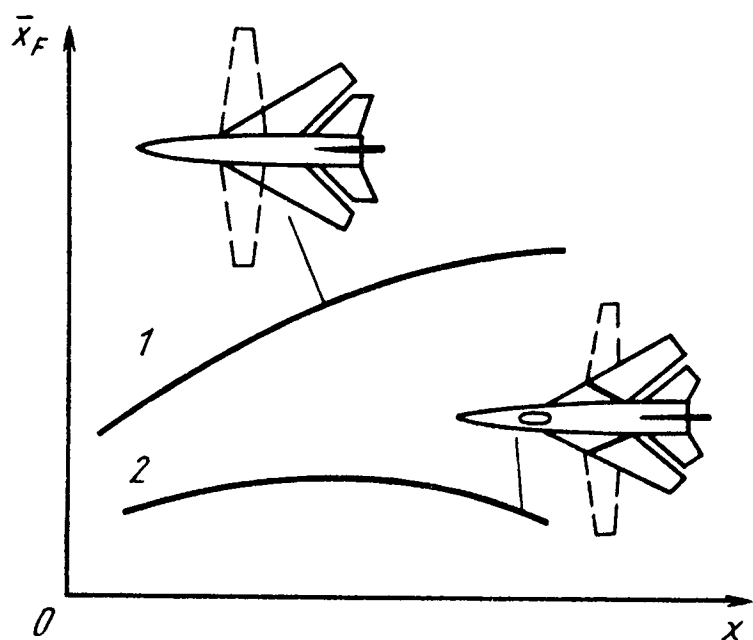


Рис. 3.50. График влияния наплыва на положение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности крыла:

1 — без наплыва; 2 — с наплывом

водит к смещению фокуса самолета вперед при увеличении числа $M > 1$.

Аналогичный возврат фокуса может быть у самолета с крылом изменяемой

в полете стреловидности при повороте консольной части назад, на увеличение угла стреловидности (см. рис. 3.50, поз. 2). Это объясняется тем, что при увеличении угла стреловидности здесь одновременно и очень сильно уменьшается удлинение крыла. А при уменьшении удлинения крыла его фокус смещается вперед.

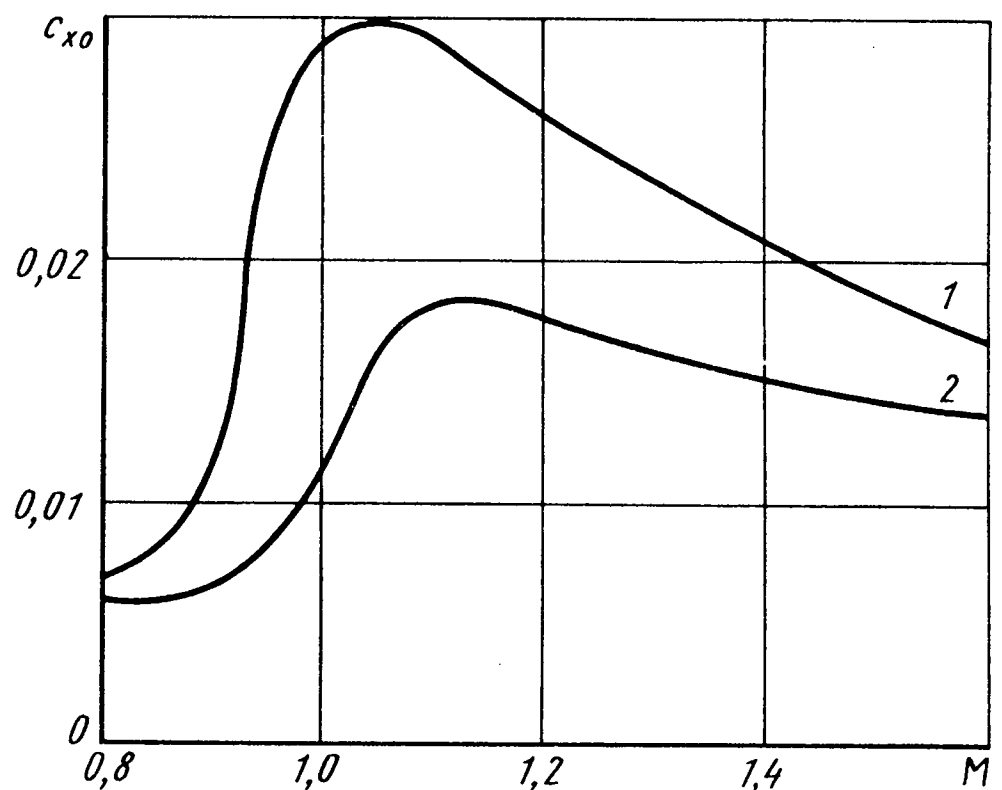
Крыло с наплывом имеет меньшие значения коэффициента c_{x0} на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях по сравнению с базовым крылом (рис. 3.51). Дело в том, что при наличии наплыва на крыле увеличивается средняя эффективная стреловидность по передней кромке (за счет большой стреловидности наплыва), уменьшается удлинение (при том же размахе увеличивается площадь крыла), уменьшается относительная толщина (за счет увеличения хорд в корневой части крыла). Все это способствует увеличению критического числа $M_{кр}$ и уменьшению волнового сопротивления.

Наличие наплыва вызывает ряд особенностей в обтекании крыла сложной формы в плане и изменяемой в полете стреловидности. Поскольку передняя кромка наплыва имеет очень большую стреловидность, то при положительном угле атаки ($\alpha > 0$) воздух перетекает с нижней поверхности на верхнюю не только через боковые кромки концевых частей (что имеет место на любом крыле конечного размаха), но и через скошенные передние кромки наплыва и срывается с них. В результате образуются не только концевые вихри на торцах крыла, но и носовые вихри на передних кромках наплыва (рис. 3.52, а). При $\alpha > 0$ они проходят над верхней поверхностью крыла, около хвостового оперения и иногда простираются далеко за самолетом, образуя вихревой спутный след.

На рис. 3.52, б показано полученное расчетом на ЭВМ поле поперечных скоростей в сечении за задней кромкой правой половины крыла

Рис. 3.51. График влияния наплыва на зависимость коэффициента C_{x0} от числа M :

1 — без наплыва; 2 — с наплывом



с наплывом при угле атаки $\alpha = 15^\circ$. Видно, что носовой вихрь наплыва является более мощным, чем концевой вихрь консольной части крыла. Он индуцирует значительные вертикальные и

боковые скосы потока и оказывает как положительное, так и отрицательное влияние на аэродинамические характеристики самолета.

В образующихся над крылом вихрях возникает значительное разрежение потока (благодаря этому свойству природные вихри засасывают внутрь пыль, легкие предметы, капли воды и становятся видимыми). Это разрежение оказывает подсасывающее влияние на верхнюю поверхность крыла и вызывает увеличение под вихрями безразмерной разности давлений Δc_p (рис. 3.53). В результате на докритических углах атаки ($\alpha < \alpha_{кр}$) увеличивается коэффициент подъемной силы c_{ya} (рис. 3.54), реализуется так называемый "полезный отрыв" потока (как известно, при обычном отрыве потока с поверхности крыла коэффициент c_{ya} уменьшается). Чем больше размеры наплыва и угол атаки, тем больше прирост подъемной силы за счет влияния носовых вихрей.

Следует иметь в виду, что отрыв потока на передних кромках наплыва, как и обычный отрыв с поверхности, вызывает увеличение коэффициента индуктивного сопротивления c_{xi} , при малых c_{ya} индуктивная поляра смещается вправо (рис. 3.55). Однако существенное увеличение подъемной силы за счет "полезного отрыва" на больших углах атаки приводит к тому, что при больших c_{ya} индуктивная поляра улучшается, а аэродинамическое качество возрастает (при том же значении c_{ya} получается меньшее значение c_{xi}).

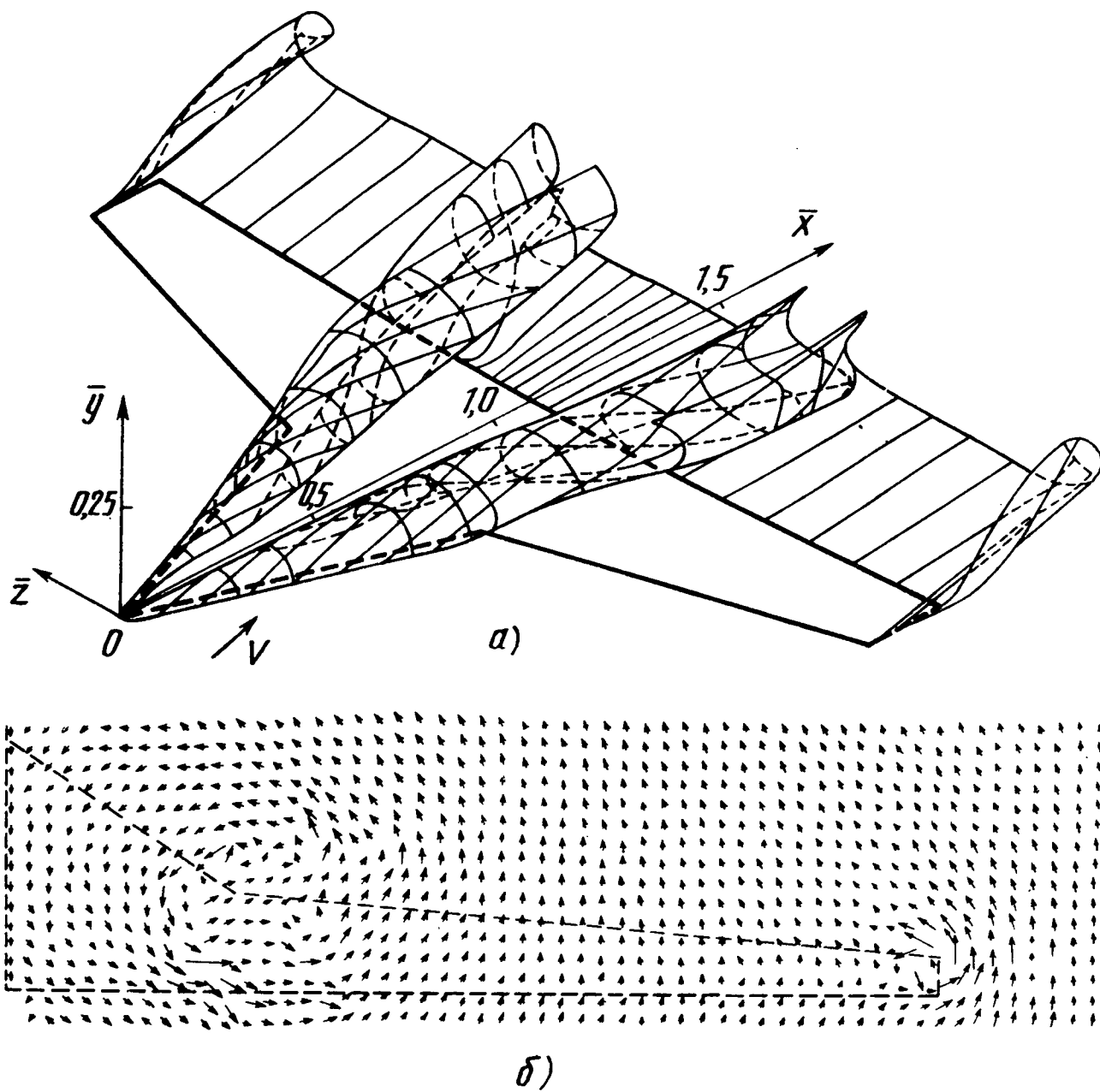


Рис. 3.52. Вихревая структура (а) и векторное поле поперечных скоростей в сечении за задней кромкой (б) крыла сложной формы в плане с наплывом ($\alpha = 15^\circ$)

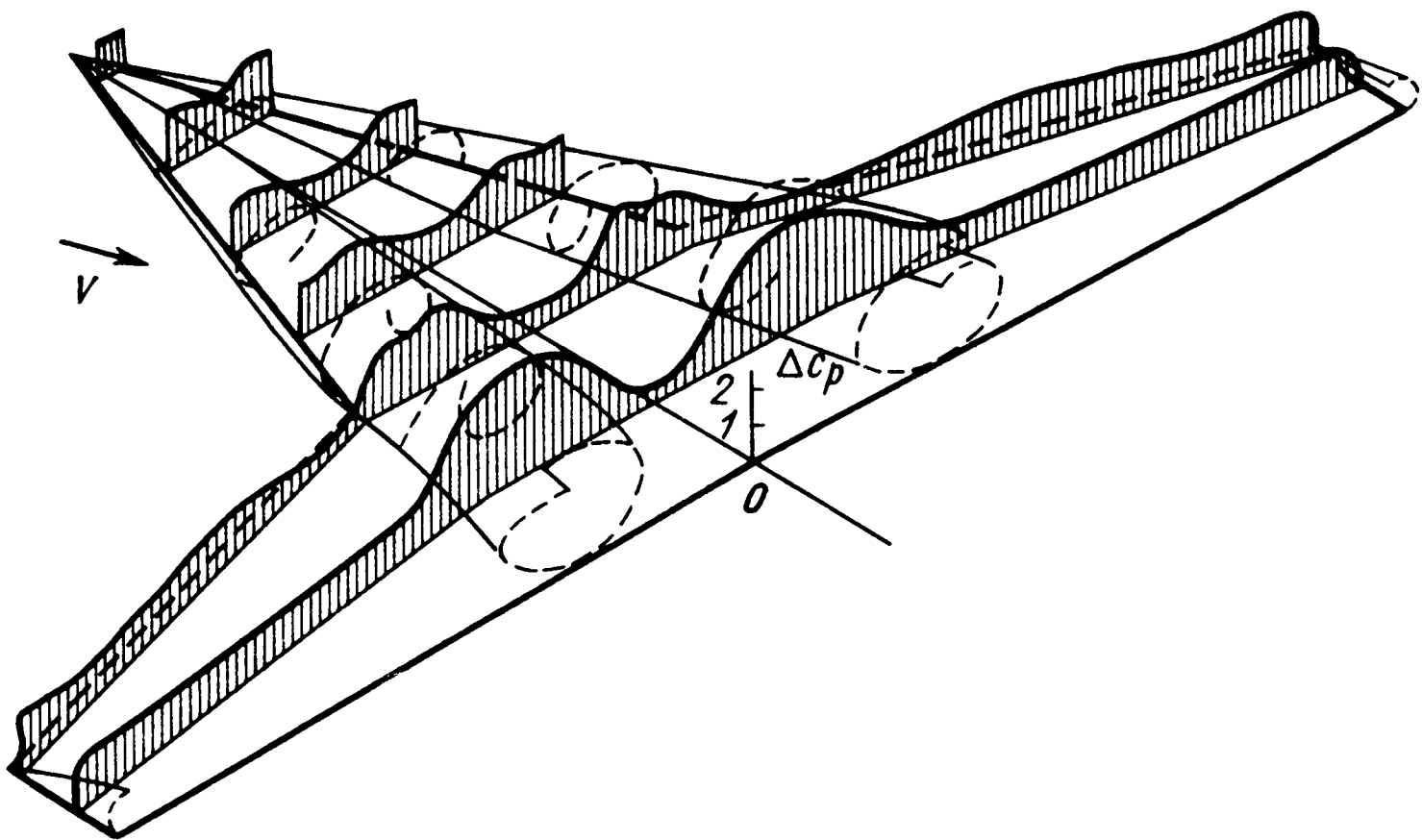


Рис. 3.53. Схема влияния носовых вихрей наплыва на распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла сложной формы в плане

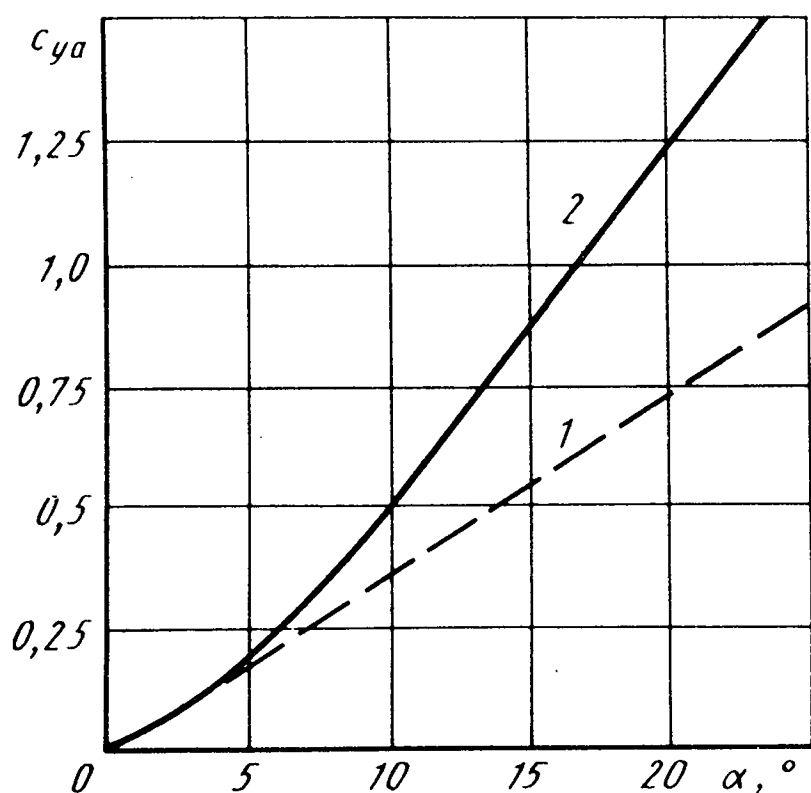


Рис. 3.54. График влияния носовых вихрей наплыва на зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} крыла сложной формы в плане от угла атаки α :
1 — без вихрей; 2 — с вихрями

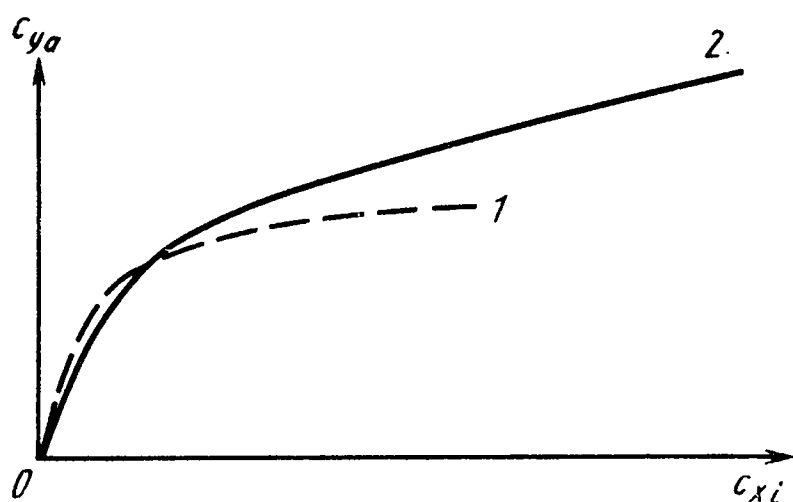


Рис. 3.55. График влияния наплыва на индуктивную полярю крыла сложной формы в плане:
1 — базовое крыло; 2 — крыло с наплывом

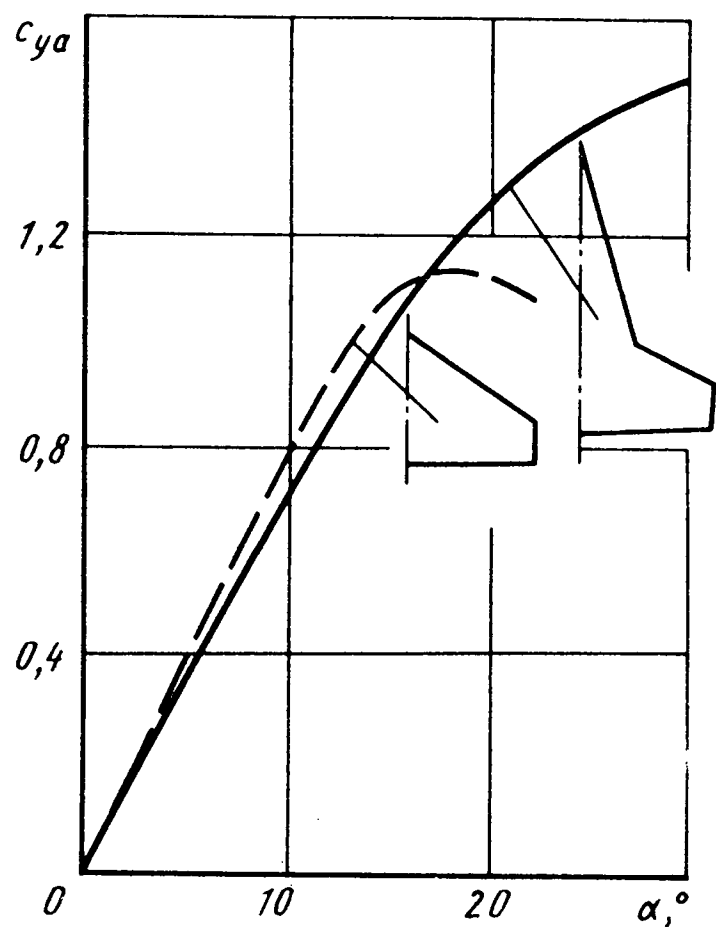


Рис. 3.56. График влияния наплыва на зависимость коэффициента подъемной силы крыла c_{ya} от угла атаки α

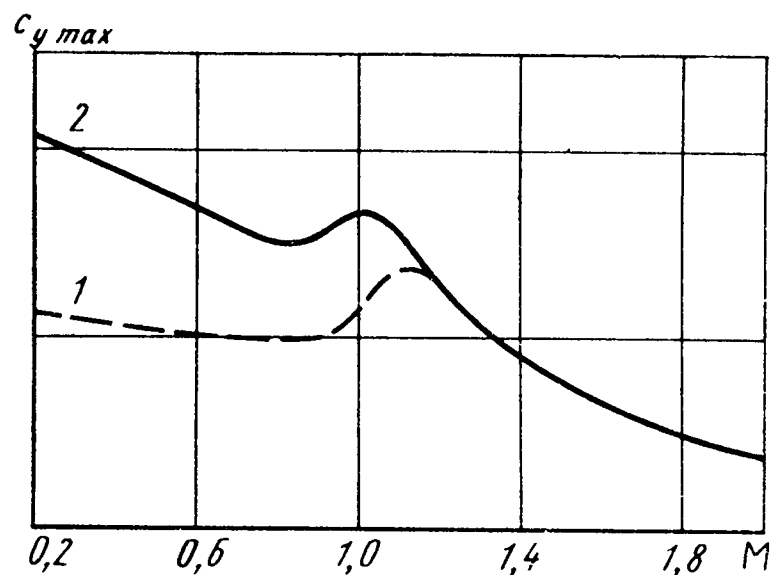


Рис. 3.57. График влияния наплыва на коэффициент $c_{y_{max}}$ крыла на дозвуковых скоростях:
1 — базовое крыло; 2 — крыло с наплывом

Мощные носовые вихри наплыва играют роль своеобразных "жидких" перегородок на верхней поверхности крыла. Как известно, на стреловидных крыльях широко использовались металлические перегородки (гребни) для предотвращения концевой срыва потока на больших углах атаки (см. рис. 3.24, б). На крыле с наплывом эту роль играют носовые вихри. Они практически ликвидируют концевой срыв потока на консольных частях такого крыла. Их действие аналогично по природе действию вихрей, образующихся на уступах, запилах, зубьях, применяющихся на стреловидных крыльях (см. рис. 3.24, в, г). Это подтверждают многочисленные эксперименты в аэродинамических трубах по визуализации картины обтекания крыльев с наплывами. Эффективность носовых вихрей по подавлению концевой срыва потока зависит от размеров и формы наплыва, т.е. от интенсивности вихрей.

В результате предотвращения концевой срыва увеличивается критический угол атаки: у современных самолетов, имеющих крылья с наплывами, критические углы атаки $\alpha_{кр} > 30^\circ \dots 40^\circ$ (рис. 3.56). Это позволяет получать на дозвуковых скоростях существенно большие значения коэффициентов $c_{y_{max}}$ (рис. 3.57), что значительно расширяет маневренные возможности самолетов.

Сравнительно небольшая стреловидность концевой части крыла, отсутствие концевой срыва повышают эффективность органов поперечного управления (элеронов, интерцепторов, флаперонов) на больших углах атаки. По той же причине возрастает эффективность взлетно-посадочной механизации, например закрылков.

3.13. Использование механизации крыла в полете

Давно известна способность закрылков увеличивать подъемную силу самолета. Однако до недавнего времени они применялись только на взлете и посадке для улучшения взлетно-посадочных характеристик и не использовались в полете, например, при маневрировании для увеличения нормальной перегрузки. Возникает вопрос: почему?

А дело в том, что при отклонении закрылка (рис. 3.58, а) возникающая на нем нормальная сила N_z увеличивает не только подъемную силу ($\Delta Y_z > 0$), но и лобовое сопротивление ($\Delta X_z > 0$). Аэродинамическое качество самолета при этом заметно уменьшается.

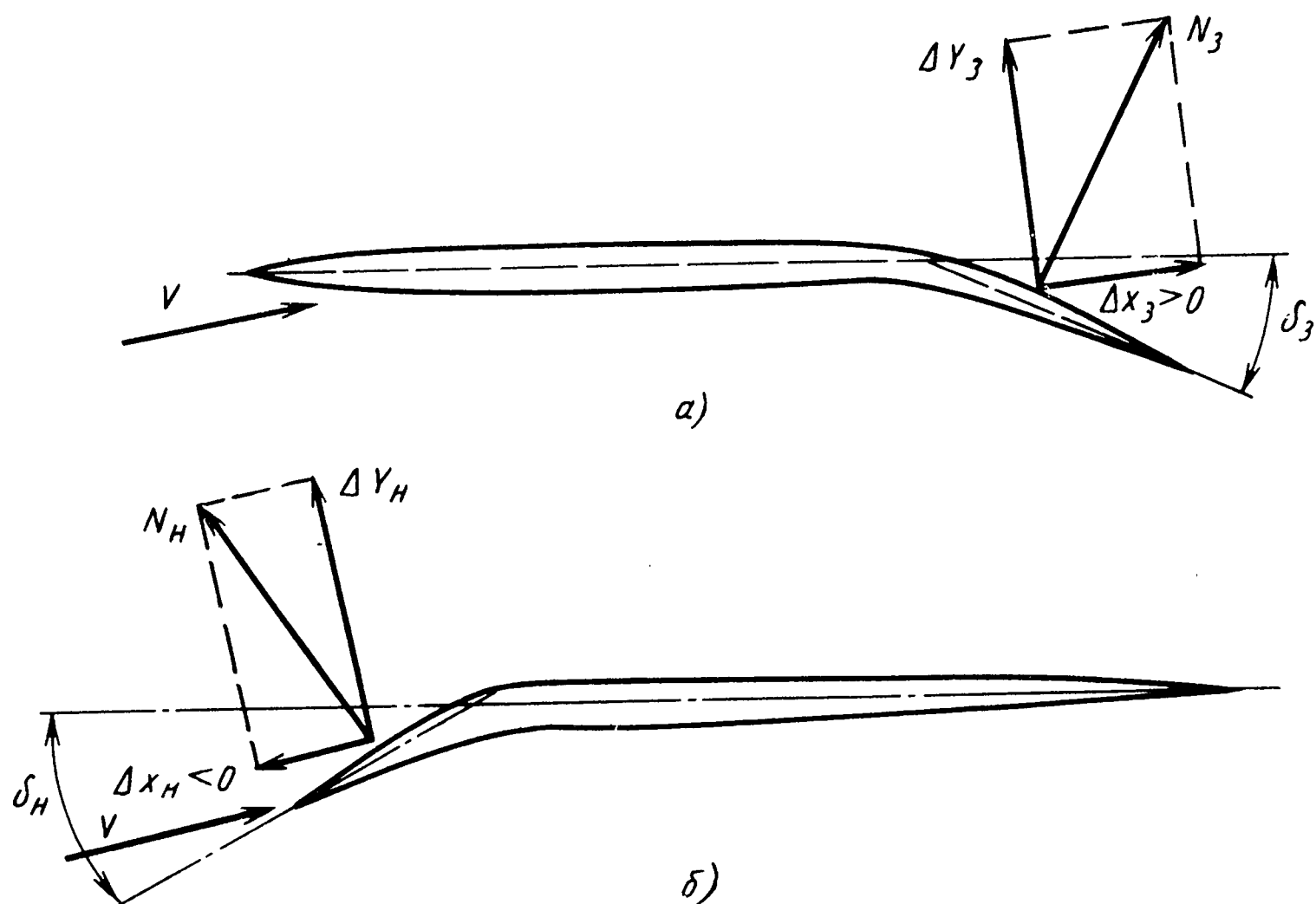


Рис. 3.58. Схемы сил:

а — на отклоненном закрылке; *б* — на отклоненном носке

Иная картина наблюдается при отклонении носка (рис. 3.58, *б*). возникающая на нем нормальная сила N_n увеличивает подъемную силу ($\Delta Y_n > 0$) и уменьшает индуктивное сопротивление ($\Delta X_n < 0$), так как реализуется составляющая нормальной силы, направленная вперед (аналог подсасывающей силы). (Приведенный здесь анализ и схемы сил на рис. 3.58 упрощены для понимания основной сущности явлений. В действительности при отклонении закрылков и носков дополнительные силы возникают не только на них, но и на остальной части крыла.) В результате возрастает аэродинамическое качество самолета. При этом наибольший эффект достигается в том случае, когда каждому углу атаки α соответствует вполне определенный оптимальный угол отклонения носков $\delta_n = \delta_n(\alpha)$, обеспечивающий безударный (тангенциальный) вход потока на переднюю кромку, т.е. по касательной к поверхности носка (рис. 3.59, *а*). Если это условие не выполняется, т.е. при изменении угла атаки угол отклонения носков остается постоянным $\delta_n = \text{const}$, то происходит отрыв потока с передней кромки на нижней или верхней поверхности (рис. 3.59, *б* и *в*), уменьшается подъемная сила, возрастает лобовое сопротивление, а аэродинамическое качество снижается по сравнению со случаем,

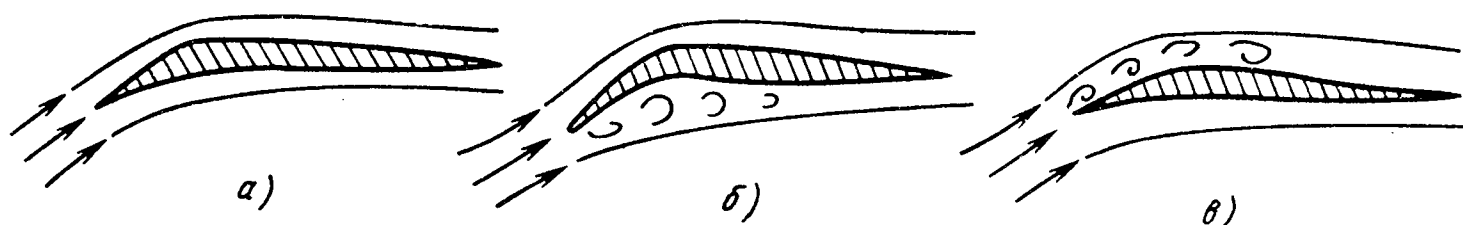


Рис. 3.59. Схемы обтекания крыла с отклоненным носком:

а — безударный вход (безотрывное обтекание); *б* — отрыв на нижней поверхности; *в* — отрыв на верхней поверхности

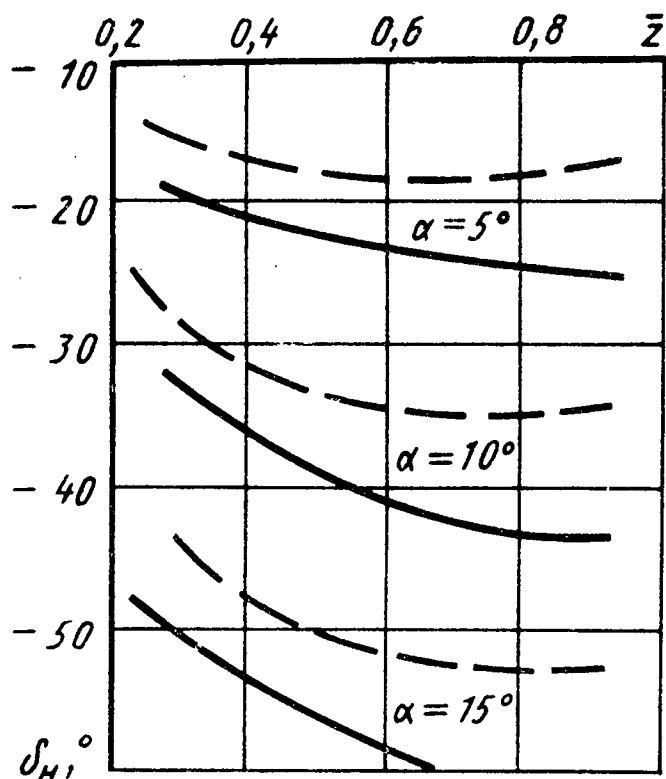


Рис. 3.60. Изменение потребных углов отклонения носков крыла δ_n по его размаху при различных углах атаки с отклоненными и неотклоненными закрылками:

- - - - $\delta_z = 0$; — $\delta_z = 10^\circ$

когда угол отклонения носков изменяется с изменением угла атаки [$\delta_n = \delta_n(\alpha)$].

Обеспечение безударного входа потока на переднюю кромку всего крыла является весьма сложной задачей. Дело в том, что на крыле конечного размаха истинные углы атаки в разных сечениях неодинаковы, следовательно, потребные углы отклонения носков для обеспечения безударного входа потока должны быть также различны. Кроме того, они зависят от формы крыла, углов атаки самолета α и отклонения закрылков δ_z .

На рис. 3.60 показано полученное расчетом на ЭВМ изменение потребных для обеспечения безударного входа потока углов отклонения носков δ_n по размаху консольной части крыла сложной формы в плане с наплывом при различных углах атаки α и отклонения закрылков δ_z . Видно, что вдоль размаха крыла углы δ_n сильно изменяются.

Кроме того, потребные углы отклонения носков зависят и от числа M полета. Поэтому реализовать безударный вход потока на переднюю кромку можно, разрезав носок крыла на отдельные секции, отклоня-

емые с помощью специальных автоматических устройств на разные углы в зависимости от углов атаки и отклонения закрылков, числа M . Практически же подбирается некоторый средний по размаху крыла и по углу атаки угол отклонения носков, на который они на определенных режимах полета отклоняются.

На рис. 3.61 сравниваются индуктивные поляры $c_{ya}(c_{xi})$ и зависимости аэродинамического качества K от коэффициента подъемной силы c_{ya} самолета в двух случаях: когда носки крыла не отклонены ($\delta_n = 0$); когда носки крыла отклонены на постоянный угол ($\delta_n = \text{const}$). Поскольку в этом случае угол отклонения носков является оптимальным только для некоторого одного угла атаки (некоторого

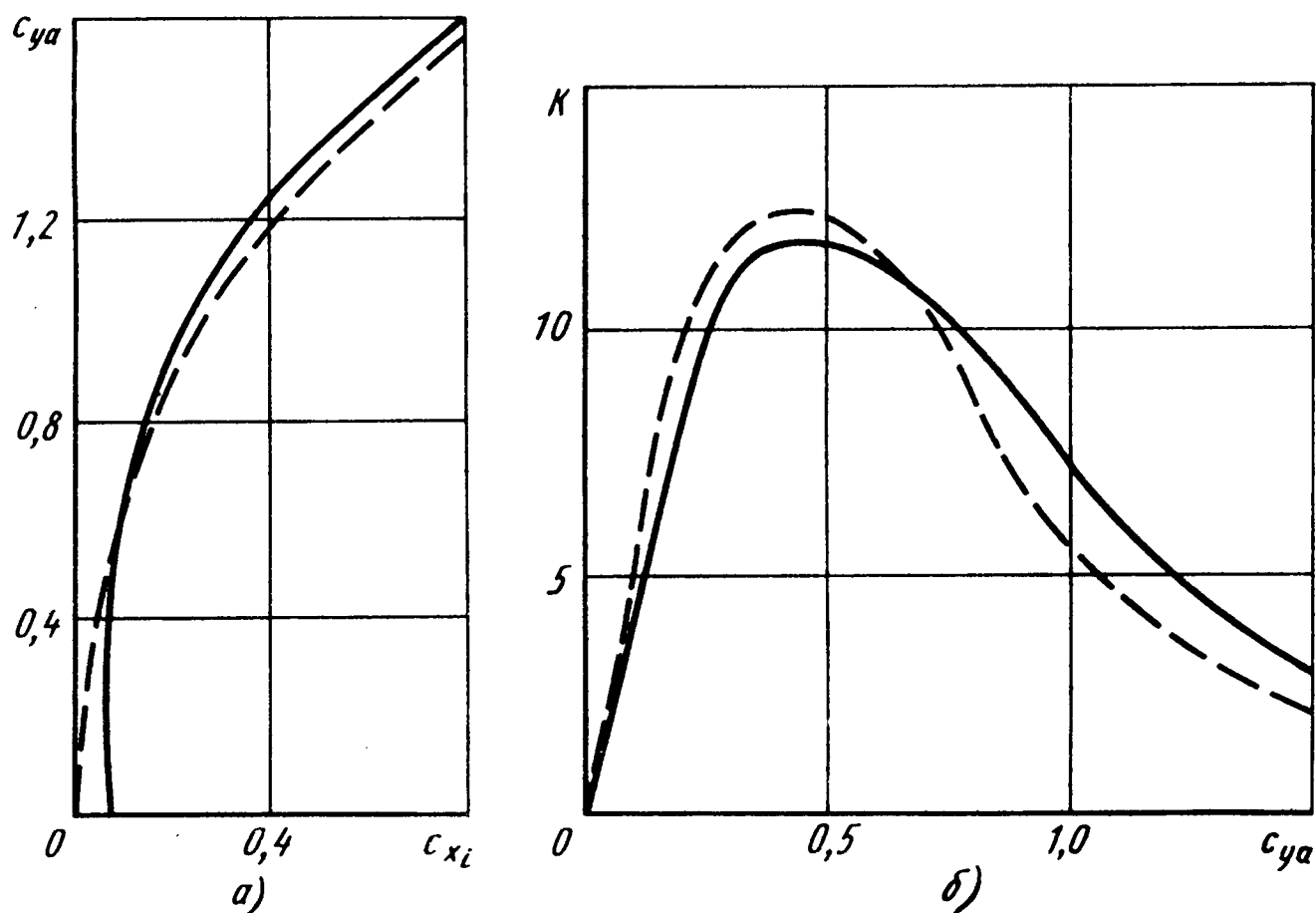


Рис. 3.61. Графики влияния отклонения носков крыла на индуктивную поляр самолета (а) и на зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы (б):

— — — $\delta_n = 0$; — $\delta_n = \text{const}$.

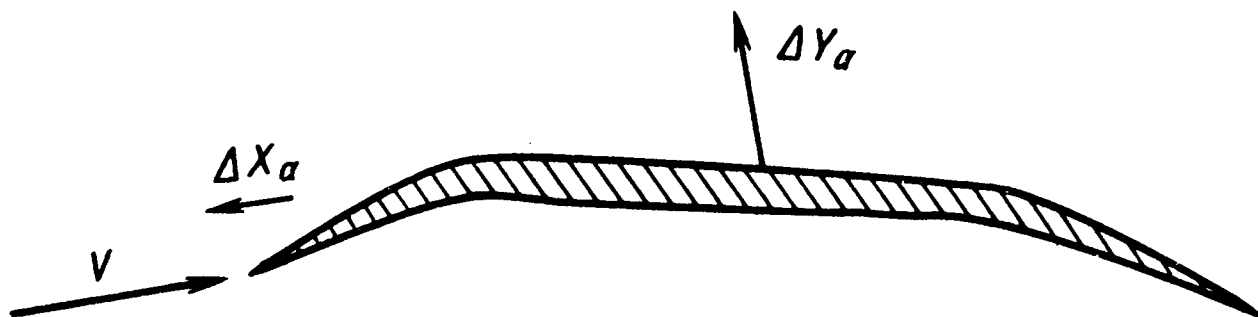


Рис. 3.62. Схема сил при одновременном отклонении закрылков и носков

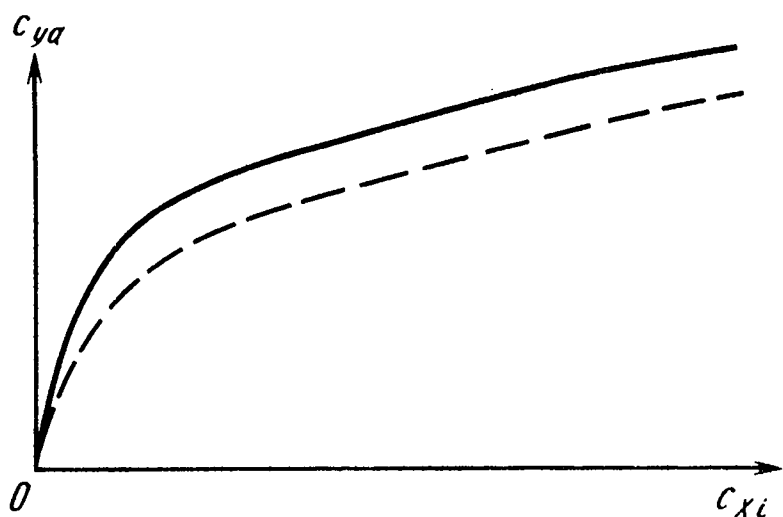


Рис. 3.63. График влияния отклонения органов механизации крыла на индуктивную поляру самолета:

- - - механизация не отклонена;
 ————— механизация отклонена на оптимальные углы

значения коэффициента c_{ya}), то при меньших углах атаки при отклонении носков индуктивное сопротивление возрастает (см. рис. 3.61, а), а аэродинамическое качество уменьшается (см. рис. 3.61, б). При увеличении угла атаки возрастает аналог подсасывающей силы на носке, индуктивное сопротивление уменьшается (см. рис. 3.61, а), а аэродинамическое качество повышается (см. рис. 3.61, б) по сравнению со случаем неотклоненных носков. Таким образом, отклонение носков на постоянный угол дает некоторый положительный эффект лишь на больших углах атаки.

Наибольший эффект, как показывают исследования, дает одновременное отклонение закрылков и носков. В этом случае (рис. 3.62) закрылки вызывают значительное увеличение подъемной силы ($\Delta Y_a > 0$), а носки уменьшают лобовое сопротивление ($\Delta X_a < 0$). В резуль-

тате улучшается протекание индуктивной поляры: она как бы смещается влево по сравнению со случаем отклонения только носков (см. рис. 3.61). Иначе говоря, при одном и том же значении коэффициента подъемной силы c_{ya} получается меньшее значение коэффициента индук-

тивного сопротивления c_{xi} , что обеспечивает возрастание аэродинамического качества K , особенно на больших углах атаки. Увеличивается также коэффициент $c_{y_{\max}}$ (рис. 3.63). Наибольший выигрыш

достигается на режиме безударного входа потока на переднюю кромку крыла с учетом не только угла атаки, но и отклоненных закрылков (см. рис. 3.60). Такое управление отклонением органов механизации в зависимости от угла атаки возможно с помощью специальных автоматических систем.

Применение эффективной механизации крыла в полете позволяет значительно улучшить не только взлетно-посадочные, но и маневренные характеристики самолета, увеличить дальность и продолжительность полета.

3.14. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов вертикального взлета и посадки

Особенностью самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) является то, что они могут совершать вертикальный подъем и спуск, а также зависание и развороты на месте. В этих случаях подъемная сила создается за счет силы тяги, большей или равной массе самолета и направленной вверх. Но после вертикального набора высоты СВВП должен перейти в горизонтальный полет. Для этого нужна горизонтальная тяга. Ее можно получить, имея на самолете маршевые двигатели или используя подъемно-маршевые двигатели с устройствами для поворота тяги, т.е. поворотное сопло или поворот самого двигателя. Таким образом, СВВП должны иметь высокую тяговооруженность.

По аэродинамической компоновке СВВП мало отличается от обычных самолетов, так как их основное боевое применение происходит на тех же режимах, что и обычных самолетов (горизонтальный полет, маневры в горизонтальной и вертикальной плоскостях). СВВП строят обычно по схеме моноплан с применением стреловидных крыльев умеренного удлинения ($\lambda = 2 \dots 4$). Для уменьшения влияния струи двигателей на обтекание самолета вблизи земли используется схема высокоплан, а крылу придают отрицательное поперечное V ($\psi = -2^\circ \dots -10^\circ$).

Влияние близости земли на СВВП во многом сходно с влиянием близости земли на аэродинамические характеристики самолетов. Однако имеются и существенные отличия. Они связаны с наличием мощных вертикальных струй. Горячие струи от подъемных двигателей вызывают (индуцируют) из окружающей среды вторичные течения, которые направлены сверху вниз (рис. 3.64) и изменяют силы и моменты, действующие на СВВП. За счет вторичных течений возникает поперечное обтекание самолета. На верхних поверхностях самолета этот поперечный поток незначительно изменяет давление, а на нижних поверхностях за счет эжекции давление падает, в результате подъемная сила

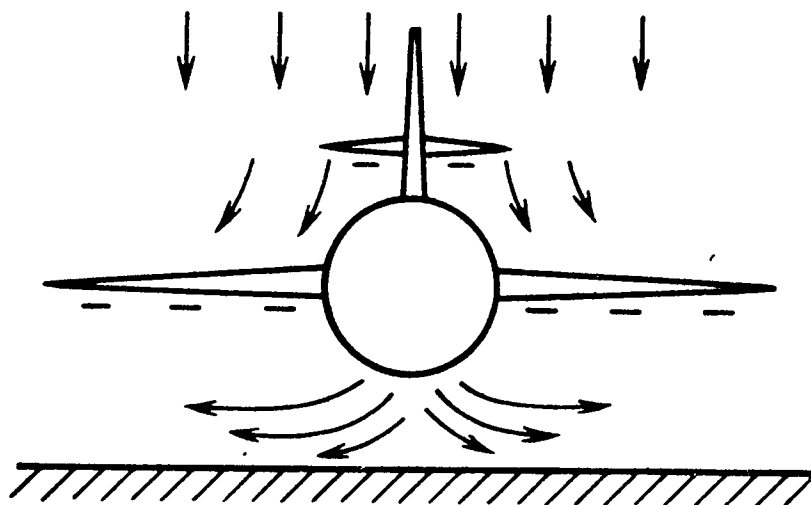


Рис. 3.64. Схема влияния струи подъемного двигателя на обтекание СВВП вблизи земли

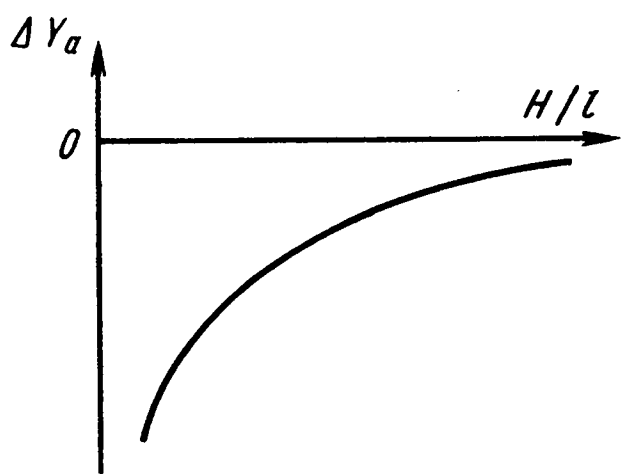


Рис. 3.65. Зависимость потерь подъемной силы СВВП от относительного расстояния до земли

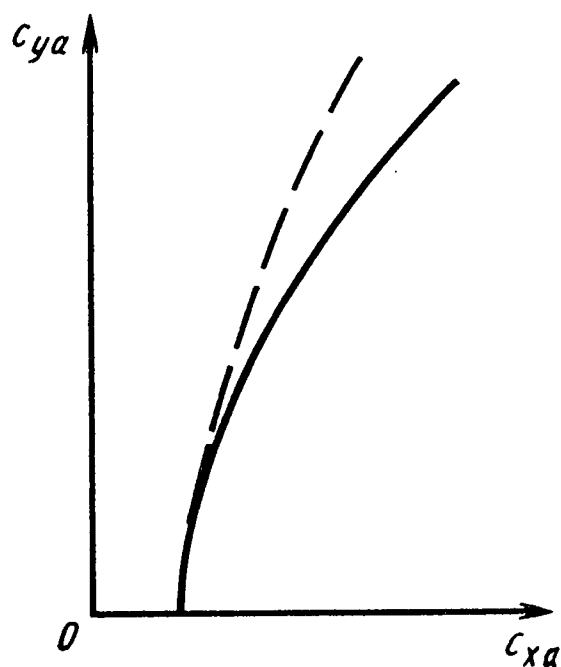


Рис. 3.66. График влияния струи подъемного двигателя СВВП на его поляру:

- - - без струи; — со струей

самолета уменьшается ($\Delta Y_a < 0$). Чем меньше расстояние от самолета до поверхности земли, тем сильнее проявляются эти вторичные эффекты, тем больше потери подъемной силы (рис. 3.65).

Из-за влияния струи в полете происходит перераспределение давления по поверхности самолета, увеличивается его лобовое сопротивление, ухудшается поляра (рис. 3.66), а аэродинамическое качество снижается. Появляются также дополнительные моменты крена, рысканья и тангажа, величина которых зависит от соотношения скоростей полета и струи. Кроме того, горячие газы нагревают окружающий воздух, который, попадая в воздухозаборники, уменьшает тягу двигателей (имеет место тепловое воздействие близости земли). Струи двигателей растекаются по поверхности земли. Все отмеченные эффекты и особенности учитываются при разработке аэродинамической компоновки СВВП, в частности при выборе расположения крыла, оперения, двигателей, воздухозаборников.

Наиболее сложным для СВВП является переходный режим, т.е. переход от вертикального подъема в горизонтальный полет и от горизонтального полета в вертикальный спуск. На этих режимах обычные аэродинамические стабилизирующие и управляющие поверхности не работают или малоэффективны.

Поэтому на СВВП для обеспечения устойчивости и управляемости используются газовые рули, которые устанавливаются в концевых частях крыла, в носовой и хвостовой частях фюзеляжа. По мере увеличения скорости полета эти рули передают свои функции обычным аэродинамическим органам.

3.15. Улучшение аэродинамических характеристик самолетов энергетическими методами

Энергетические методы улучшения аэродинамических характеристик самолетов основаны на использовании газовых струй, выдуваемых из различных частей самолета, включая и основную струю двигателей. Принцип действия энергетических систем состоит не только в создании реактивных сил, но и прежде всего в положительной интерференции газовых струй с основным потоком и поверхностью самолета (крылом, оперением, фюзеляжем). Эта интерференция приводит к образованию дополнительной циркуляции потока (суперциркуляции), сущность которой состоит в дополнительном разгоне потока и уменьшении давления на верхних поверхностях, торможении потока и увеличении давления на нижних под воздействием газовой струи (рис. 3.67). При этом приращение подъемной силы может на порядок превышать величину реактивной силы струи

$$R = m_s V_s \quad (3.9)$$

К энергетическим методам улучшения аэродинамических характеристик относятся: управление пограничным слоем (сдув и отсос); струйная механизация; эжекторная механизация; струйно-эжекторная механизация; выдув струй на нижнюю или верхнюю поверхность крыла вдоль хорды или размаха; отклонение вектора тяги в полете.

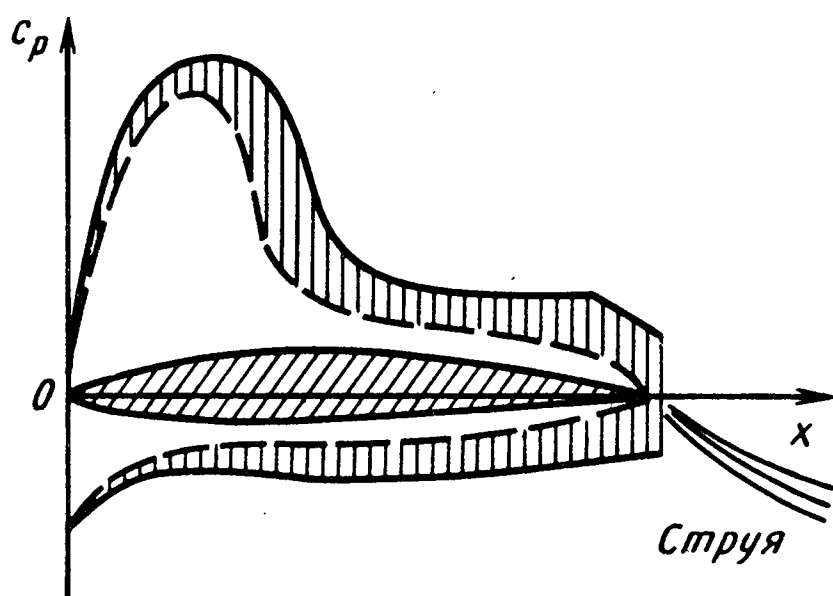


Рис. 3.67. График влияния струй на распределение коэффициента давления C_p в сечении крыла:

- - - без струй; — со струей

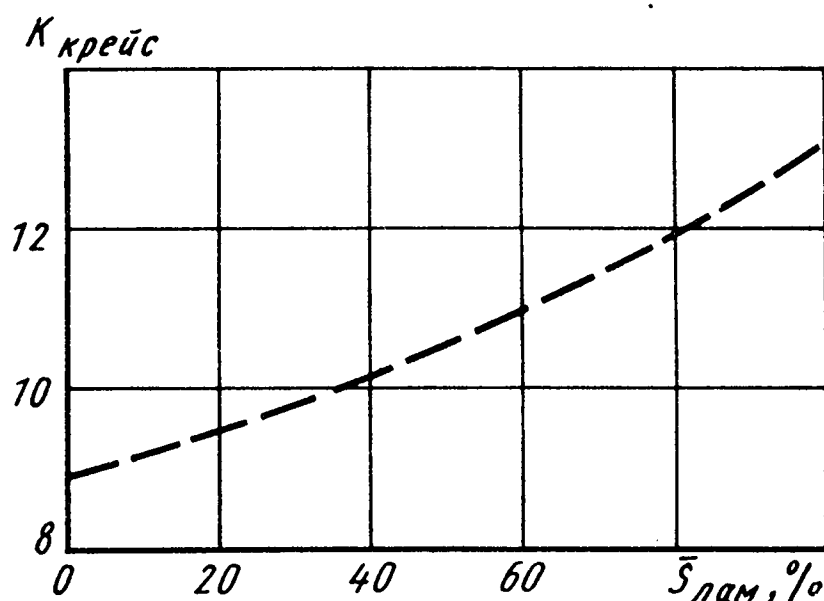


Рис. 3.68. График влияния ламинаризации пограничного слоя на аэродинамическое качество самолета

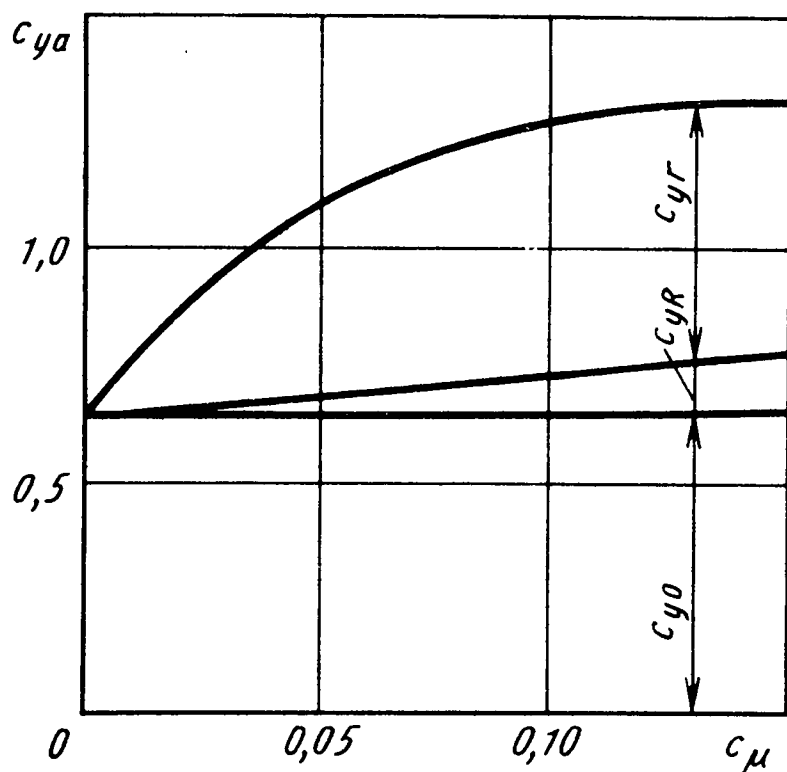
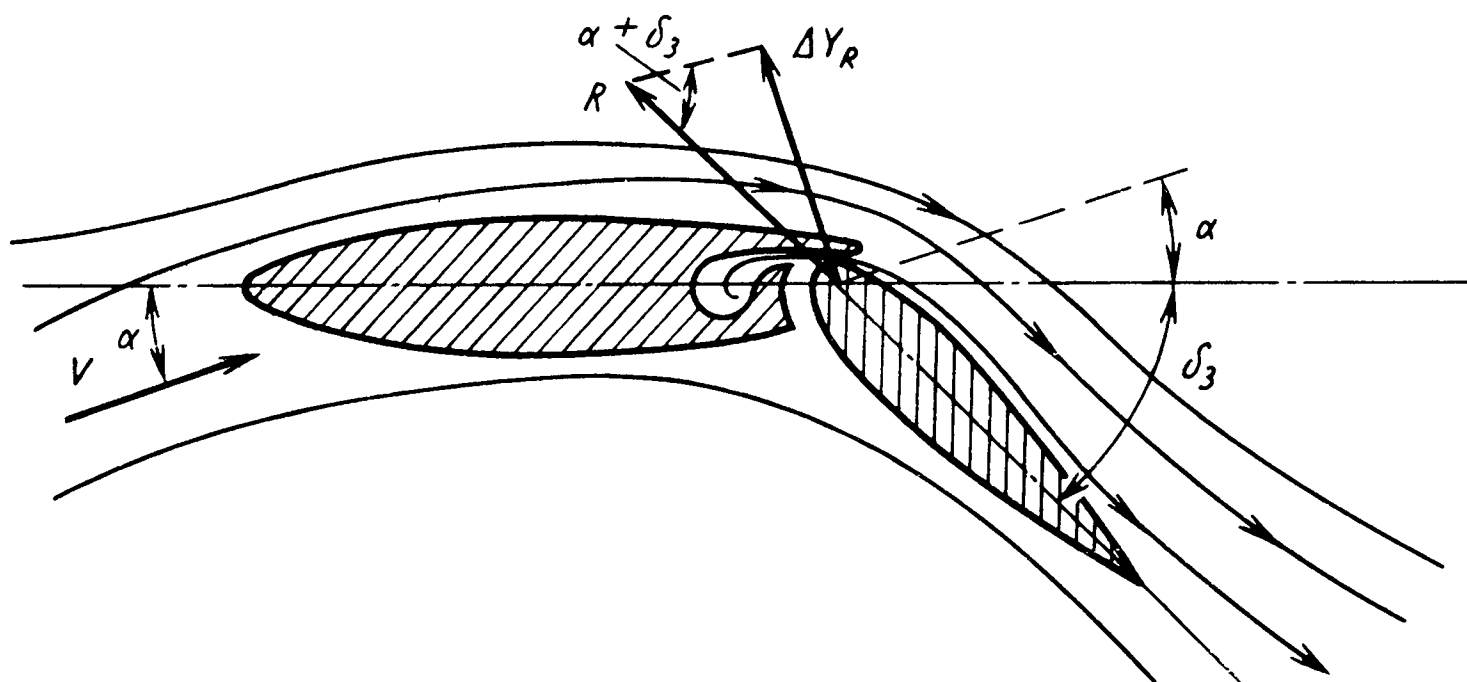


Рис. 3.69. Схема аэродинамических сил при выдуве струи на верхнюю поверхность закрылка

Рис. 3.70. Зависимость коэффициента подъемной силы c_{ya} от коэффициента импульса струи c_{μ}

Управление пограничным слоем (сдув или отсос) вызывает увеличение скорости в пограничном слое, переход турбулентного слоя в ламинарный. Это позволяет уменьшить сопротивление трения (см. рис. 3.5) и повысить аэродинамическое качество самолета. На рис. 3.68 показана зависимость аэродинамического качества (K) тяжелого самолета от относительной площади оmyваемой поверхности ($\bar{S}_{\text{лам}}$), на которой путем отсоса обеспечено ламинарное обтекание.

Как указывалось выше, эффективность обычной механизации крыла (закрылков) ограничивается срывом потока при увеличении угла отклонения δ_3 или угла атаки α . Сдув пограничного слоя путем выдува на закрылок струи отбираемого от двигателя газа позволяет затянуть срыв потока на большие углы атаки или отклонения закрылков и увеличить несущие свойства крыла на взлете и посадке. При этом увеличение подъемной силы происходит не только за счет составляющей реактивной силы R (рис. 3.69), но и за счет ликвидации отрыва

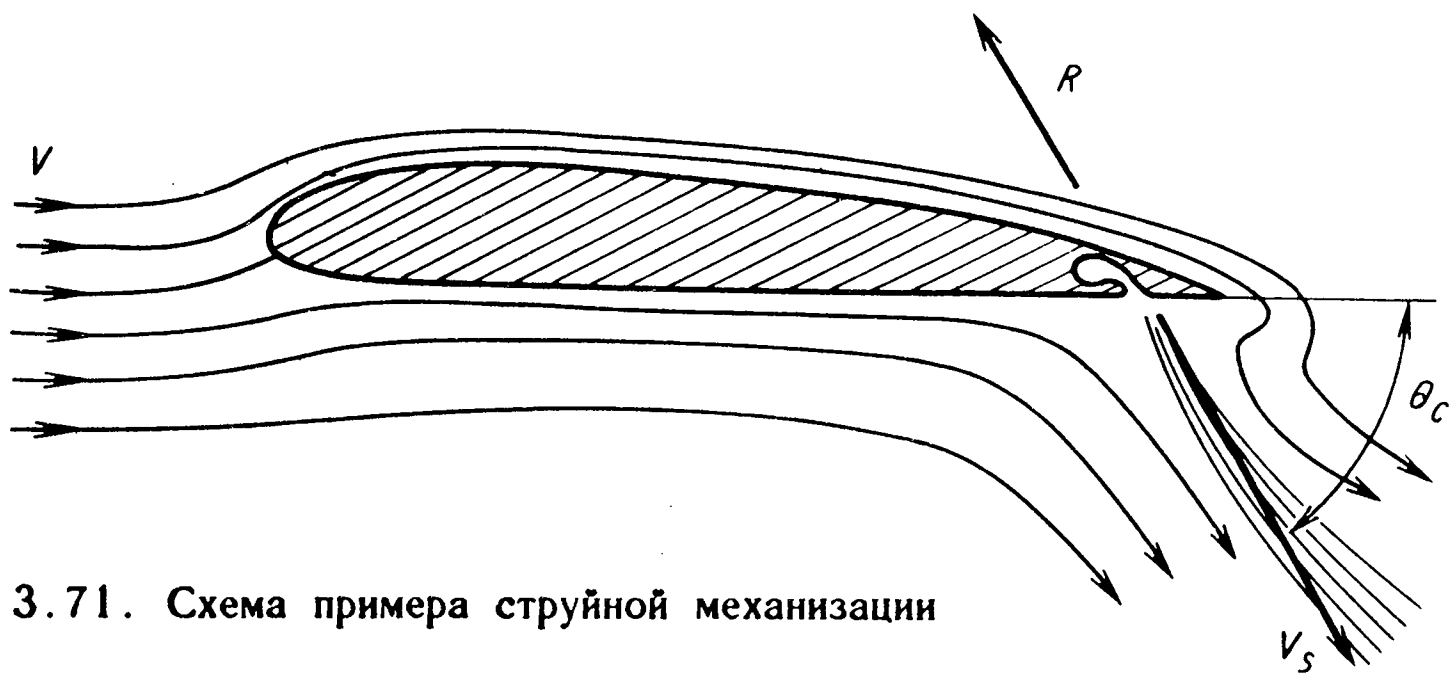


Рис. 3.71. Схема примера струйной механизации

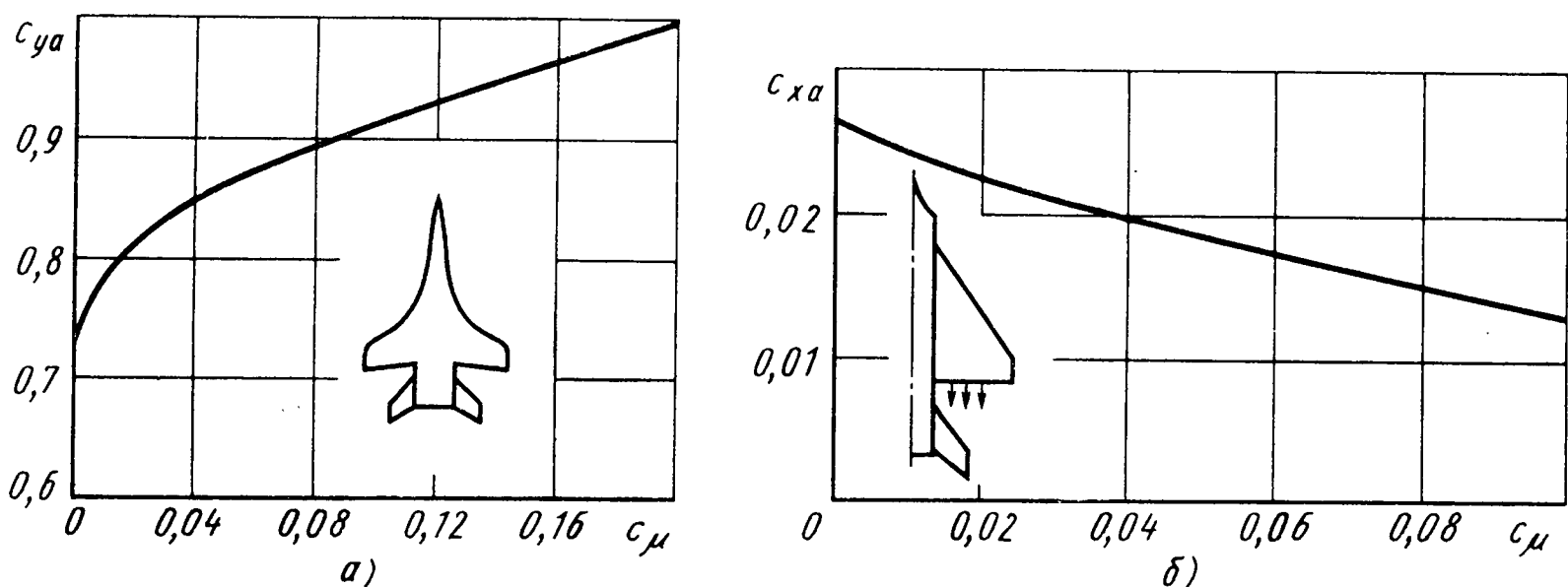


Рис. 3.72. Графики влияния струйной механизации на коэффициенты:

а — подъемной силы ($M = 0,2$; $\alpha = 10^\circ$; $\theta_c = 30^\circ$); б — лобового сопротивления ($M = 0,6$; $c_\mu = 0,2$; $\theta_c = 30^\circ$) самолета

потока на закрылке и увеличения угла его отклонения, а также за счет эффекта суперциркуляции (рис. 3.70): $c_{y\Sigma} = c_{y0} + c_{yR} + c_{y\Gamma}$, где c_{y0} — коэффициент подъемной силы без сдува; c_{yR} и $c_{y\Gamma}$ — приращения коэффициента за счет реактивной силы и за счет суперциркуляции. Из рис. 3.69 видно, что приращение подъемной силы за счет реактивной составляющей $\Delta Y_R = R \sin(\alpha + \delta_3)$, откуда с учетом выражений (2.10) и (3.9) получим $c_{yR} = c_\mu \sin(\alpha + \delta_3)$. Приращения c_{yR} и $c_{y\Gamma}$ зависят от коэффициента импульса струи c_μ (см. рис. 3.70), особенно сильно при малых значениях c_μ . Так, применение системы сдува пограничного слоя на маневренном самолете с треугольным крылом позволило увеличить угол отклонения закрылков с

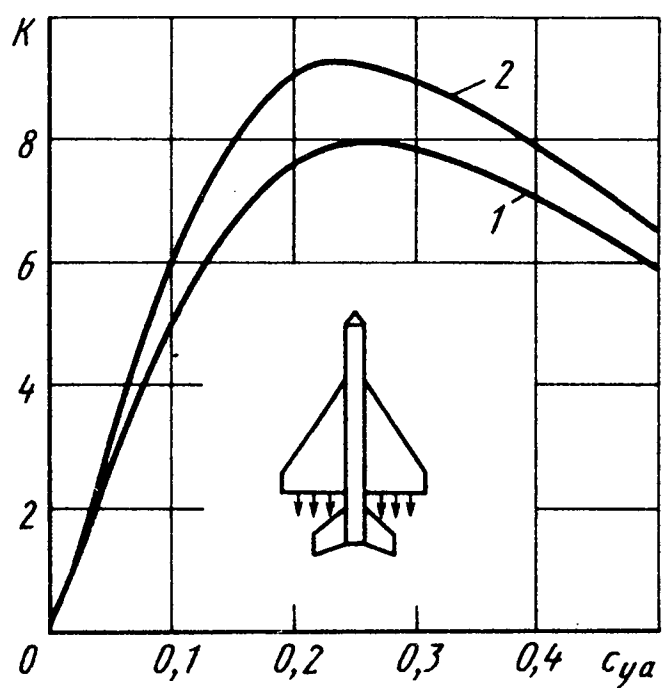


Рис. 3.73. Графики влияния струйной механизации на аэродинамическое качество самолета ($M = 0,6$; $\theta_c = 30^\circ$):

$$1 - c_{\mu} = 0; \quad 2 - c_{\mu} = 0,02$$

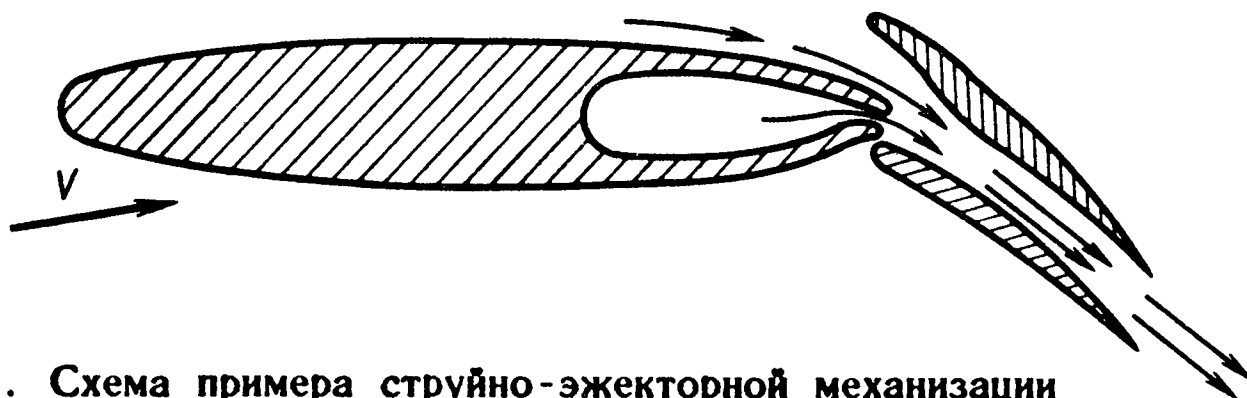


Рис. 3.74. Схема примера струйно-эжекторной механизации

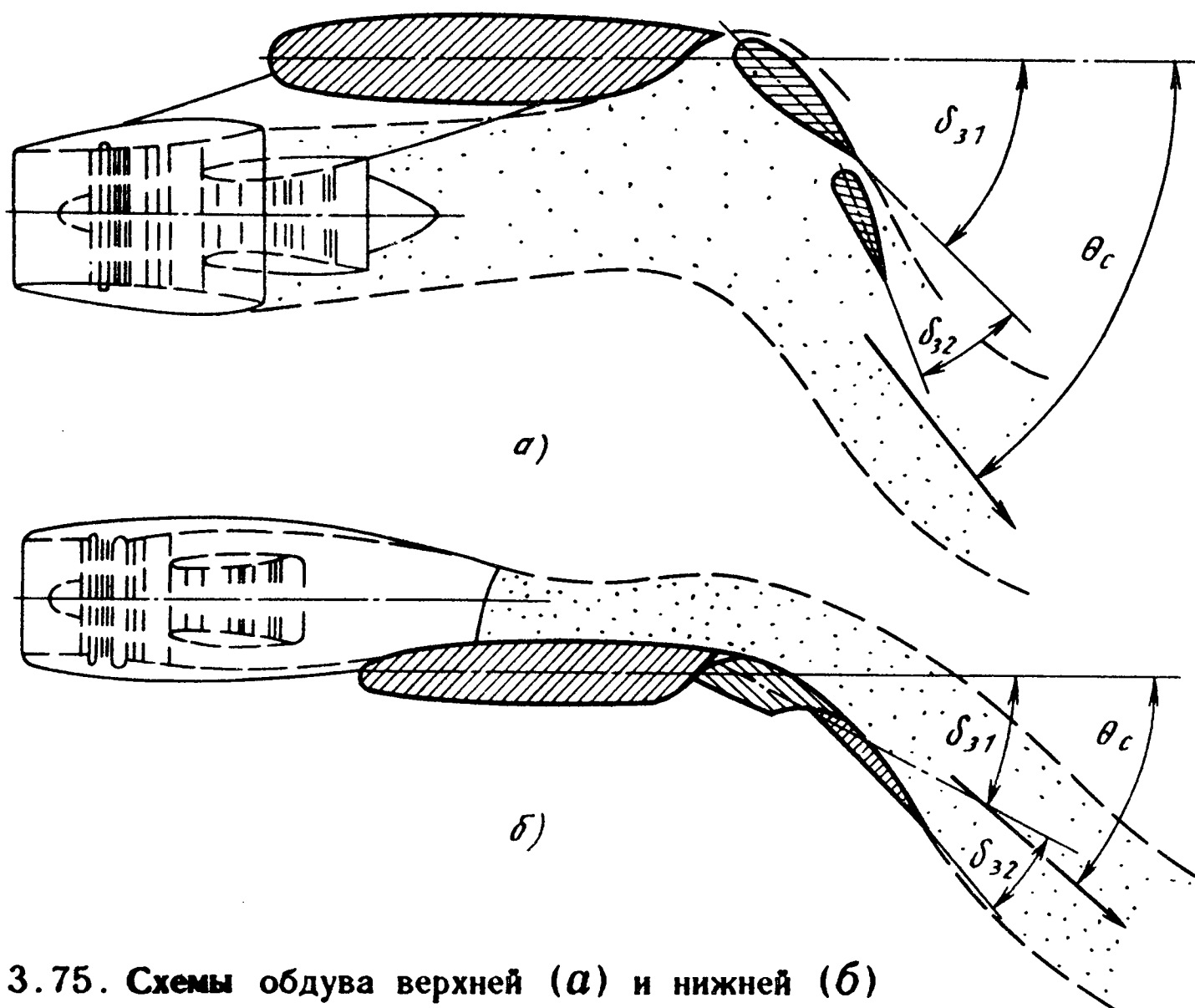


Рис. 3.75. Схемы обдува верхней (а) и нижней (б) поверхностей крыла струей реактивного двигателя

Рис. 3.76. Зависимости коэффициента подъемной силы c_{ya} от коэффициента

тяги c_T при обдуве верхней и нижней поверхностей крыла струями реактивных двигателей ($\alpha = 10^\circ$):

- - - обдув верхней поверхности;
 — обдув нижней поверхности

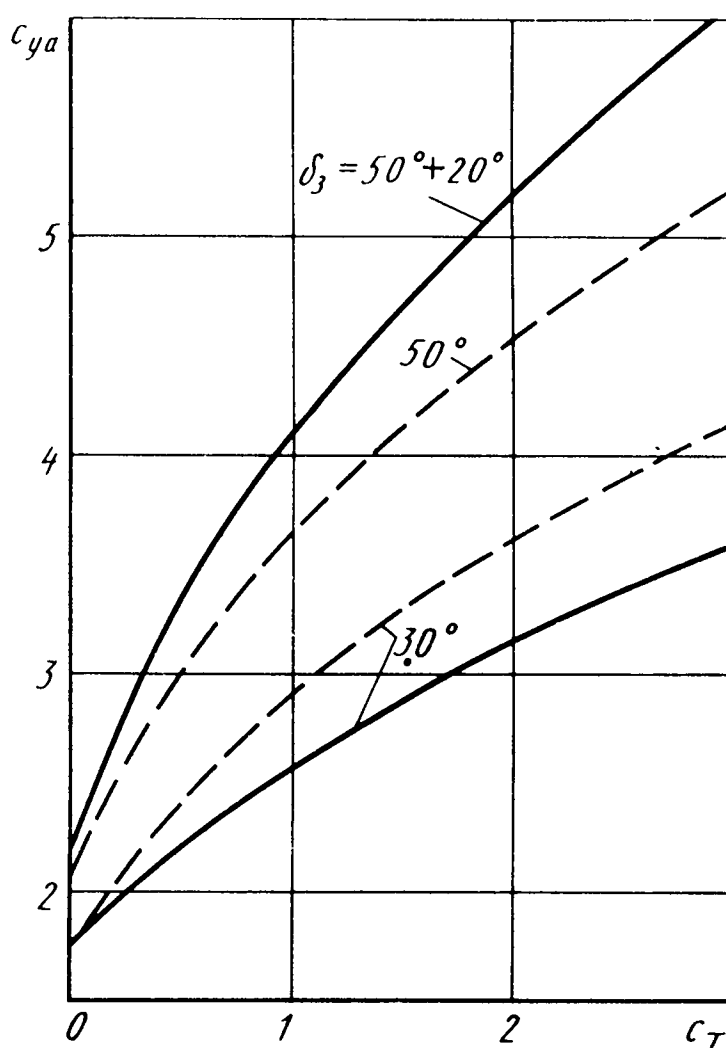
$\delta_z = 25^\circ$ до $\delta_{z.спс} = 45^\circ$, а приращение коэффициента подъемной силы при отклонении закрылков с $\Delta c_{y_z} = 0,13$ до $\Delta c_{y_{z.спс}} = 0,33$.

Струйная механизация основана на отборе газа от двигателя и выдуве тонких струй по задним кромкам крыла под некоторым углом θ_c к плоскости хорд (рис. 3.71). Применение струйной механизации (реактивных закрылков) позволяет увеличить коэффициент подъемной силы (рис. 3.72, а), уменьшить коэффициент лобового сопротивления (рис. 3.72, б) и повысить аэродинамическое качество (рис. 3.73).

В струйно-эжекторной механизации дополнительный эффект получается за счет эжекции воздуха с верхней поверхности крыла и увеличения там разрежения потока (рис. 3.74). С этой целью закрылок выполняется в виде плоского сопла, в которое выдувается газ, отобранный от двигателя.

При выдуве струй двигателей на нижнюю (рис. 3.75, а) или верхнюю (рис. 3.75, б) поверхности крыла вдоль хорды (продольный обдув) эффект состоит в развороте струй отклоненными закрылками. При этом во втором случае реализуется так называемый эффект Коанда — прилипание струи к искривленной верхней поверхности за счет разрежения в области между струей и этой поверхностью вследствие эжекции струи.

На рис. 3.76 приведены зависимости коэффициента подъемной силы c_{ya} от коэффициента тяги $c_T = P/(qS)$ (P — тяга двигателей) при обдуве нижней и верхней поверхности. Видно, что при малых углах отклонения закрылков δ_z более эффективен верхний обдув, а при



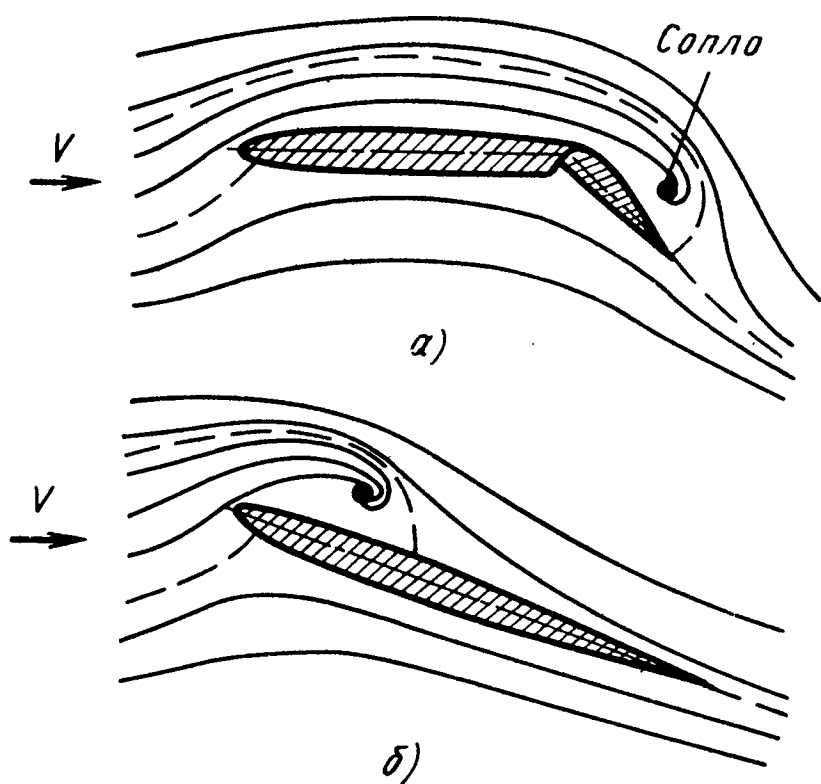


Рис. 3.77. Схемы выдува струй вдоль размаха крыла:
а — у задней кромки над закрылком; **б** — у передней кромки над крылом

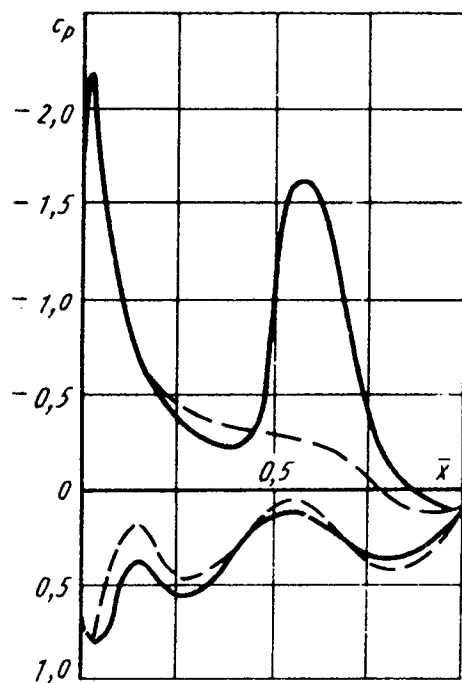


Рис. 3.78. График влияния струи на распределение коэффициента давления в сечении крыла:
 - - - без струи; — со струей

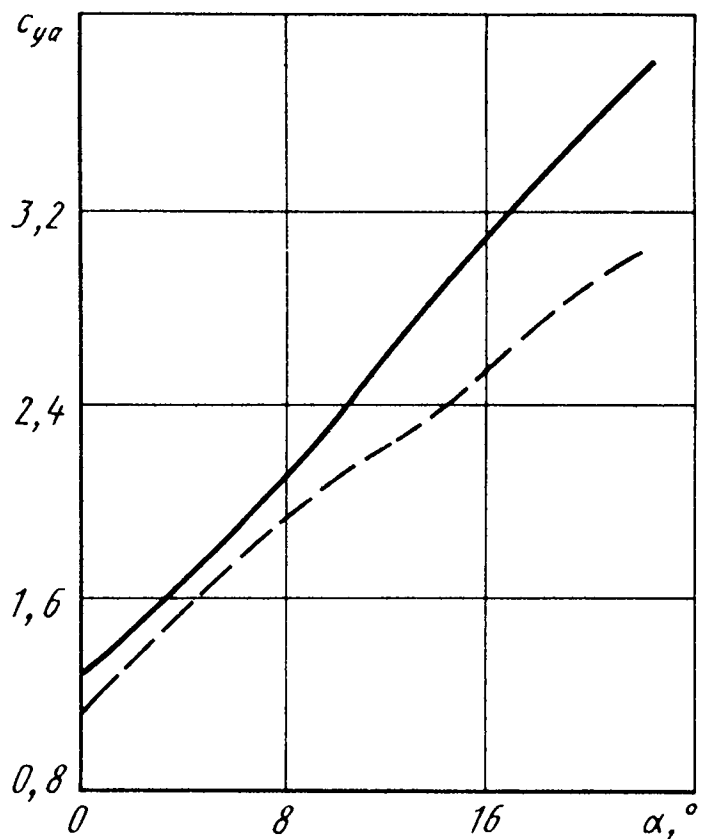


Рис. 3.79. График влияния струи на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки ($M = 0,17$, $\delta_z = 15^\circ$):
 - - - без струи; — со струей

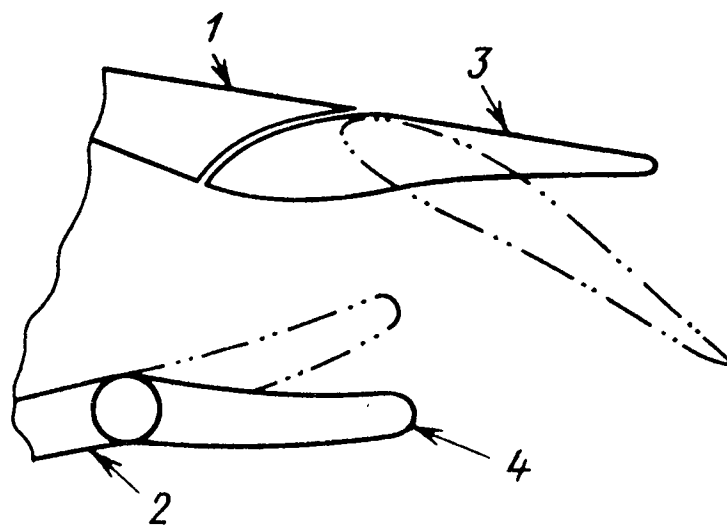


Рис. 3.80. Схема специальных щитков плоского сопла для отклонения струи двигателя:
 1 и 2 — верхняя и нижняя поверхности крыла; 3 — щиток для отклонения струи; 4 — щиток для регулирования площади сопла

больших — нижний. Дело в том, что при верхнем обдуве сильно искривленной поверхности не полностью реализуется эффект Коанда — струя отрывается от верхней поверхности.

Выдув струй вдоль размаха крыла (поперечный выдув) на нижней поверхности осуществляется обычно вблизи задней кромки и влияние его аналогично действию жидкого интерцептора — поток перед струей тормозится, давление на нижней поверхности повышается. При выдуве струй вдоль размаха на верхней поверхности, например, вблизи передней кромки или носка закрылка (рис. 3.77), образуется устойчивое вихревое течение, аналогичное полезному отрыву на передних кромках треугольных крыльев малого удлинения или наплыва крыльев сложной формы в плане. При этом на верхней поверхности крыла под вихрем значительно возрастает разрежение потока (рис. 3.78). В обоих случаях — и при выдуве на нижней поверхности, и при выдуве на верхней — несущие свойства повышаются (рис. 3.79).

Дополнительно отметим, что поперечный выдув струй:

дает наибольший эффект на крыле без наплыва (на передних кромках наплыва и при отсутствии струи образуются устойчивые вихри);

улучшает устойчивость самолета по крену вследствие образования устойчивых вихрей и стабилизации обтекания крыла в широком диапазоне углов атаки;

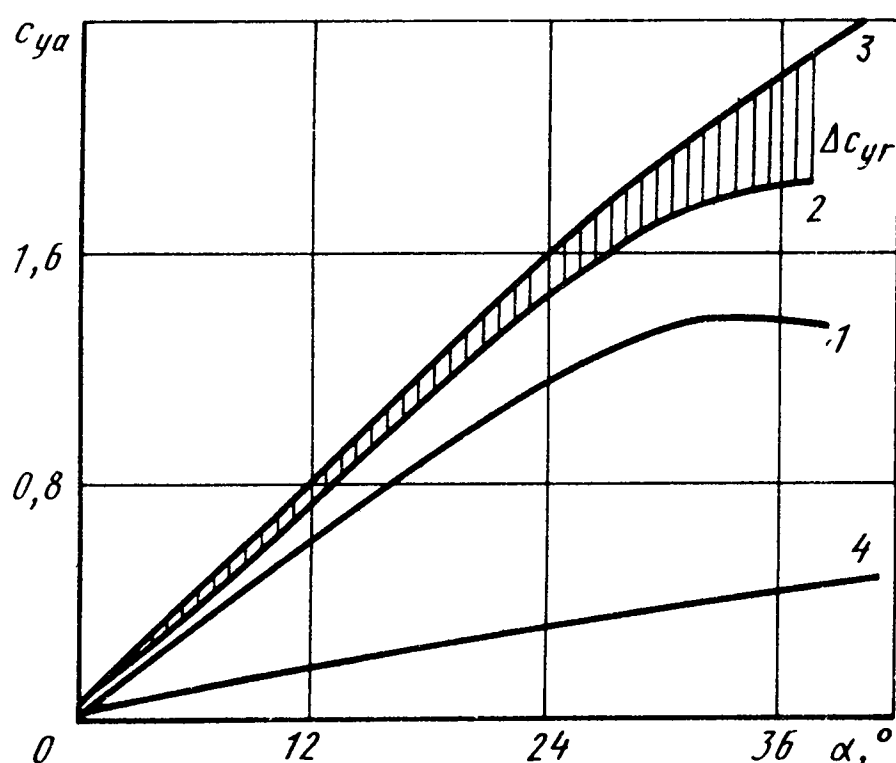
повышает эффективность руля направления, так как струи смещают в стороны спутный след от крыла и фюзеляжа;

ослабляет бафтинг оперения вследствие стабилизации обтекания крыла.

Для отклонения вектора тяги в полете на самолетах применяются плоские сопла (рис. 3.80). Эти сопла имеют специальные щитки для

Рис. 3.81. График влияния отклонения вектора тяги на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки ($c_{\mu} = 0,68$; $\theta_c = 3^\circ$):

1 — без струй; 2 — с учетом реактивной составляющей; 3 — с учетом реактивной составляющей и суперциркуляции; 4 — реактивная составляющая



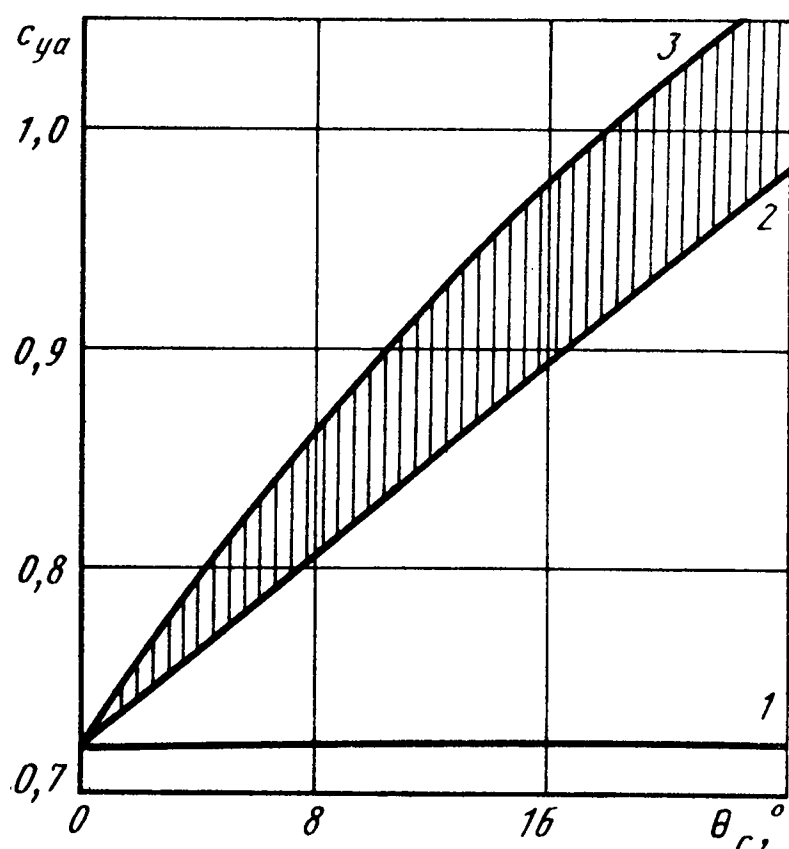


Рис. 3.82. Зависимость коэффициента подъемной силы самолета от угла поворота струн двигателя θ_c ($c_\mu = 0,68$, $\alpha = 12^\circ$):

1 — без струн; 2 — с учетом реактивной составляющей; 3 — с учетом реактивной составляющей и суперциркуляции

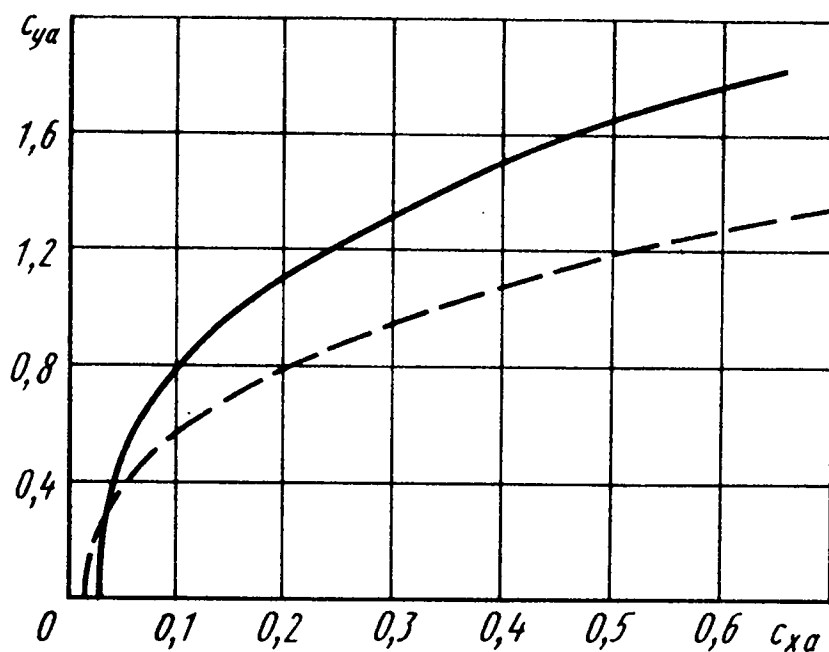


Рис. 3.83. График влияния отклонения вектора тяги на поляру самолета:

- - - без струн; — со струей ($c_\mu = 0,68$; $\theta_c = 3^\circ$)

отклонения струи на некоторый угол θ_c . При этом изменяются составляющие силы тяги. В частности, появляется дополнительная подъемная сила, коэффициент которой

$$\Delta c_{yR} = c_\mu \sin(\alpha + \theta_c).$$

Кроме того, реализуется положительная интерференция между струей, поверхностью самолета и обтекающим его потоком, т.е. образуется суперциркуляция. В результате коэффициент подъемной силы самолета возрастает (рис. 3.81) не только за счет составляющей силы тяги 2, но и вследствие образования суперциркуляции 3. Прирост коэффициента подъемной силы, естественно, зависит от угла поворота струи θ_c (рис. 3.82).

Отклонение вектора тяги, как и в случае струи подъемного двигателя СВВП, может вызвать увеличение сопротивления, особенно на малых углах атаки. Однако вследствие значительного увеличения коэффициента подъемной силы на больших углах атаки протекание поляры улучшается: при том же значении коэффициента подъемной силы c_{ya} получается меньшее значение коэффициента лобового сопротивле-

ния c_{xa} (рис. 3.83). Аэродинамическое качество самолета при этом увеличивается.

При отклонении вектора тяги значительно возрастает пикирующий момент и усложняется проблема продольной балансировки самолета. Наибольшее просто она решается в схеме "утка" или в схеме "триплан", т.е. в нормальной схеме с дополнительным передним горизонтальным оперением – за счет отклонения переднего горизонтального оперения. Следует также отметить, что именно в схеме "утка" можно реализовать наибольший эффект от отклонения вектора тяги: струя находится вблизи основной несущей поверхности – крыла и обеспечивает значительную суперциркуляцию.

Приведенные данные показывают, что энергетические методы позволяют в широких пределах изменять подъемную силу, лобовое сопротивление и аэродинамическое качество самолетов. Однако их практическое использование связано с решением ряда проблем. Во-первых, эти методы для создания струй требуют значительного количества газа. Этот газ может быть отобран от основных двигателей (сопровождается потерями тяги) или получен в специальных установках (вызывает увеличение массы самолета). Увеличивают массу самолета и устройства для подвода газа к местам выдува. Во-вторых, эффективность энергетических методов резко падает при увеличении числа M , так как из-за роста скоростного напора (q) уменьшаются располагаемые значения коэффициента импульса струи (c_μ). В-третьих, при выдуве струй существенно изменяется момент тангажа и возникают трудности балансировки самолета.

3.16. Некоторые особенности аэродинамики новых органов управления самолетом

Из числа новых органов управления рассмотрим особенности работы флаперонов, генераторов вихрей, дифференциально отклоняемых предкрылков, струйно-эжекторной механизации.

Расположение флаперонов, выполняющих функции закрылков и элеронов, примерно посредине полуразмаха крыла обусловлено рядом причин. С одной стороны, элероны на тонких стреловидных крыльях вблизи их концов теряют свою эффективность с ростом углов атаки из-за концевых срывов потока и вредного влияния упругих деформаций крыла. Но даже и на малых углах атаки нецелесообразно использовать элероны на высоконагруженных концах крыльев с умеренной и большой

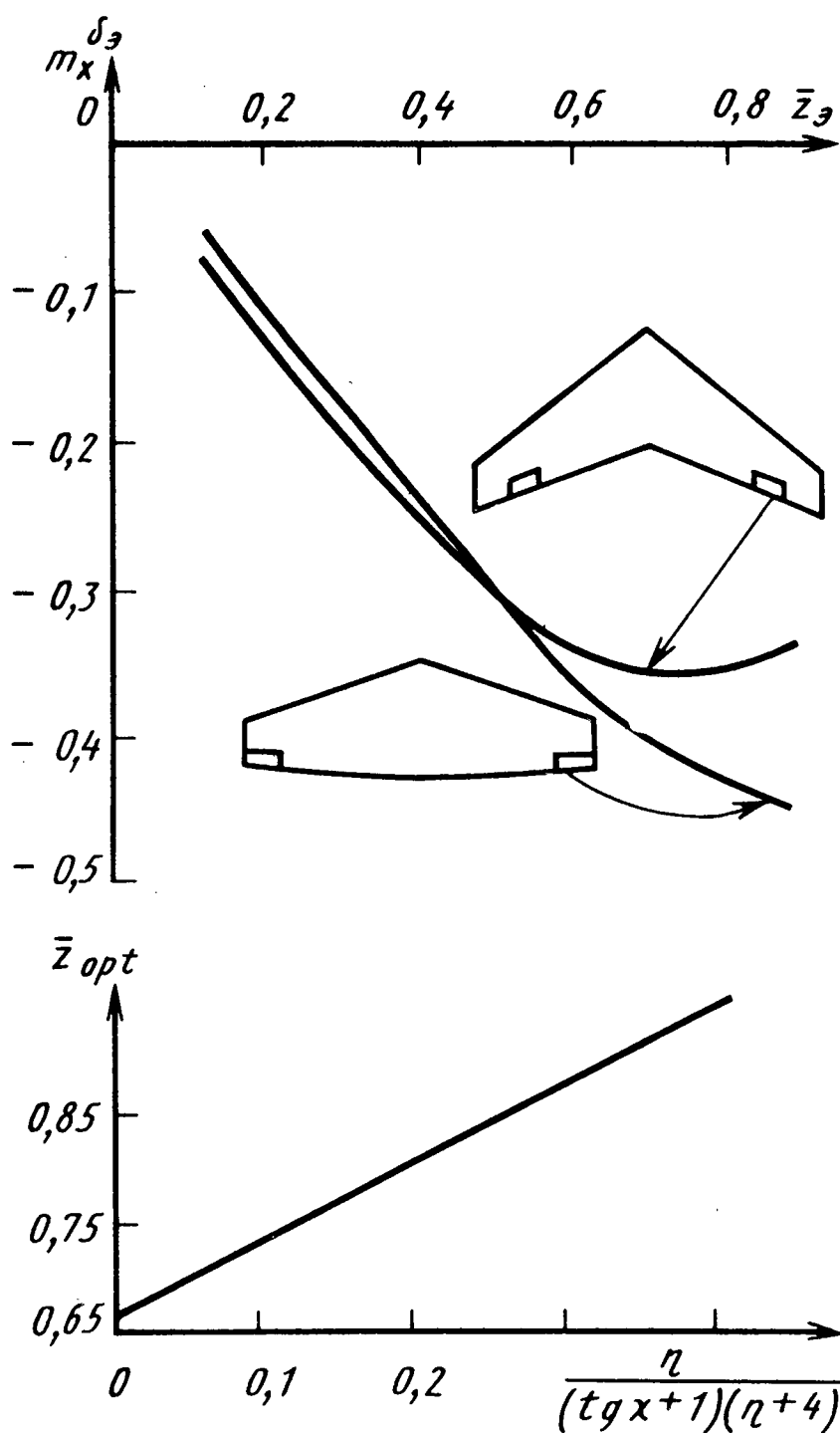


Рис. 3.84. Графики влияния формы крыла в плане на положение элеронов наибольшей эффективности ($\lambda = 4,4$; $\eta = 2,5$; $\chi_1 = 20^\circ$, $\chi_2 = 40^\circ$, $\bar{S}_\delta \leq 0,03$; $\bar{l}_\delta \leq 0,20$)

стреловидностью и сужением. Это иллюстрируется данными рис. 3.84, полученными расчетами по линейной теории для различных крыльев.

С другой стороны, закрылки у самолетов нормальной схемы при сближении с расположенным за ними стабилизатором значительно теряют эффективность из-за усиления отрицательных скосов потока в области стабилизатора и уменьшения создаваемой им подъемной силы. Так, при отсутствии выноса горизонтального оперения из плоскости хорд крыла гипотетического самолета (рис. 3.85) секция 1 закрылка у фюзеляжа имеет в 5 раз меньшую эффективность, чем равновеликая ей внешняя секция 3 этого закрылка, отстоящая от оси самолета по размаху дальше концевой части стабилизатора. Даже вдвое большая по площади секция 2, оказывающая промежуточное (по отношению к крайним секциям) влияние на стабилизатор, имеет лишь примерно равную эффективность с секцией 3.

Если же отнести стабилизатор от крыла на расстояние, равное 10 % его средней аэродинамической хорды, назад и вниз, что существенно ослабляет их взаимное влияние, то создаваемые секциями 1 и 3 силы отличаются по величине только на 20 %, а эффективность секции 2 в полтора раза превышает эффективность секции 3.

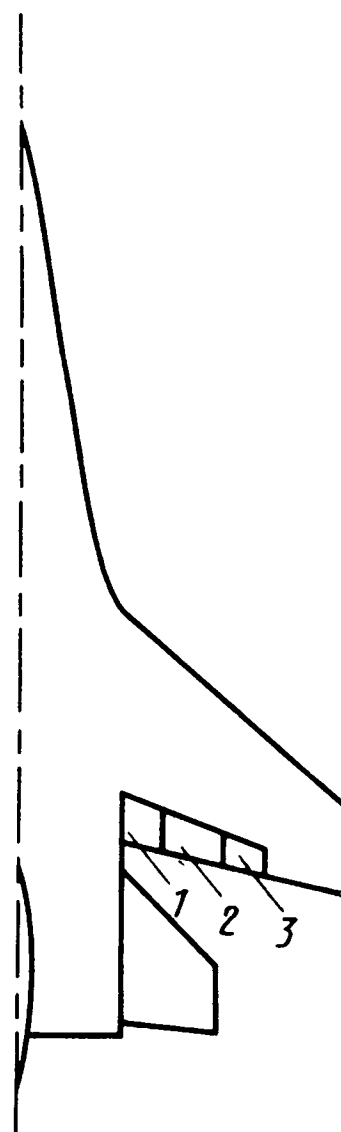
Таким образом, у современных маневренных самолетов нормальной схемы с крыльями, имеющими умеренные и большие значения стреловидности и сужения, и со стабилизаторами, близко расположенными к крыльям, элероны и закрылки с точки зрения их эффективности выгодно размещать примерно посередине консолей крыла. Это и предопределяет возможность их объединения в один орган — флаперон.

Рис. 3.85. Схема многосекционного закрылка самолета

Вследствие срыва потока со значительной части верхней поверхности крыла с ростом углов атаки эффективность обычных органов поперечного управления (элеронов, интерцепторов) падает, иногда ниже допустимых пределов. Существует несколько возможностей создания необходимых управляющих моментов крена.

Судя по материалам расчетных и экспериментальных исследований, в этих целях могут быть использованы генераторы вихрей, отклоняемые несимметрично (или только с одной стороны) на консолях крыла вблизи его передней кромки вне зоны сорванного потока. Устойчивое вихревое движение за таким рулем (будем называть его "вихревым рулем") при правильном выборе его угла отклонения и размещения на крыле устраняет срывы потока на части консоли, увеличивает там скорости течения, что приводит к появлению моментов крена. Например, эффективность одной вихревого руля, равного по площади элерону, на стреловидном крыле умеренного удлинения ($\lambda = 3,4$) по данным эксперимента примерно вдвое превышает эффективность элеронов (для $\delta_z = 20^\circ$) на угле атаки $\alpha = 30^\circ$ без отклонения носков или предкрылков (рис. 3.86). При этом главную роль в создании общего коэффициента момента крена Δm_x играет интерференционная его составляющая $\Delta m_{x\text{иф}}$, обусловленная вихревым взаимодействием руля и крыла и не учитывающая действие силы, возникающей непосредственно на руле. Интересно заметить, что вихревой руль создает больший, чем элероны, момент крена в широком диапазоне углов атаки ($\alpha = 15^\circ \dots 50^\circ$), обеспечивая одновременно меньшие значения (по абсолютной величине) момента рысканья (см. рис. 3.86).

Несимметричный выпуск предкрылков на консолях также приводит к появлению больших моментов крена, причем согласно экспериментальным данным отклонение на одной из консолей однощелевого предкрылка обеспечивает кренящий момент больше, чем от элеронов, практически на всех углах атаки, в то время как отсутствие одного из звеньев



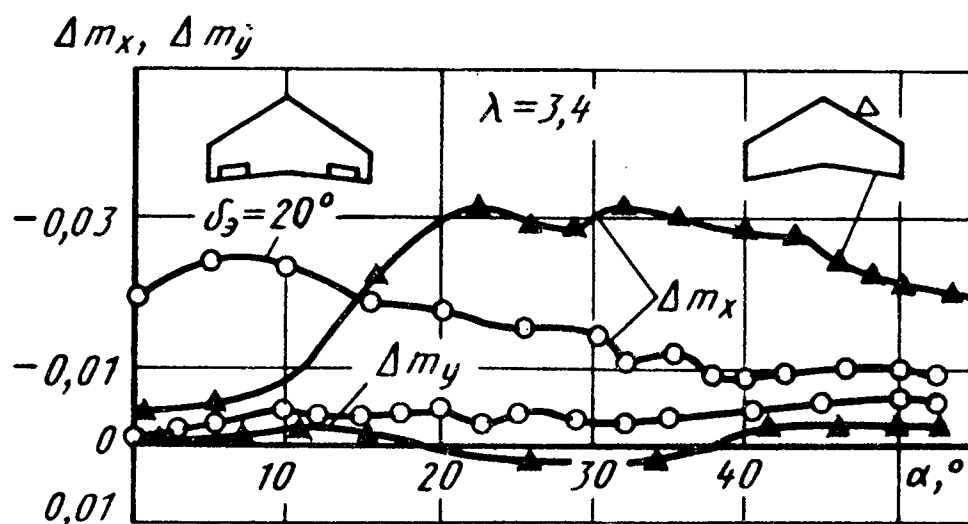
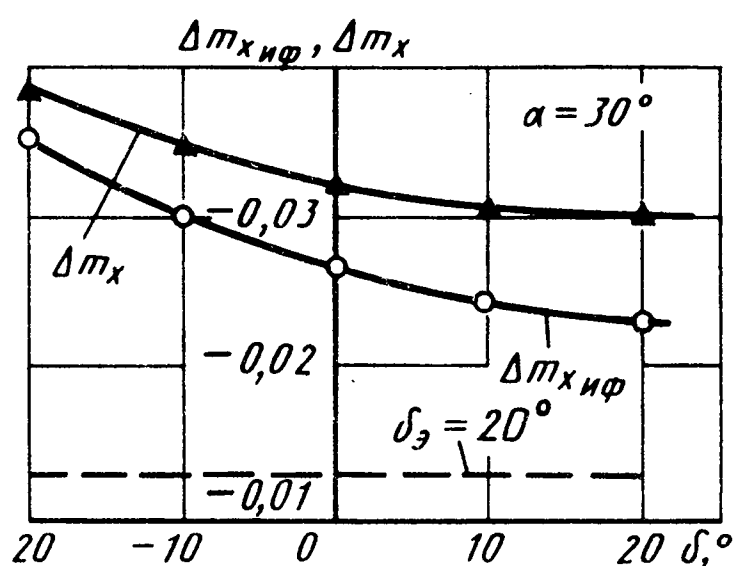


Рис. 3.86. Зависимости коэффициентов моментов крена и рыскания крыла ($\lambda = 3,4$) от углов атаки, отклонения элеронов и генератора на правой консоли

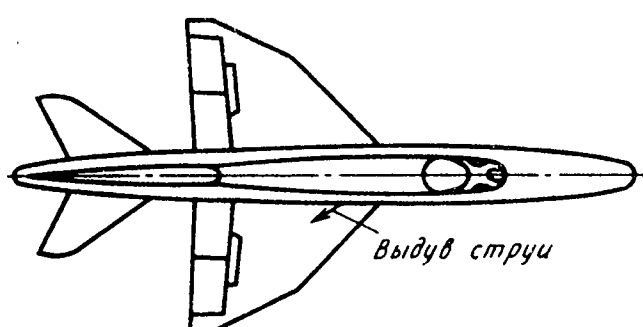
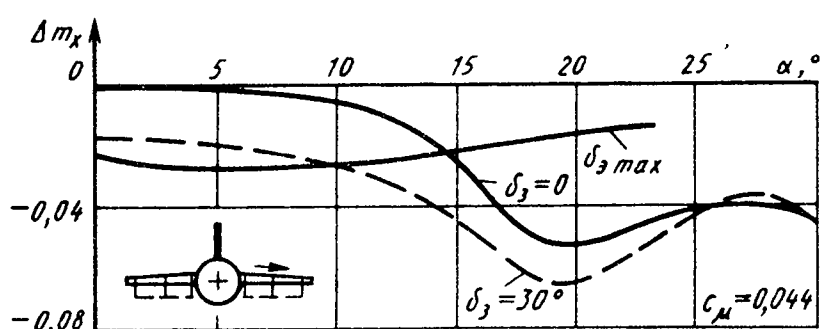


Рис. 3.87. Зависимости коэффициента момента крена модели самолета от угла атаки при поперечном выдуве струи на верхнюю поверхность крыла и отклонении его органов механизации

двухщелевого предкрылка обеспечивает значительное управляющее воздействие только на больших углах атаки ($\alpha > 30^\circ$).

Эффективность работы элеронов и интерцепторов на больших углах атаки может быть значительно повышена и с помощью симметричного поперечного выдува струй вдоль передней кромки крыла, поскольку в этом случае струи способствуют предотвращению вредного отрыва потока с верхней поверхности крыла. Однако, как показали экспериментальные исследования Е.Д. Икрянникова, односторонний поперечный выдув струи при сравнительно небольшой ее интенсивности ($c_\mu = 0,044$) и без отклонения элеронов или интерцепторов способен приводить к появлению на больших углах атаки моментов крена, в два и более раз превышающих соответствующий максимальный момент при полном отклонении элеронов (рис. 3.87). При этом отклонение закрылков способствует повышению управляющего воздействия струи.

Управление несущими свойствами самолета и действующими на него моментами относительно всех осей может быть обеспечено не только с

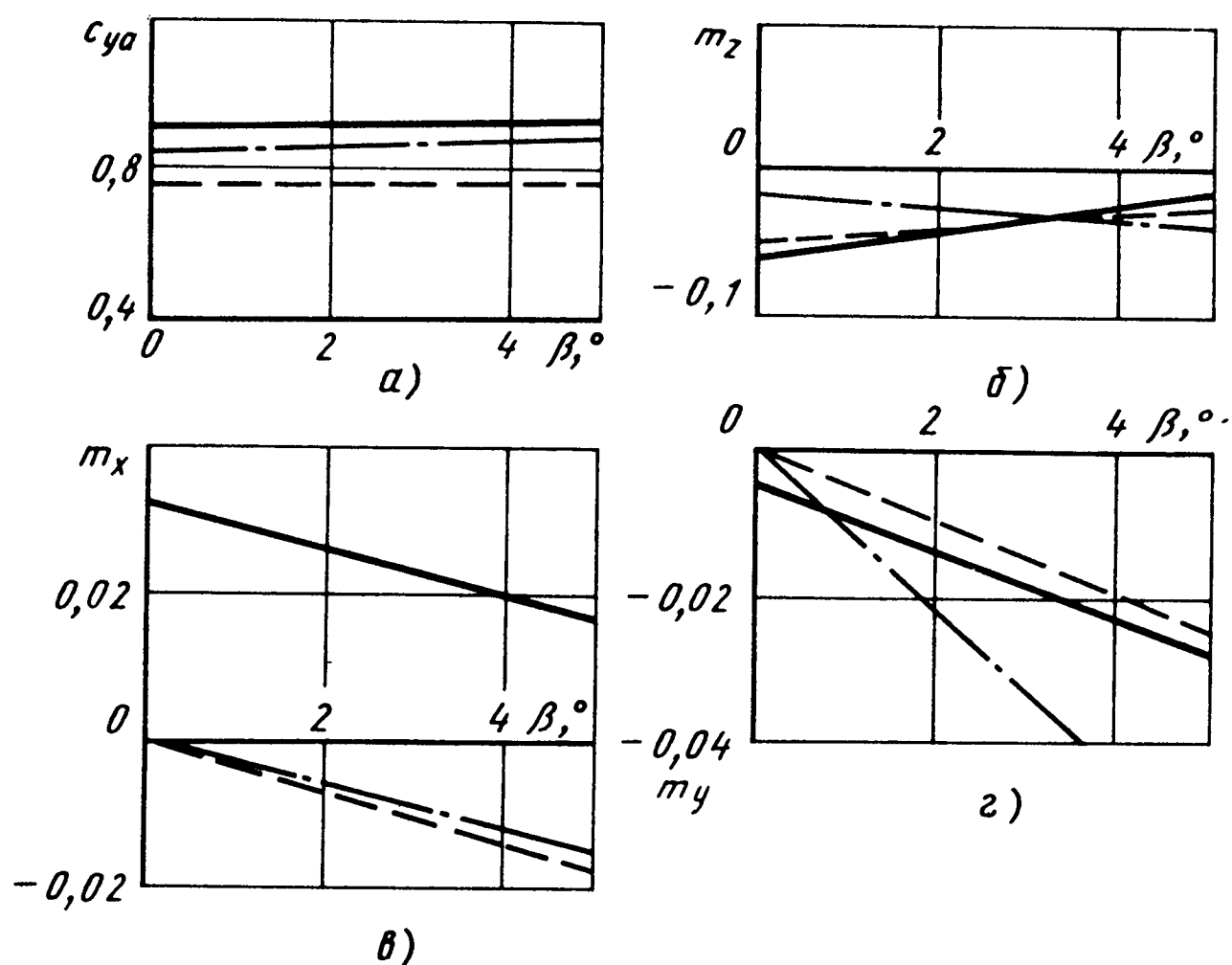


Рис. 3.88. Графики влияния отсоса потока с верхней поверхности крыла модели самолета при $\alpha = 10^\circ$ на его аэродинамические характеристики:

- - - без отсоса; — · — — симметричный отсос ($c_Q = 0.05$);
 ————— односторонний отсос (слева) ($c_Q = 0.05$)

помощью традиционных рулей, генераторов вихрей и струй, но и за счет отсоса части основного потока на крыле или других элементах самолета. Выполненные расчеты нелинейных характеристик гипотетического самолета с крылом сложной формы в плане (на котором сверху у задней кромки вблизи фюзеляжа организован отсос потока) и с двухкилевым вертикальным оперением показывают (рис. 3.88), что включение отсоса приводит к росту несущих свойств и может по-разному сказаться на коэффициенте момента тангажа при различных углах скольжения β . Применение одностороннего отсоса вызывает существенный поперечный момент, который может превышать момент от элеронов (обычно при $\alpha \geq 10^\circ$; $\beta = 0$ и $\delta_z = 20^\circ$ имеется $\Delta m_{xэ} < 0.025$). При отсосе потока на крыле ослабляется вихревое движение за щелью, т.е. и в районе вертикального оперения, что способствует повышению путевой устойчивости самолета при симметричном отсосе (см. рис. 3.88).

3.17. Улучшение аэродинамических характеристик самолетов при использовании активных систем управления

Современные самолеты призваны решать разнообразные задачи в широком диапазоне режимов полета. Это требует постоянного улучшения летно-технических характеристик самолетов. Однако при их неизменной геометрической форме невозможно создать компоновку, имеющую необходимые аэродинамические характеристики на всех режимах полета. Только самолет с изменяемой в полете геометрической формой, т.е. адаптирующийся к заданному режиму, может иметь оптимальные аэродинамические свойства во всем эксплуатационном диапазоне скоростей и высот полета.

Большие возможности здесь открывают активные системы управления (АКСУ), объединенные понятием "техника активного управления". Эти системы обеспечивают целенаправленное, автоматическое воздействие с помощью штатных или дополнительных рулей на важнейшие аэродинамические характеристики самолета. При этом термин "активное управление" подчеркивает, что методы, положенные в основу активных систем, отличаются от прежних, "пассивных", обеспечивающих заданные характеристики самолета только за счет определенной его компоновки, например, формы и величины площадей стабилизирующих и управляющих поверхностей, места их расположения, диапазона центровок и др.

Современные БЦВМ, датчики и электрогидравлические приводы позволяют автоматически отклонять по определенным законам органы управления и механизации и изменять в требуемом направлении "естественные" аэродинамические характеристики, управлять аэродинамическими свойствами самолетов непосредственно в полете.

Рассмотрим некоторые примеры целенаправленного изменения аэродинамических характеристик самолетов с помощью активных систем управления.

1. Выше отмечалось, что из-за концевго срыва потока на стреловидных крыльях, неблагоприятного влияния носовых вихрей наплыва и по другим причинам у современных самолетов на больших углах атаки могут ухудшаться моментные характеристики, снижаться эффективность органов поперечного управления. Автоматическое отклонение на больших углах атаки предкрылков или носков крыла позволяет улучшить моментные характеристики самолетов, в частности зависимости $m_z(\alpha)$,

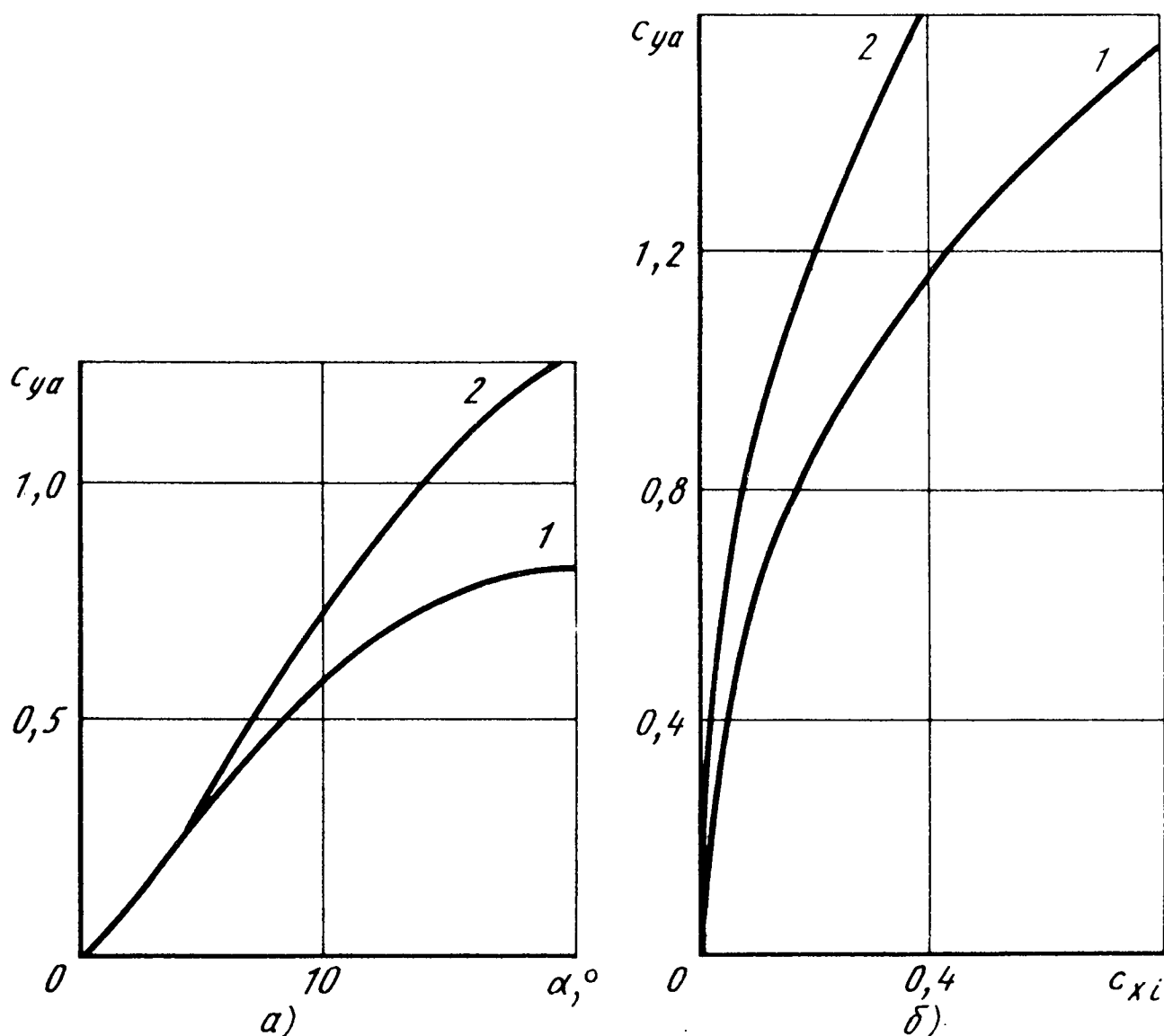


Рис. 3.89. Графики влияния автоматического отклонения органов механизации на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и индуктивную полярную самолета (б):

1 — $\delta_z = 0$, $\delta_n = 0$; 2 — $\delta_z = \delta_z(\alpha)$, $\delta_n = \delta_n(\alpha)$

$m_x(\alpha)$, $m_y^\beta(\alpha)$, а также повысить эффективность органов поперечного управления. Это объясняется тем, что при отклонении предкрылков или носков ослабляется концевой срыв потока, изменяются интенсивность и положение носовых вихрей наплыва, ослабляется их влияние на крыло, горизонтальное и вертикальное оперение.

2. С целью получения высоких маневренных свойств самолетов АкСУ применяются для автоматического изменения формы профиля (кривизны) путем отклонения закрылков (флаперонов) и носков на маневре в зависимости от угла атаки:

$$\delta_z = k_z \alpha; \delta_n = k_n \alpha. \quad (3.10)$$

Коэффициенты пропорциональности k_z и k_n выбираются для конкретного самолета в процессе аэродинамических экспериментов и расчетов.

Отклонение закрылков увеличивает подъемную силу крыла, а отклонение носков уменьшает его индуктивное сопротивление за счет реализации аналога подсосывающей силы на носке (см. рис. 3.58, б). В результате при одновременном отклонении закрылков и носков по законам (3.10) изменяются несущие свойства и производная c_{ya}^a (рис. 3.89, а). Коэффициент подъемной силы самолета с АкСУ можно приближенно представить в виде

$$c_{y \text{ АкСУ}} = c_{ya}^a + c_{ya}^{\delta_z} \delta_z + c_{ya}^{\delta_n} \delta_n. \quad (3.11)$$

Подставив в выражение (3.11) значения δ_z и δ_n из формул (3.10), для производной $\partial c_{ya} / \partial a$ самолета с АкСУ получим

$$c_{y \text{ АкСУ}}^a = c_{ya}^a + c_{ya}^{\delta_z} k_z + c_{ya}^{\delta_n} k_n,$$

где c_{ya}^a , $c_{ya}^{\delta_z}$, $c_{ya}^{\delta_n}$ — производные коэффициента подъемной силы самолета без АкСУ по углам атаки, отклонения закрылков и носков.

Чем больше угол атаки a , тем больше углы отклонения закрылков δ_z и носков δ_n , тем больше приращение

$$\Delta c_{y \text{ АкСУ}} = c_{ya}^{\delta_z} \delta_z + c_{ya}^{\delta_n} \delta_n.$$

В результате увеличения несущих свойств и уменьшения индуктивного сопротивления улучшается индуктивная поляра во всем диапазоне изменения углов атаки. На рис. 3.89, б показаны индуктивные поляры самолета для двух случаев.

Как уже было показано выше (см. рис. 3.61), отклонение носков на постоянный угол независимо от угла атаки дает эффект в уменьшении коэффициента индуктивного сопротивления c_{xi} только при больших углах атаки (больших значениях коэффициента подъемной силы c_{ya}). А из рис. 3.89 видно, что наиболее существенный эффект дает адаптация при совместном отклонении носков и закрылков в зависимости от угла атаки. Одновременное увеличение подъемной силы и уменьшение индуктивного сопротивления позволяют значительно увеличить аэроди-

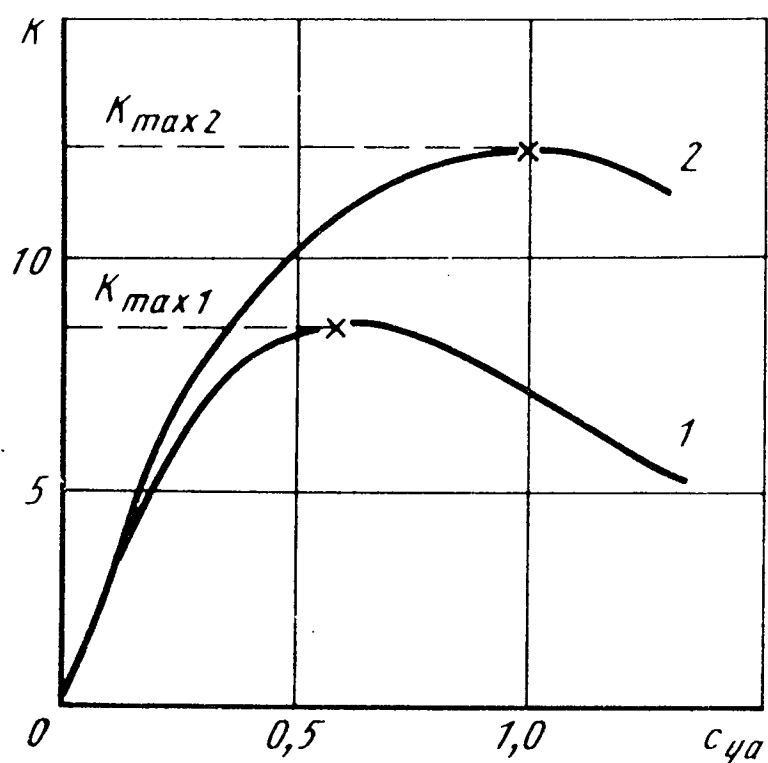


Рис. 3.90. График влияния автоматического отклонения органов механизации на зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы:
 1 — $\delta_z = 0$, $\delta_n = 0$; 2 — $\delta_z = (a)$, $\delta_n = \delta_n(a)$

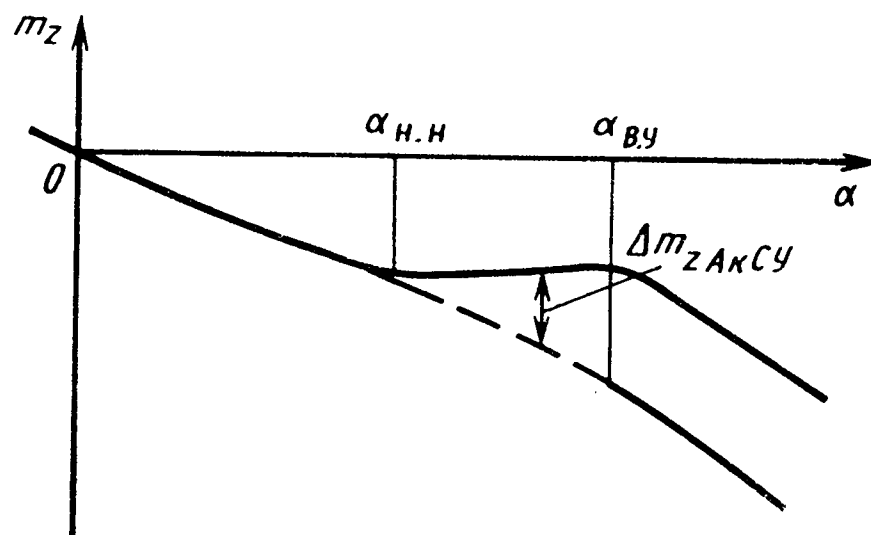


Рис. 3.91. График влияния автоматического отклонения управляемого стабилизатора на зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки

аэродинамическое качество K во всем диапазоне изменения коэффициента c_{ya} , особенно при маневре на больших углах атаки (рис. 3.90). При этом возрастает и максимальное аэродинамическое качество K_{max} , которое реализуется при большем значении коэффициента подъемной силы c_{ya} , т.е. увеличивается наивыгоднейший угол атаки.

Таким образом, АкСУ адаптации способна управлять зависимостью $K(c_{ya})$ и позволяет, не увеличивая лобового сопротивления, а значит, не изменяя тяги двигателя, увеличивать подъемную силу, перегрузку и соответственно маневренные способности самолета. Ослабление отрывных явлений на крыле при больших углах атаки, которое достигается за счет адаптации, уменьшает также отрицательное влияние крыла на обтекание хвостового оперения, вследствие чего улучшаются и характеристики устойчивости и управляемости.

3. Как известно, наличие нелинейности типа "ложка" в моментной характеристике $m_z(a)$ приводит к ухудшению продольной устойчивости и к ограничению маневренных режимов полета, для которых требуются

углы атаки α , превышающие угол атаки начала неустойчивости $\alpha_{н.н}$ (рис. 3.91). Это связано с тем, что наличие "ложки" приводит в диапазоне углов атаки от $\alpha_{н.н}$ до угла атаки восстановления устойчивости $\alpha_{в.у}$ к недопустимо малому запасу устойчивости или даже к статической неустойчивости. Обычно на больших углах атаки ($\alpha > \alpha_{в.у}$) устойчивость восстанавливается, но тем не менее полет на углах атаки $\alpha_{н.н} < \alpha < \alpha_{в.у}$ небезопасен.

В этом случае активная система управления снимает это ограничение путем "исправления" моментной характеристики самолета $m_z(\alpha)$ и в диапазоне углов атаки $\alpha_{н.н} \dots \alpha_{в.у}$. Принцип действия АкСУ здесь состоит в следующем. При уменьшении статической устойчивости она создает дополнительный пикирующий момент тангажа $\Delta M_{z \text{ АкСУ}} = \Delta m_{z \text{ АкСУ}} q S b_A$. Для этого при изменении угла атаки в диапазоне $\alpha_{н.н} < \alpha < \alpha_{в.у}$ автоматически отклоняется стабилизатор по закону $\varphi_{\text{АкСУ}} = k_\varphi \Delta \alpha$.

Получаемое в этом случае приращение коэффициента $m_z \Delta m_{z \text{ АкСУ}} = m_{z \varphi}^\varphi \varphi_{\text{АкСУ}} = m_{z \varphi}^\varphi k_\varphi \Delta \alpha$ при соответствующем выборе коэффициента пропорциональности k_φ "исправляет" моментную характеристику, т.е. достигается ее обычное протекание при изменении угла атаки (пунктирная линия на рис. 3.91). При этом изменяется величина производной m_z^a самолета. Действительно, приращение коэффициента момента тангажа при изменении угла атаки в этом случае будет

$$\Delta m_{z\Sigma} = m_z^a \Delta \alpha + \Delta m_{z \text{ АкСУ}} = m_z^a \Delta \alpha + m_{z \varphi}^\varphi k_\varphi \Delta \alpha.$$

Отсюда

$$m_{z\Sigma}^a = \frac{\partial m_{z\Sigma}}{\partial \alpha} = m_z^A + m_{z \varphi}^\varphi k_\varphi,$$

где m_z^a — естественная характеристика самолета, а $m_{z \varphi}^\varphi k_\varphi$ — ее изменение при действии активной системы управления.

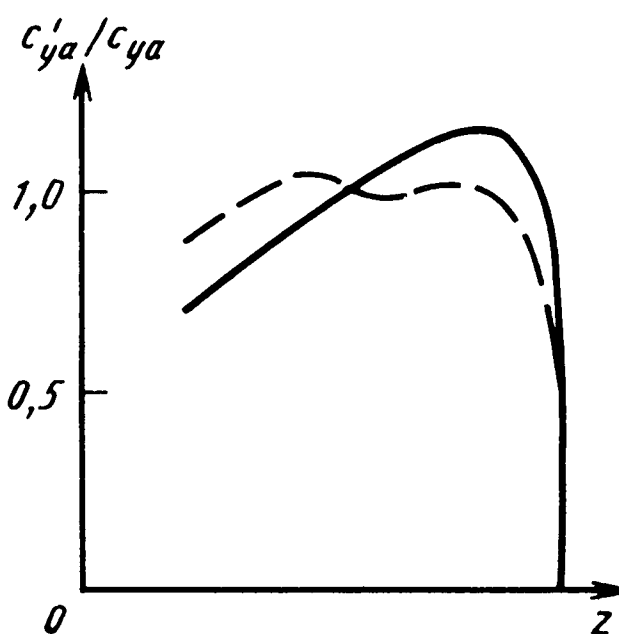
Таким образом, активные системы управления позволяют обеспе-

Рис. 3.92. График влияния отклонения закрылка на распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла:

- - - - - отклоненный закрылок;
 ————— неотклоненный закрылок

чить "искусственную" устойчивость статически неустойчивых самолетов. При этом ограничения на режимы полета самолетов в диапазоне углов атаки $\alpha_{н.н} \dots \alpha_{в.у}$ снимаются.

4. Значительную проблему с точки зрения прочности на современных самолетах представляет рост изгибающих моментов в корневых сечениях крыла. Это особенно важно для тяжелых самолетов с крыльями больших удлинений, а также для легких – при маневрировании с большими перегрузками. Автоматическое отклонение закрылков или элеронов позволяет оптимально перераспределять аэродинамическую нагрузку по размаху крыла (уменьшать в концевых сечениях за счет ее увеличения в корневых, рис. 3.92) и тем самым уменьшать изгибающие моменты.



3.18. Особенности аэродинамических характеристик самолетов с адаптивным крылом

Под адаптивным понимается крыло, имеющее плавно отклоняемые (без нарушения гладкости контура) носовую и хвостовую части для изменения кривизны профиля в соответствии с режимом полета (числом M и углом атаки α). При этом оптимальная геометрическая форма крыла на данном эксплуатационном режиме полета достигается еще и соответствующим распределением кривизны по размаху, т.е. изменяющейся геометрической круткой, а также изменением угла стреловидности крыла, если оно имеет поворотную консольную часть.

Изменение кривизны крыла в полете осуществляется в зависимости от высоты и числа M полета, угла стреловидности и перегрузки. Основной целью при этом является увеличение аэродинамического качества при заданном (потребном) значении коэффициента подъемной силы, т.е. уменьшение коэффициента лобового сопротивления. Носовая и хвостовая части крыла с гибкой обшивкой позволяют плавно менять

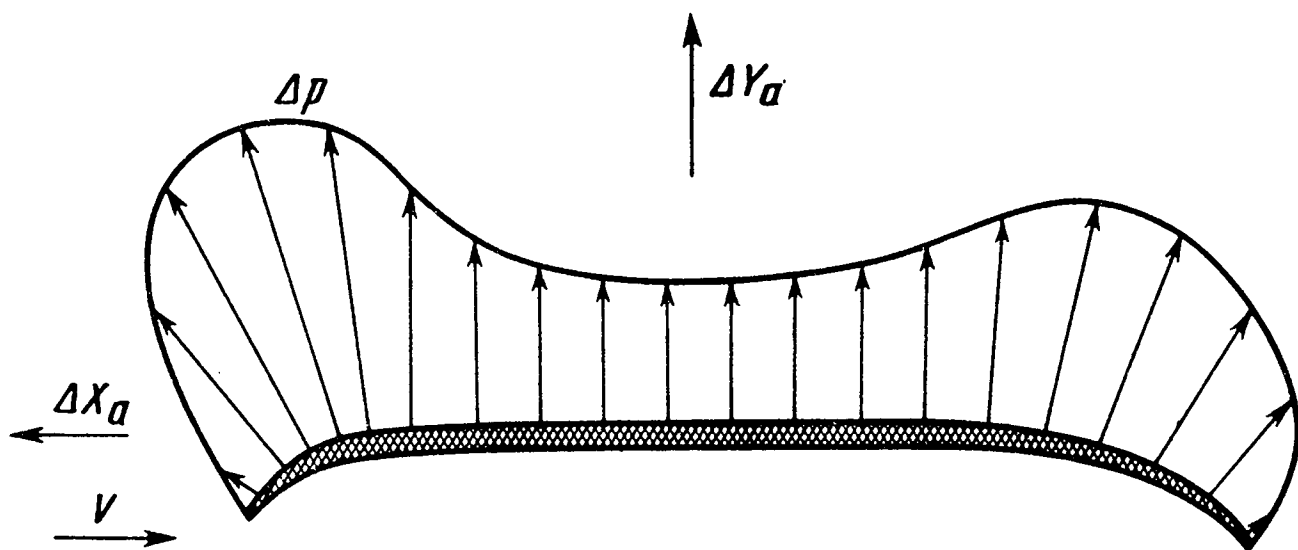


Рис. 3.93. График распределения аэродинамической нагрузки по сечению адаптивного крыла

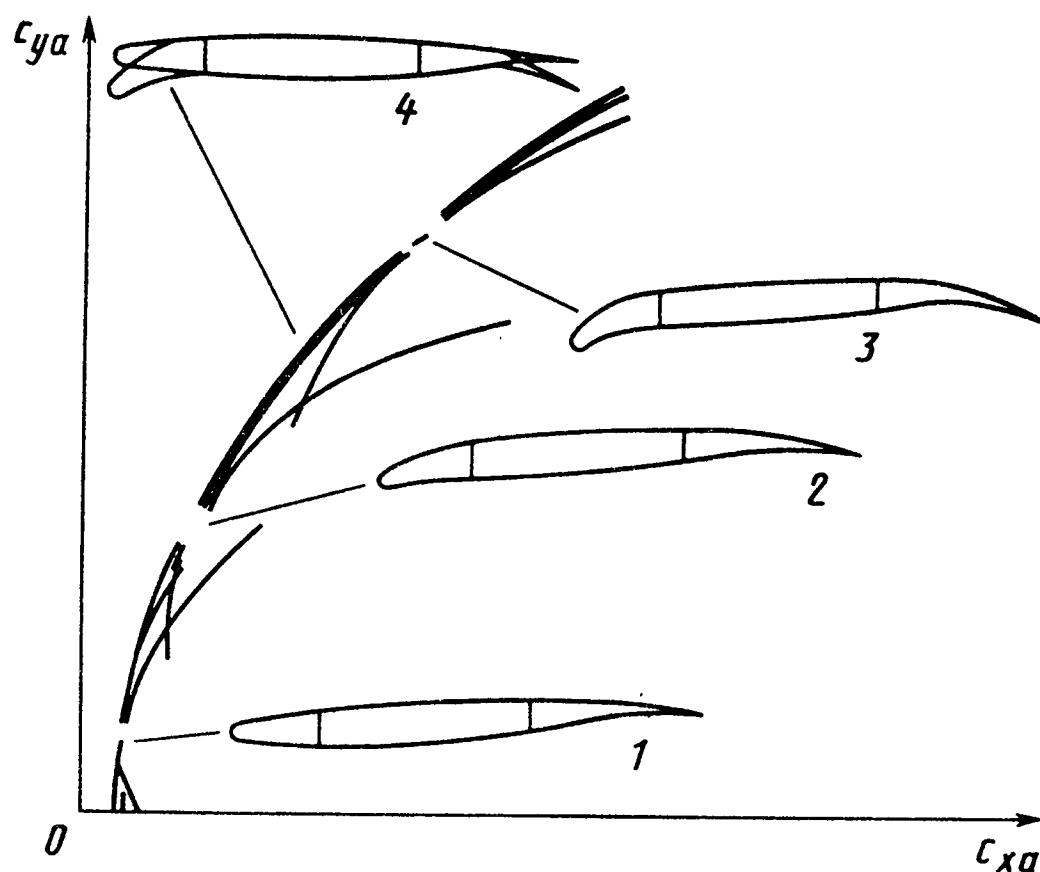
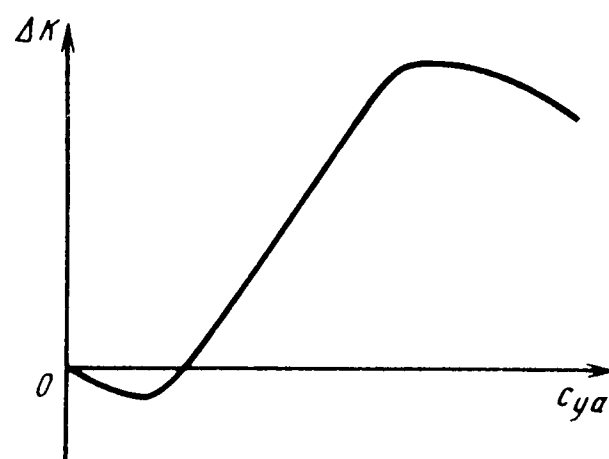


Рис. 3.94. Поляры самолета с адаптивным крылом на различных режимах взлета:

1 — полет с большой скоростью у земли; 2 — крейсерский полет; 3 — маневренный полет; 4 — огибающая поляр

крутку и кривизну крыла. Основной эффект достигается именно за счет одновременного отклонения носовой и хвостовой частей. В этом случае (рис. 3.93) отклонение хвостовой части, как и закрылков (см. рис. 3.58, а), вызывает значительное увеличение подъемной силы, а отклонение носовой части, как и носка (см. рис. 3.58, б) — уменьшение силы лобового сопротивления за счет реализации на носке аналога подсасывающей силы. В результате поляра адаптивного крыла при плавном изменении его кривизны представляет собой огибающую поляр, соответствующих различным конфигурациям крыла (рис. 3.94). Такое изменение поляры самолета позволяет практически на всех

Рис. 3.95. Зависимость изменения аэродинамического качества самолета за счет адаптации крыла от коэффициента подъемной силы



режимах, за исключением малых углов атаки (малых коэффициентов c_{ya}), получить значительное приращение аэродинамического качества K (рис. 3.95). При полете на больших высотах (с большими коэффициентами c_{ya}) с дозвуковой скоростью это приращение по сравнению с качеством исходного самолета может составить 100 %.

Применение адаптивного крыла, кроме возможности оптимизации аэродинамического качества, вызывает ряд других особенностей в аэродинамических характеристиках самолетов.

1. Плавное по сравнению с обычной механизацией изменение кривизны крыла обеспечивает более равномерное распределение давления по хорде, снижение пиков разрежения у носка и в хвостовой части, уменьшение положительных градиентов давления, затягивание отрыва потока и увеличение критического угла атаки $\alpha_{кр}$, коэффициентов

$c_{y_{max}}$ и $c_{y_{доп}}$.

2. Совместно с управляемым стабилизатором адаптивное крыло обеспечивает непосредственное управление подъемной силой (НУПС), что улучшает характеристики самолета как платформы для оружия и в полете с отслеживанием рельефа местности.

3. Достоинством адаптивного крыла является возможность перераспределения аэродинамических нагрузок по размаху (рис. 3.96) с целью уменьшения индуктивного сопротивления и изгибающего момента (за счет разного изменения кривизны в сечениях).

4. За счет дифференциального изменения кривизны на левой и правой половинах крыла адаптивное крыло позволяет повысить эффективность поперечного управления самолетом.

5. Адаптивное крыло обеспечивает ослабление реакции самолета на атмосферную турбулентность. Если отклонять носовую и хвостовую части крыла с большой скоростью по сигналам датчиков, то можно парировать порывы ветра. В результате можно ослабить болтанку при полете в турбулентной атмосфере и уменьшить усталостные нагрузки.

По оценкам зарубежных специалистов, применение адаптивного крыла позволяет существенно улучшить летно-технические характеристики

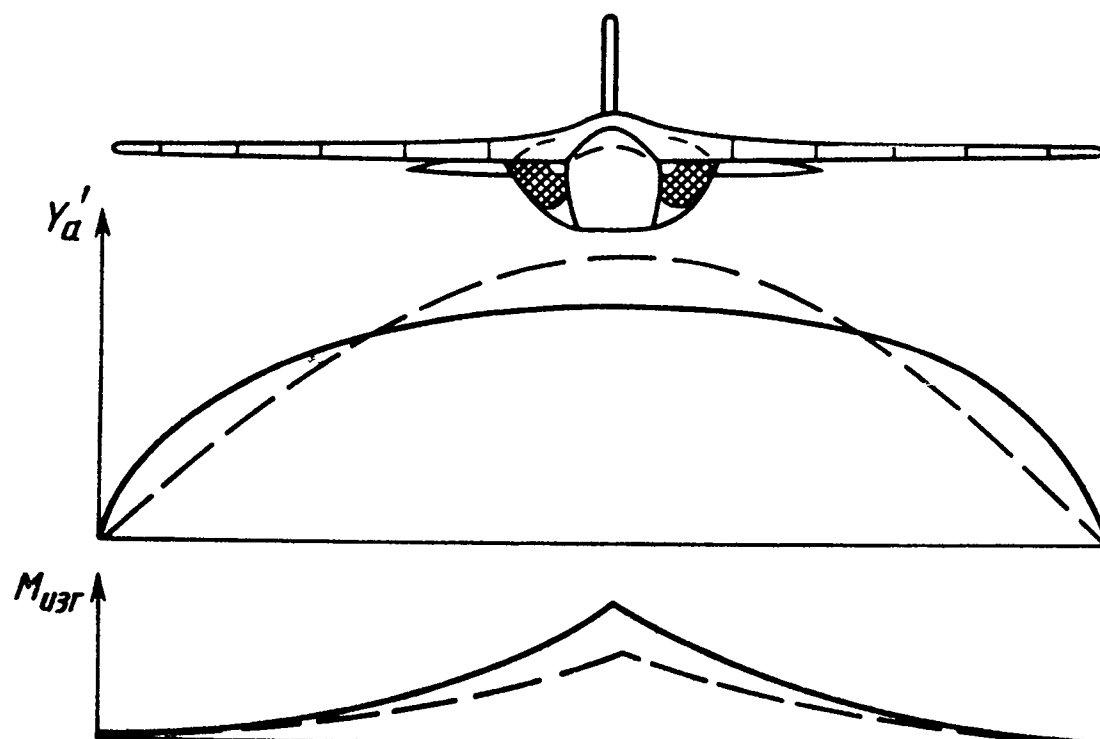


Рис. 3.96. Графики влияния адаптации крыла на распределение подъемной силы и изгибающего момента по размаху:
 - - - - адаптивное крыло; ——— обычное

самолетов: увеличить допустимый коэффициент подъемной силы (по срыву) на 30 %, потолок на 25 %, установившуюся перегрузку на 29 %, радиус действия на 15 %.

К недостаткам адаптивного крыла можно отнести:
 сложность изготовления гибкой конструкции крыла;
 увеличение массы за счет механизмов для изменения кривизны;
 необходимость применения сложной автоматической системы управления формой крыла.

3.19. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов с непосредственным управлением подъемной и боковой силами

С целью получения новых видов маневров самолетов и улучшения уже известных применяемых маневров рассматриваются концепции непосредственного управления силами подъемной (НУПС) и боковой (НУБС). Дело в том, что применяемые до настоящего времени принципы траекторного управления основаны на изменении углового положения самолета. Рассмотрим в качестве примера продольное управление.

Пусть самолет находится в горизонтальном полете и нужно перейти в набор высоты. Тогда летчик берет ручку управления самолетом "на себя". При этом на сбалансированном самолете нормальной схемы

стабилизатор отклоняется носком вниз и на нем появляется дополнительная подъемная сила $\Delta Y_{г.о}$, направленная вниз. Возникает несбалансированный кабрирующий момент ΔM_z , под действием которого самолет начинает вращаться с угловой скоростью ω_z . Увеличивается угол атаки самолета, его подъемная сила, самолет переходит в набор высоты. Но в первый момент за счет $\Delta Y_{г.о} < 0$ подъемная сила самолета несколько уменьшается, происходит разбалансировка сил ($Y < G$), самолет начинает движение вниз (получает просадку). Аналогично происходит управление самолетом в боковом канале.

Смысл непосредственного управления силами состоит в безмоментном управлении, т.е. в том, чтобы создавать силы, сразу изменяющие траекторию полета в нужном направлении без изменения углового положения самолета. В рассматриваемом случае продольного управления для набора высоты необходимо путем отклонения органов управления сразу создать дополнительную подъемную силу, направленную вверх и приложенную в центре масс. Для этого, например, на самолете схемы "утка" достаточно одновременно отклонить переднее горизонтальное оперение и элевоны на такие углы, чтобы создаваемые ими моменты тангажа были взаимно уравновешены. Тогда под действием неуравновешенной подъемной силы ΔY самолет начнет набирать высоту без изменения угла атаки. Для НУПС могут также использоваться закрылки, флапероны, спойлеры, дополнительное переднее горизонтальное оперение, отклонение вектора тяги и др. Для НУБС наряду с рулем направления можно использовать дополнительный поворотный передний киль – декиль. Переднее горизонтальное оперение, установленное на самолете по схеме X, может обеспечить непосредственное управление как подъемной, так и боковой силой.

Наряду с обычными органами управления и изменения силы тяги органы НУПС и НУБС обеспечивают независимое изменение положения самолета по трем угловым и трем линейным координатам (рис. 3.97). При организации НУПС отклонение закрылков на самолете нормальной схемы может привести к возникновению пикирующего момента, который парируется отклонением стабилизатора. Однако возникающее при этом отрицательное приращение подъемной силы на стабилизаторе уменьшает нормальные перегрузки от отклонения закрылков, снижая тем самым эффективность таких систем.

Эффективность НУПС повышается, когда отклонение рулевой поверхности на крыле потребует для осуществления балансировки увеличения

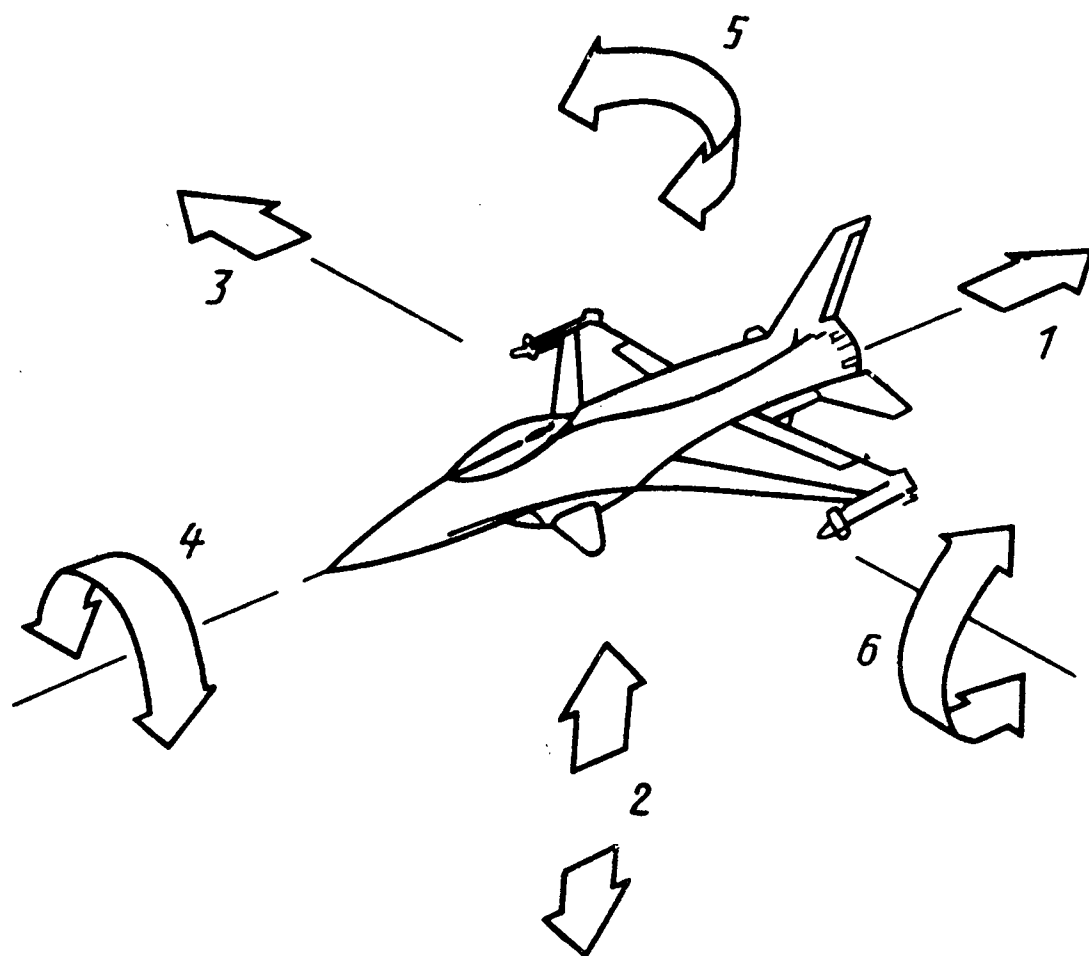


Рис. 3.97. Схема независимого изменения положения самолета по угловым и линейным координатам:

1 — изменение силы сопротивления; 2 — непосредственное управление подъемной силой; 3 — непосредственное управление боковой силой; 4 — поворот по крену; 5 — поворот по углу рыскания; 6 — изменение угла тангажа

угла атаки стабилизатора. Это возможно у рулей с производной $m_z^\delta > 0$. Представляется заманчивой также идея осуществлять НУПС с помощью только одного специально подобранного рулевого органа, например, закрылков (тогда $|m_z^\delta| \rightarrow 0$), что упростило бы систему управления, облегчило бы условия работы оперения, а это благоприятно для повышения безопасности полетов.

Итак, возникают задачи: выделение класса крыльев с рулевыми поверхностями у задних кромок, обеспечивающими $m_z^\delta > 0$ и $|m_z^\delta| \rightarrow 0$; определение формы, размеров и мест установки этих рулей. Данные задачи могут решаться численно на основе линейных подходов с помощью программы, составленной для параметрических исследований эффективности рулевых поверхностей.

Таким образом, разработка системы НУПС еще на стадии эскизного проектирования должна быть строго согласована с выбором рациональной формы крыла и рулей.

В качестве примера на рис. 3.98 показаны различные рулевые поверхности для НУПС на крыле с параметрами $\lambda = 7$, $\eta = 3$, $\chi = 40^\circ$. Очевидно, если разбить большие закрылки на n i -х секций так, что при их отклонении имеются в лучшем случае положительные и отрица-

Рис. 3.98. Различные варианты закрылков ($\bar{l}_p = 0,2$; $\bar{S}_p = 0,05$)

на крыле ($\lambda = 7$; $\eta = 3$; $\chi = 40^\circ$) в зависимости от знака и вели-

ны m_z^δ

тельные производные $m_{zi}^{\delta_i}$ (а в об-

щем случае все производные $m_{zi}^{\delta_i}$

могут быть одного знака) при различной эффективности секций, по созданию подъемной силы, то вполне реально подобрать такие законы отклонения δ_i секций, что будет обеспечено условие

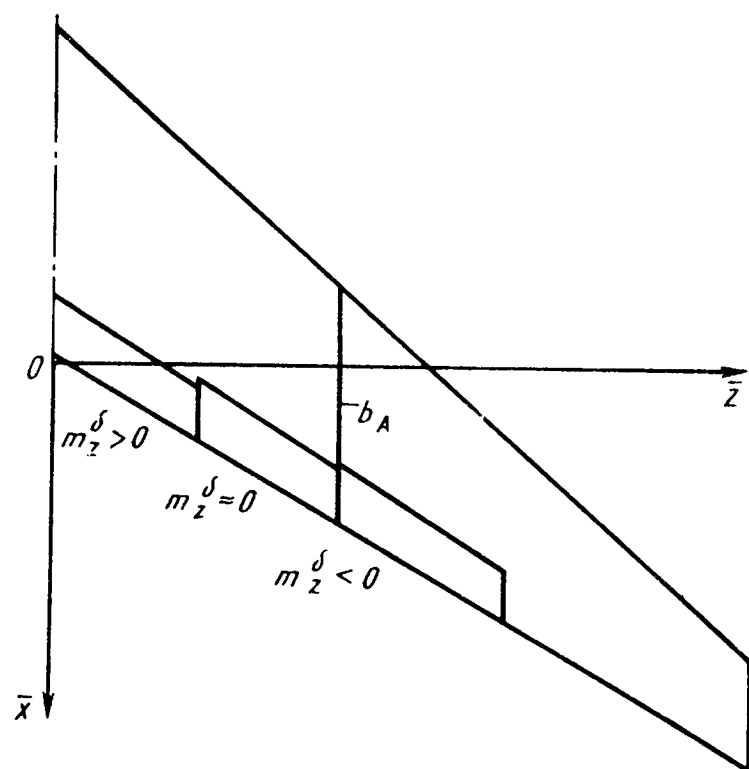
$$\Delta c_{ya} = \sum_{i=1}^n c_{yai} \delta_i \neq 0; \quad \Delta m_z = \sum_{i=1}^n m_{zi}^{\delta_i} \delta_i = 0.$$

Тем самым иллюстрируется возможность непосредственного управления подъемной силой лишь с помощью многосекционного руля, установленного на крыле.

При отклонении закрылков на крыле самолета нормальной схемы ощущается сильное влияние руля не только на крыле, но и на стабилизаторе, сравнительно далеко отнесенном от центра масс и вносящем большой вклад в суммарный момент тангажа. Поэтому в зависимости от взаимного расположения, формы и размеров закрылков и оперения при отклонении закрылков вниз знак момента тангажа может изменяться. Это видно по данным рис. 3.99, где переменный для различных вариантов расчета относительный размах закрылка $\bar{l}_p$ указан в долях консоли крыла малой стреловидности.

Для рассмотренной компоновки гипотетического самолета с указанными рулями отклонение закрылков с относительным размахом $\bar{l}_p \approx 0,6$ не вызывает изменения момента тангажа, в то время как их эффективность по созданию подъемной силы достаточно высока. Такие рули удобны для организации НУПС.

На рассмотренной ранее компоновке самолета (см. рис. 3.85) отклонение на один и тот же угол сразу всех трех секций закрылка тоже не вызывает существенного момента тангажа, поскольку внутренние секции 1 и 2 совместно создают приблизительно такой же момент



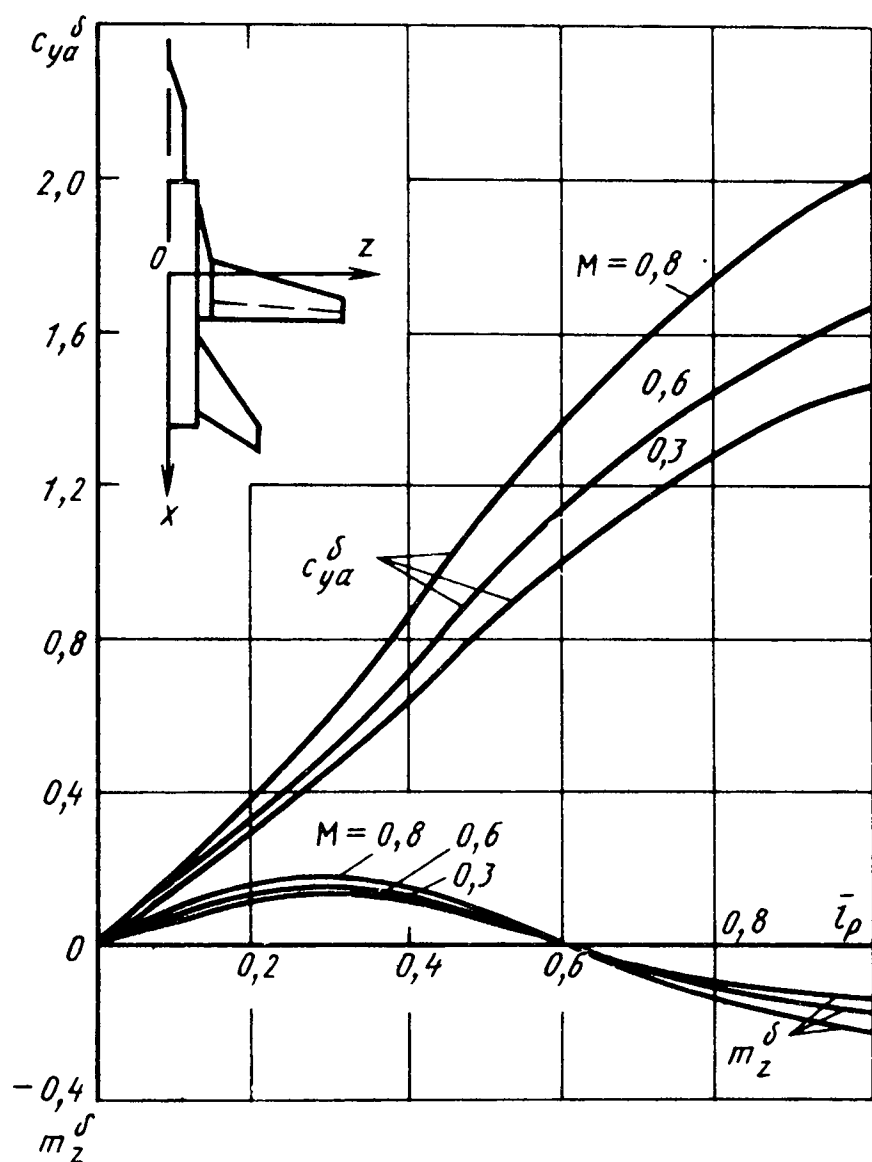


Рис. 3.99. Графики к примеру реализации "безмоментного" закрылка на модели самолета

на кабрирование, как секция 3 закрылка – на пикирование (при расположении стабилизатора в плоскости хорд крыла). В то же время все три секции закрылка при их отклонении на положительные углы вызывают положительное приращение подъемной силы.

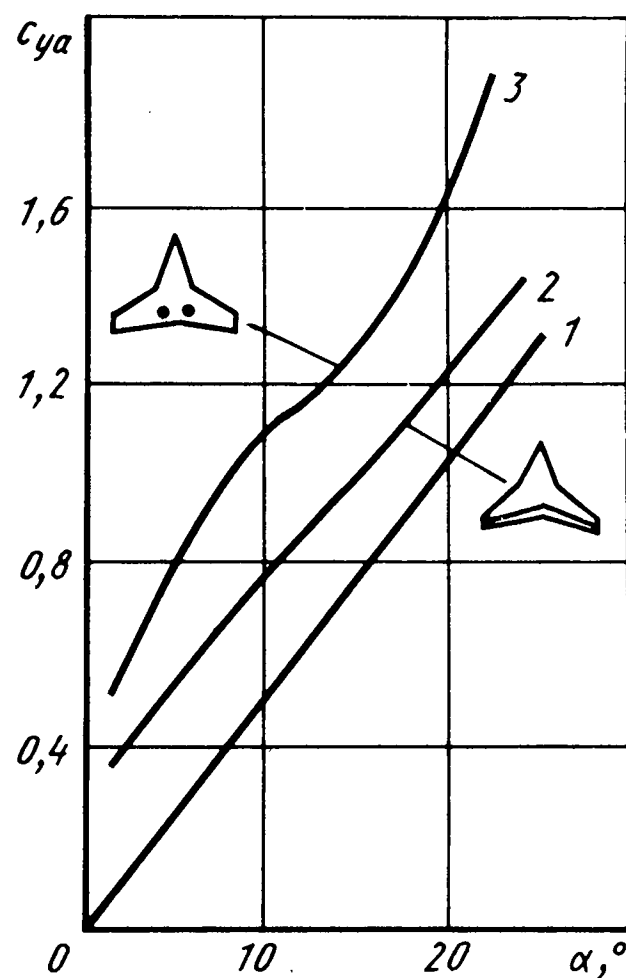
Для НУПС перспективно применение энергетической механизации крыла при дозвуковых скоростях полета, поскольку такая механизация имеет боль-

шие возможности по увеличению подъемной силы. Главная проблема при этом состоит в компенсации дополнительных моментов тангажа. Поскольку при поперечном выдуве струй (см. рис. 3.87) и отсосе части основного потока внутрь крыла (см. рис. 2.12) одно из основных воздействий на самолет оказывают зоны разрежения под указанной струей или перед щелью для отсоса, то расположением этих зон вблизи центра масс можно стабилизировать и положение центра давления в этом же месте, несмотря на значительное увеличение интенсивности струи или отсоса. К примеру, односторонний отсос на левом полукрыле (у его задней кромки вблизи оси Ox) самолета нормальной схемы с гибридным крылом при $\alpha = 10^\circ$, $c_Q = 0,05$ привел примерно к

20 %-ному увеличению значения коэффициента подъемной силы (см. рис. 3.88, а), в то время как при всех исследованных значениях угла скольжения коэффициент момента тангажа изменился очень мало (см. рис. 3.88, б) и при расположении единственной щели на оси симметрии самолета не будет боковых моментов. В большом диапазоне углов атаки приращение коэффициента подъемной силы за счет отсоса потока через щель может быть значительным (рис. 3. 100), поскольку с ростом α такая механизация способствует стабилизации течения.

Непосредственное управление силами обеспечивает получение новых режимов маневрирования или улучшение характеристик обычных манев-

Рис. 3.100. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла с наплывом от угла атаки при различных вариантах отсоса потока с верхней поверхности крыла: 1 — без отсоса ($c_Q = 0$); 2 — с отсосом, щель по всему размаху ($c_Q = 0,12$); 3 — с отсосом, щель по части размаха ($c_Q = 0,12$)



ров. Так, НУПС позволяет получить вертикальный маневр при постоянном угле атаки, независимое изменение угла тангажа при сохранении прямолинейной траектории, поступательное перемещение в вертикальной плоскости при неизменном угле тангажа, а НУБС — разворот в горизонтальной плоскости без крена и скольжения, независимое горизонтальное нацеливание фюзеляжа при сохранении прямолинейного движения, поступательное перемещение в горизонтальной плоскости.

3.20. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов с пониженным запасом продольной статической устойчивости

Каждый самолет, не имеющий системы автоматического управления, должен обладать определенным запасом продольной статической устойчивости (по углу атаки). Как известно, продольная статическая устойчивость самолетов достигается тем, что центр масс располагается впереди аэродинамического фокуса. В этом случае момент тангажа, возникающий при случайном изменении угла атаки, стремится вернуть самолет к исходному углу атаки без вмешательства летчика в управление. Для балансировки самолета в полете (для устранения возникающего момента тангажа) приходится отклонять орган продольного управления самолетом (руль высоты или отклоняемый стабилизатор, рис. 3.101).

Из выражения (3.5) видно, что чем больше запас продольной

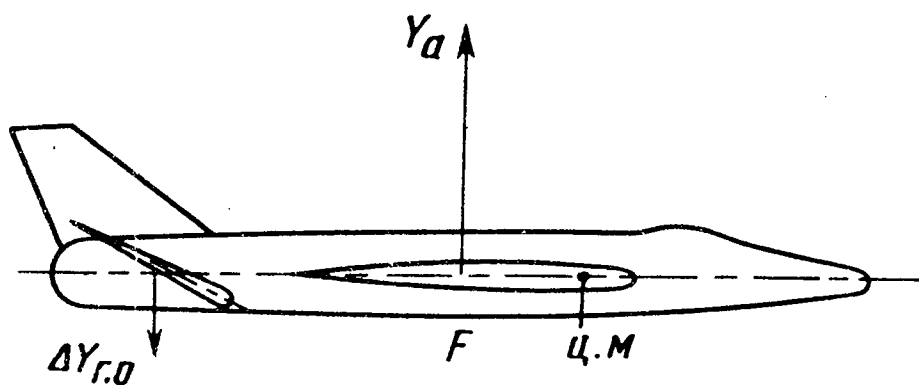


Рис. 3.101. Схема балансировки самолета с помощью отклонения стабилизатора

статической устойчивости (больше разность $\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м}$), тем большие углы отклонения стабилизатора $\varphi_{бал}$ требуются для балансировки самолета.

В нормальной схеме самолета при балансировке это приводит к уменьшению подъемной силы на горизонтальном оперении, приходится увеличивать подъемную силу крыла путем увеличения угла атаки. При этом возрастает лобовое сопротивление, падает аэродинамическое качество самолета — имеют место потери на балансировку, ухудшаются маневренные свойства. Это особенно существенно для современных истребителей, имеющих малое плечо горизонтального оперения, и самолетов схемы "бесхвостка". Однако даже в схеме "утка", где при балансировке подъемная сила самолета за счет переднего горизонтального оперения возрастает, имеются потери аэродинамического качества, так как оперение имеет углы атаки, значительно превышающие наивыгоднейшие.

Ситуация ухудшается при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым, когда фокус самолета резко смещается назад. Потери на балансировку возрастают также при увеличении угла атаки (нормальной перегрузки). Поэтому в последние годы рассматривается концепция самолета с уменьшенным запасом продольной статической устойчивости, нейтрального или даже неустойчивого (с отрицательным запасом). В соответствии с этим конкретный самолет может иметь положительный запас продольной статической устойчивости на сверхзвуковых скоростях и отрицательный — на дозвуковых (рис. 3.102). Устойчивость неустойчивого самолета (при $\bar{x}_F < \bar{x}_{ц.м}$) обеспечивается соответствующим отклонением руля высоты (отклоняемого стабилизатора) с помощью активной системы управления.

Для балансировки самолета с пониженным запасом устойчивости (центр масс смещен назад, увеличена координата $\bar{x}_{ц.м}$) требуется меньшая подъемная сила на горизонтальном оперении, размеры которого при разработке такого самолета можно уменьшить. В результате в меньшей степени растет сопротивление (улучшается поляра), возрас-

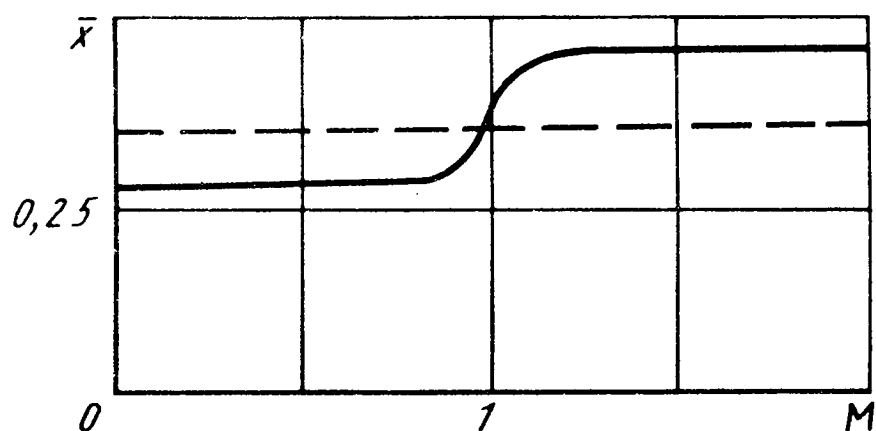


Рис. 3.102. График уменьшения запаса продольной статической устойчивости самолета за счет установки переднего горизонтального оперения:
 — $\bar{x}_F$; - - - $\bar{x}_{ц.м}$

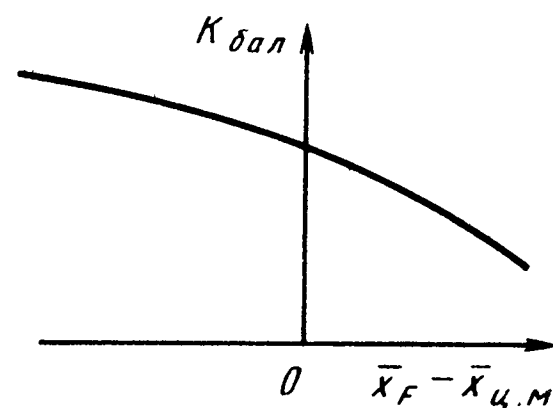
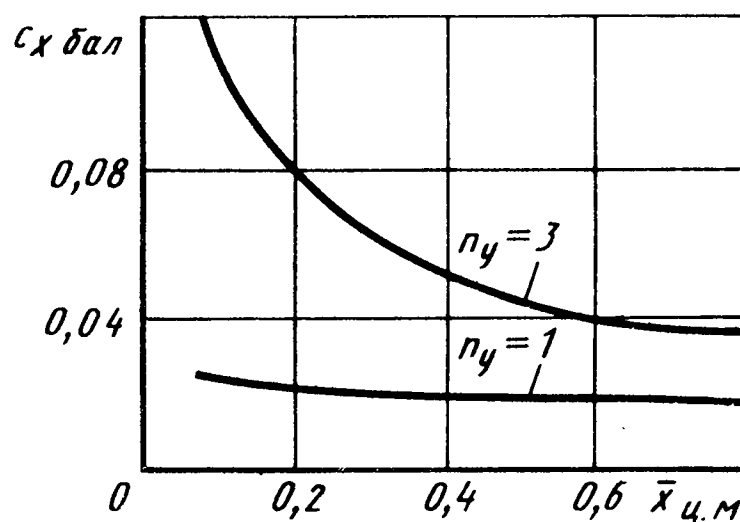


Рис. 3.103. График влияния запаса продольной статической устойчивости самолета на его максимальное аэродинамическое качество

Рис. 3.104. Зависимости коэффициента индуктивного сопротивления самолета от его запаса продольной статической устойчивости при различных нормальных перегрузках



тает аэродинамическое качество, в частности максимальное (рис. 3.103), а масса самолета может быть уменьшена.

Самолет с пониженным запасом устойчивости имеет лучшие характеристики дальности и продолжительности полета, маневренные характеристики. В частности, достигаются существенное увеличение угловой скорости установившегося разворота, улучшение управляемости самолета в продольном движении. Преимущества такого самолета возрастают при увеличении нормальной перегрузки n_y (рис. 3.104).

У сверхзвуковых самолетов компенсация смещения аэродинамического фокуса назад при переходе на сверхзвуковую скорость может осуществляться, например с помощью выдвижения дестабилизатора. Расчеты показывают, что сохранение степени продольной статической устойчивости по углу атаки при переходе на сверхзвуковую скорость, например за счет выдвижения дестабилизатора, дает прирост сверхзвуковой дальности самолета на 10...15 %.

3.21. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов схем "утка" и "бесхвостка"

Улучшение аэродинамических характеристик маневренных самолетов может быть достигнуто за счет применения схемы "утка" (рис. 3.105) или дополнительного переднего горизонтального оперения в нормальной схеме (см. рис. 3.23). Использование переднего горизонтального оперения дает ряд преимуществ.

1. Уменьшаются потери аэродинамического качества самолета на его балансировку, так как при этом подъемная сила при отклонении оперения направлена вверх (см. рис. 3.105).

2. Обеспечивается благоприятное влияние сбегающих с ПГО вихрей (см. рис. 3.23 и 3.105) на обтекание крыла: устойчивость вихрей крыла сохраняется до больших углов атаки и скольжения, на крыле создается дополнительная подъемная сила. В результате увеличиваются несущие свойства самолета (рис. 3.106, а), улучшается полет на больших углах атаки (рис. 3.106, б).

3. Уменьшаются запас продольной статической устойчивости и потери на балансировку у самолета нормальной схемы.

4. На больших сверхзвуковых скоростях за счет ПГО реализуется эффект возврата фокуса к дозвуковому положению (рис. 3.107), аналогичный влиянию наплыва на крыле сложной формы в плане.

5. Облегчается продольная балансировка самолета при выдуве газовых струй в кормовых частях или при отклонении вектора тяги.

6. Обеспечивается возможность непосредственного управления подъемной силой за счет одновременного координированного отклонения ПГО и закрылков, элевонов, флаперонов, управляемого стабилизатора, вектора тяги.

7. За счет положительной интерференции ПГО с крылом повышается эффективность отклонения органов механизации и управления, особенно на больших углах атаки.

Особенностью схем самолетов с близко расположенным к крылу ПГО является создание сбегающими с него вихрями вертикальных скосов потока на крыле (отрицательных в корневой части и положительных в концевых). При соответствующем выборе взаимного расположения крыла и оперения уменьшение подъемной силы в корневой части крыла может быть компенсировано ее увеличением в концевых. В результате общая подъемная сила не уменьшается.

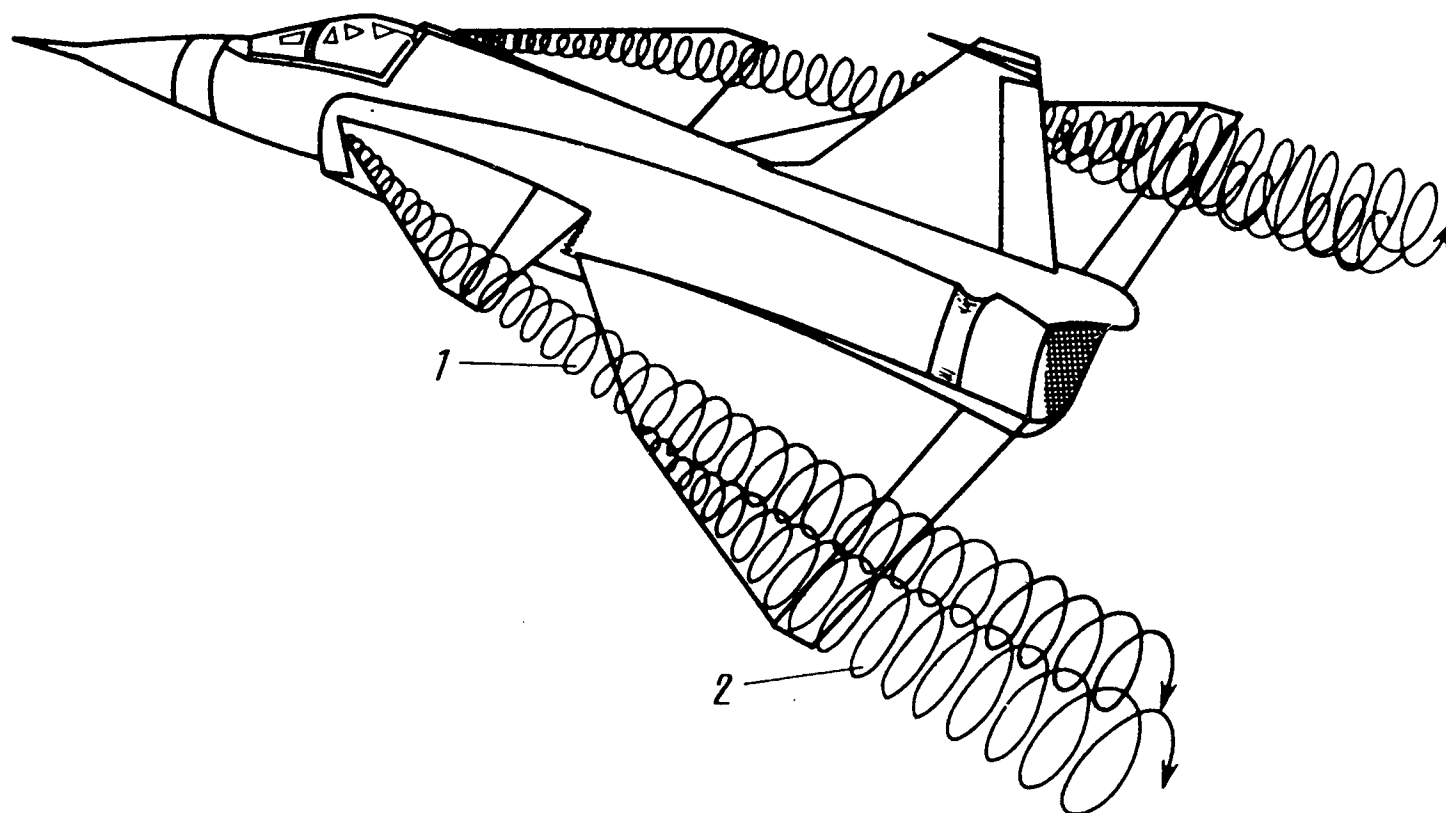


Рис. 3.105. Схема к примеру аэродинамической компоновки самолета схемы "утка":

1 — вихрь с переднего оперения; 2 — вихрь с крыла

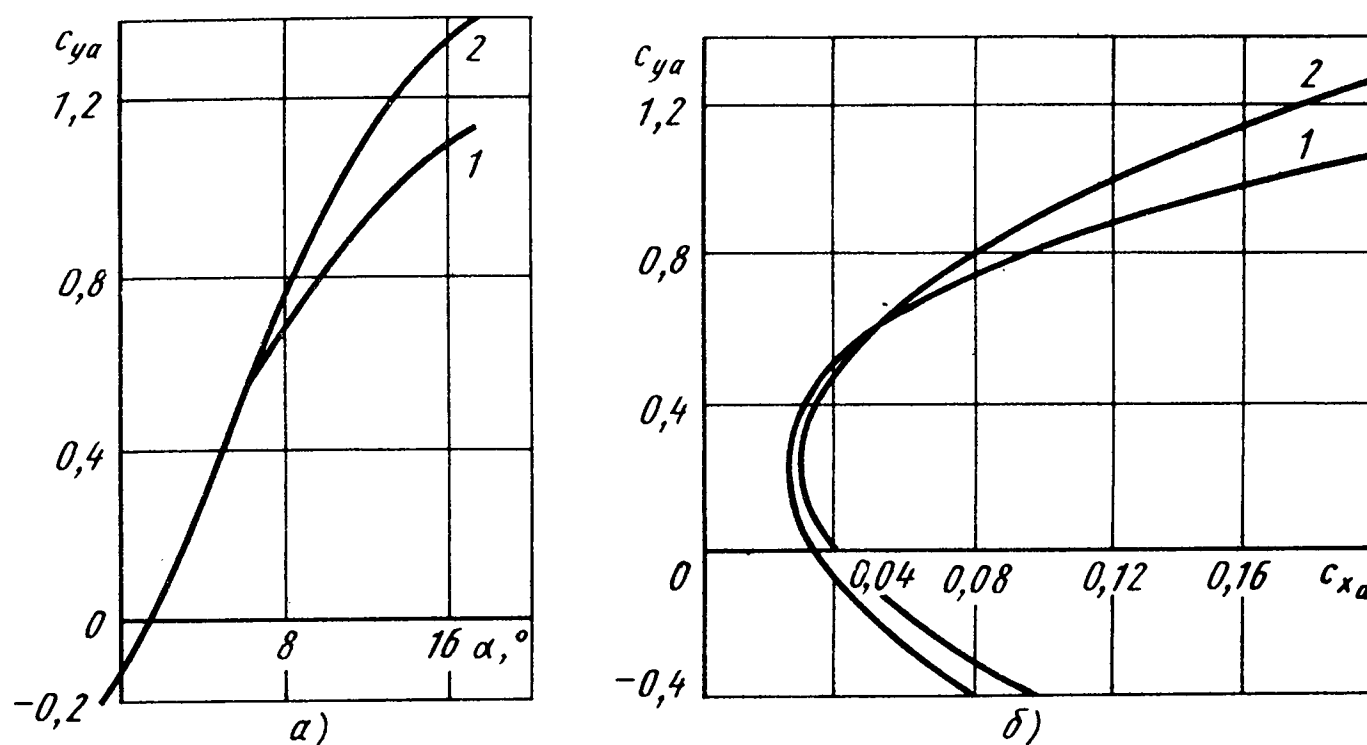


Рис. 3.106. Графики влияния переднего горизонтального оперения на зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и на полярю самолета (б):

1 — изолированное крыло; 2 — крыло + ПГО

Недостатком переднего горизонтального оперения являются его большие углы атаки (при балансировке самолета в полете оно отклоняется на положительные углы), поэтому возможен срыв потока с оперения, в результате которого возникнет пикирующий момент и возможен "клевок" самолета (резкое опускание носа, наиболее неблагоприятное при посадке). Следовательно, для предотвращения ранних

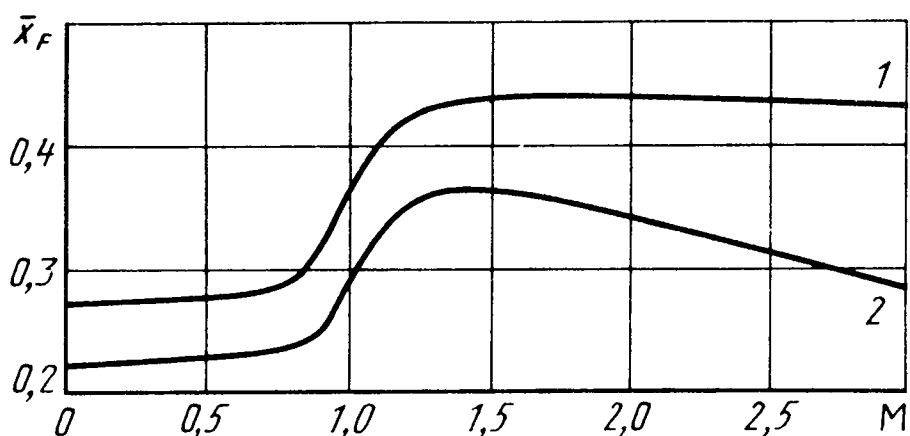


Рис. 3.107. График влияния переднего горизонтального оперения на положение фокуса самолета при различных числах M :

1 — без ПГО; 2 — с ПГО

по сравнению с крылом срывов потока переднее горизонтальное оперение (ПГО) необходимо механизировать, что усложняет конструкцию и увеличивает массу, или ограничить летные углы атаки. Однако современные стреловидные или треугольные оперения малого удлинения имеют большие критические углы атаки и это упрощает указанную проблему.

Существенным недостатком нормальной схемы с дополнительным ПГО является некоторое увеличение сопротивления за счет увеличения омываемой поверхности.

Схема "бесхвостка" с треугольным крылом малого удлинения имеет меньшее сопротивление трения из-за отсутствия горизонтального оперения, малое волновое сопротивление вследствие малой относительной толщины крыла, его большой стреловидности и оптимального распределения площади поперечных сечений по длине самолета. Эта схема имеет низкий уровень бафтинга (тряски) на больших углах атаки благодаря наличию устойчивого вихревого течения, образующегося на передних кромках крыла, и отсутствию горизонтального оперения. Треугольное крыло малого удлинения и большой стреловидности обеспечивает высокие значения критических углов атаки $\alpha_{кр}$ и коэффициентов $C_{y\max}$.

Однако схема "бесхвостка" обладает и рядом недостатков. Во-первых, из-за неблагоприятного распределения нагрузки по размаху крыла и низкого уровня реализации подсасывающей силы велико индуктивное сопротивление, особенно на больших углах атаки. Во-вторых, низкие несущие свойства на взлете и посадке из-за малого удлинения и большой стреловидности крыла требуют применения на нем мощной механизации. В-третьих, самолет такой схемы имеет большие потери подъемной силы при балансировке (из-за малого плеча элевонов) и, следовательно, низкое балансировочное качество.

3.22. Особенности аэродинамической компоновки и характеристик самолетов с крылом обратной стреловидности и антисимметричным крылом

В связи с поисками путей улучшения маневренных свойств самолетов проявляется повышенный интерес к крылу обратной стреловидности. Это объясняется тем, что по сравнению с крылом прямой стреловидности крыло обратной стреловидности обладает рядом аэродинамических преимуществ.

1. Оно имеет более благоприятное распределение коэффициента подъемной силы по размаху (рис. 3.108), не склонно к концевому срыву потока.

2. Из-за более благоприятного (близкого к эллиптическому) распределения подъемной силы по размаху крыло обратной стреловидности имеет меньшее индуктивное сопротивление и создает меньший изгибающий момент, чем крыло прямой стреловидности.

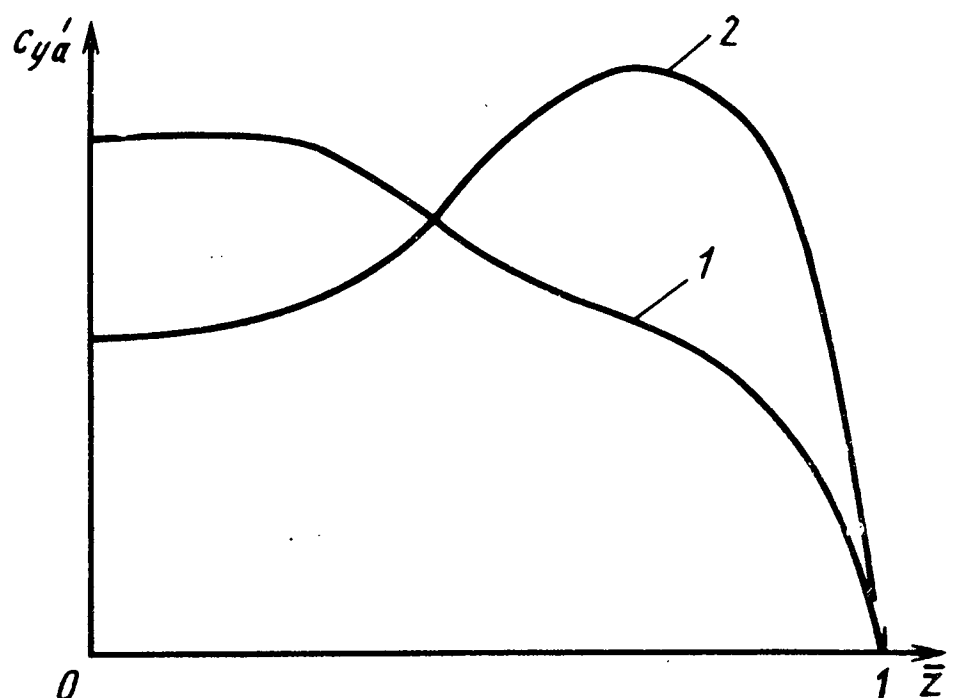
3. На передних кромках этого крыла могут образовываться устойчивые носовые вихри и реализуется эффект полезного отрыва потока (рис. 3.109). Если на крыле прямой стреловидности вихри с передней и боковой кромок объединяются в одну общую зону концевой срыва (см. рис. 3.109, а), то на крыле обратной стреловидности возможно независимое устойчивое существование носовых и концевых вихрей (см. рис. 3.109, б). Это способствует стабилизации обтекания крыла, в результате увеличивается критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы (рис. 110, а).

4. Отсутствие концевой срыва и стабилизация обтекания за счет устойчивых вихрей позволяют улучшить продольную моментную характеристику $m_z(\alpha)$ (рис. 110, б)

и существенно повысить эффективность элеронов (рис. 3.111).

Рис. 3.108. График распределения коэффициента c'_{ya} по полуразмаху крыльев прямой ($\chi > 0$) и обратной ($\chi < 0$) стреловидности:

1 — $\chi < 0$; 2 — $\chi > 0$



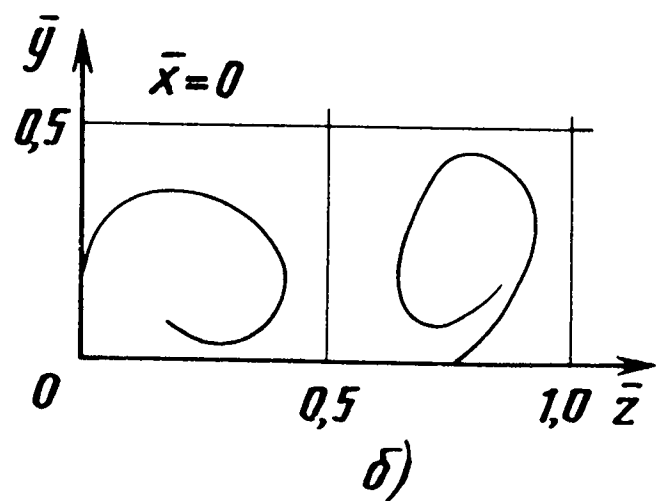
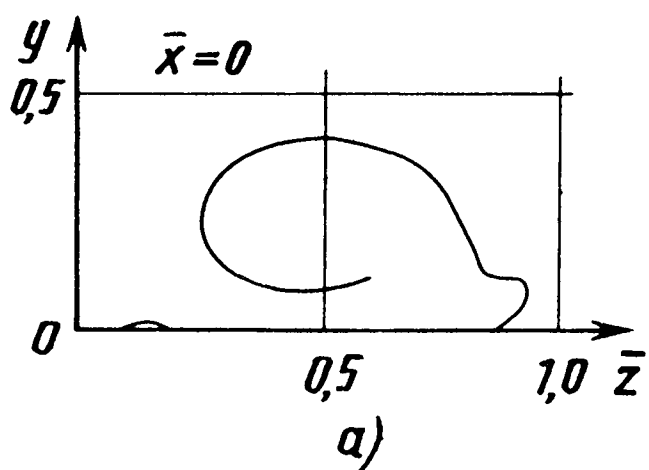
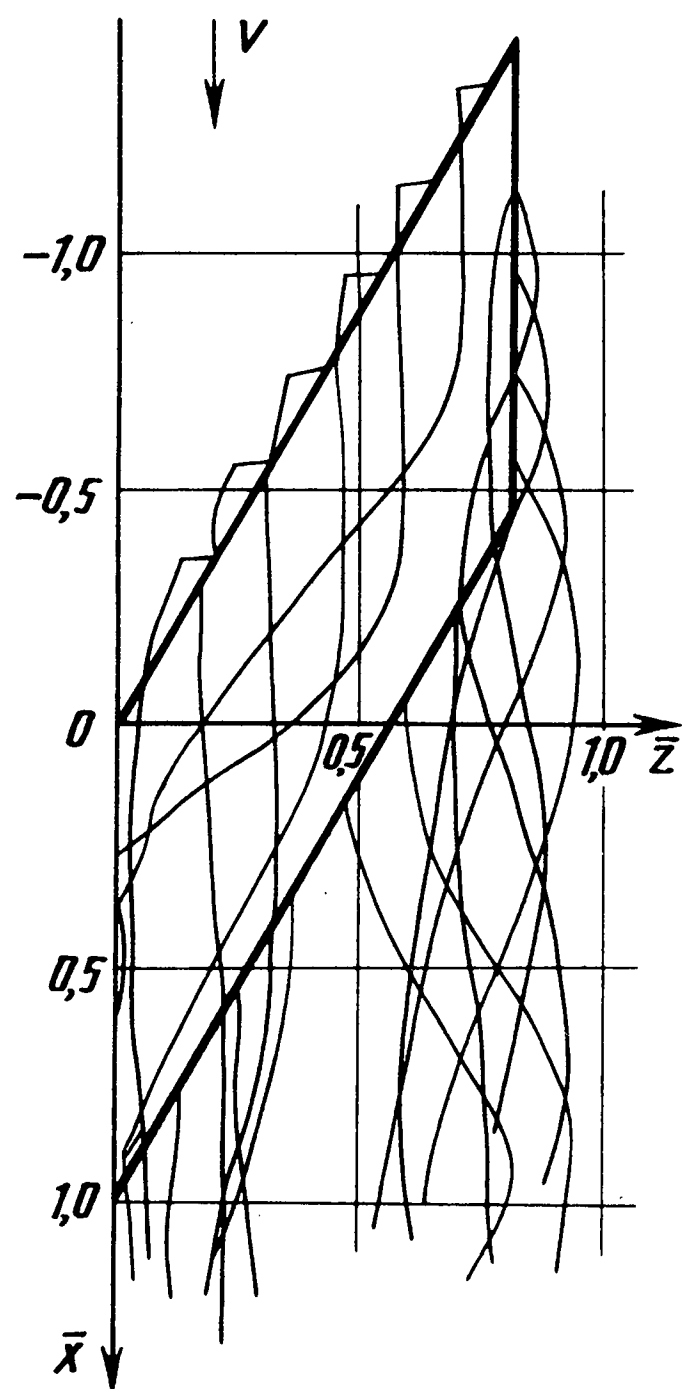
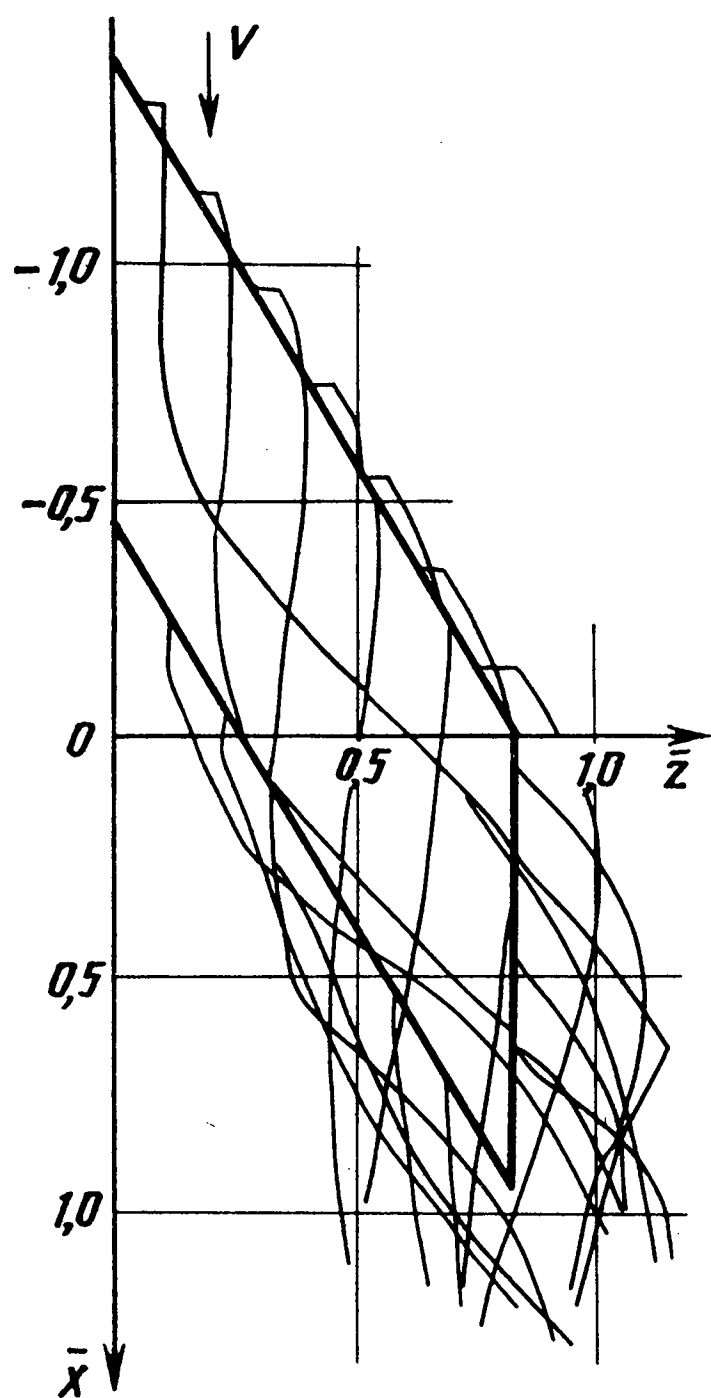


Рис. 3.109. Вихревые структуры крыльев прямой (а) и обратной (б) стреловидности

5. Самолет с крылом обратной стреловидности имеет более плавное изменение площади поперечных сечений S по длине (рис. 3.112) и меньшее волновое сопротивление на трансзвуковых скоростях, так как на нем лучше выполняется трансзвуковое правило площадей

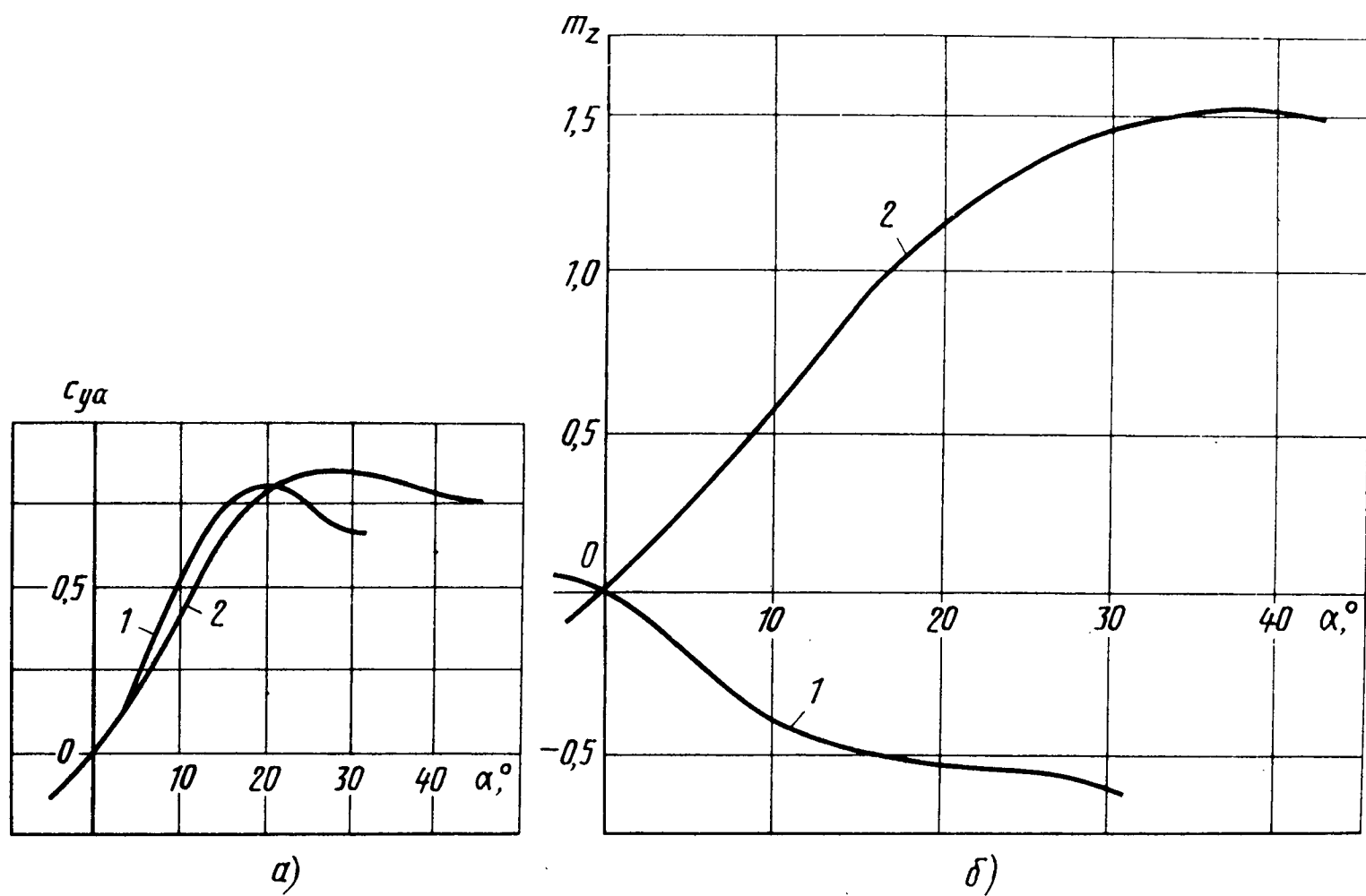


Рис. 3.110. Аэродинамические характеристики крыльев:

1 — прямой стреловидности ($\chi > 0$); 2 — обратной стреловидности ($\chi < 0$)

Рис. 3.111. График эффективности элеронов на крыльях прямой и обратной стреловидности ($\delta = \pm 10^\circ$):

1 — $\chi > 0$; 2 — $\chi < 0$

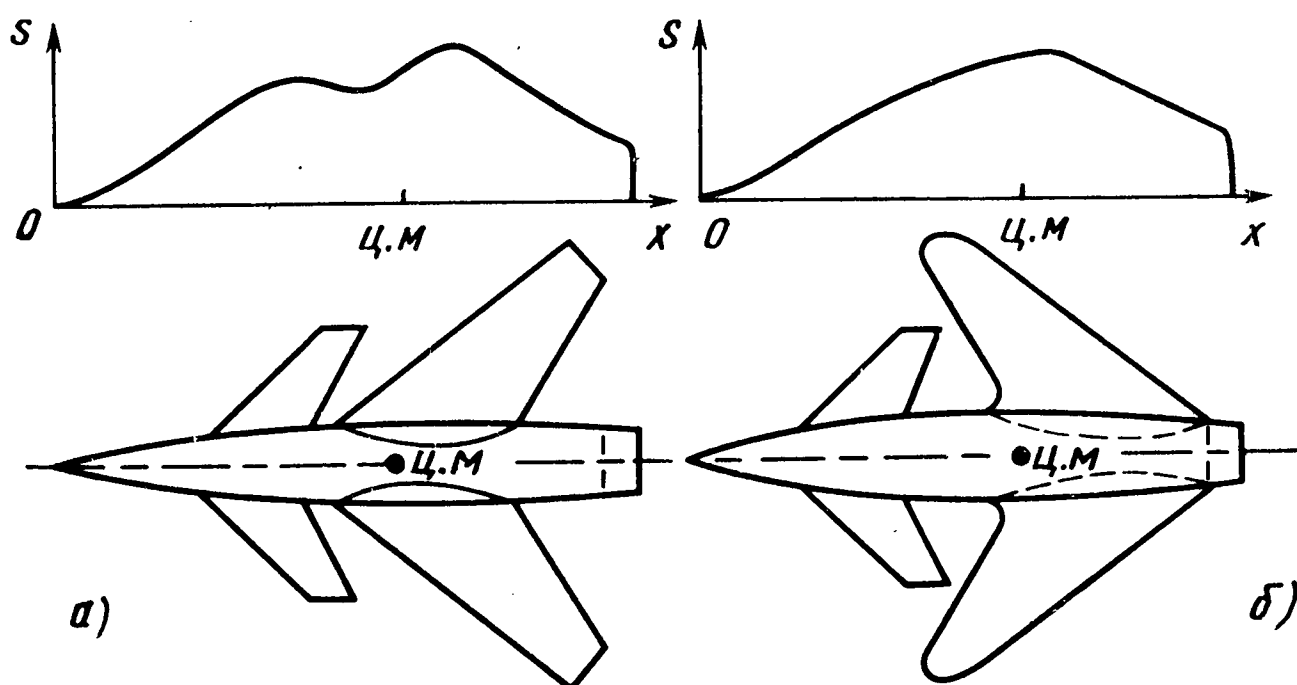
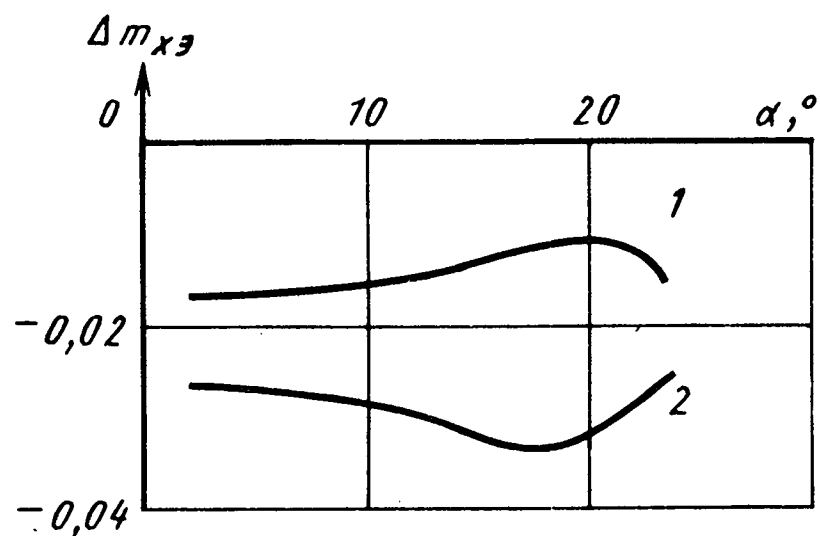


Рис. 3.112. Графики и схемы изменения площадей поперечных сечений по длине самолета с крыльями прямой (а) и обратной (б) стреловидности

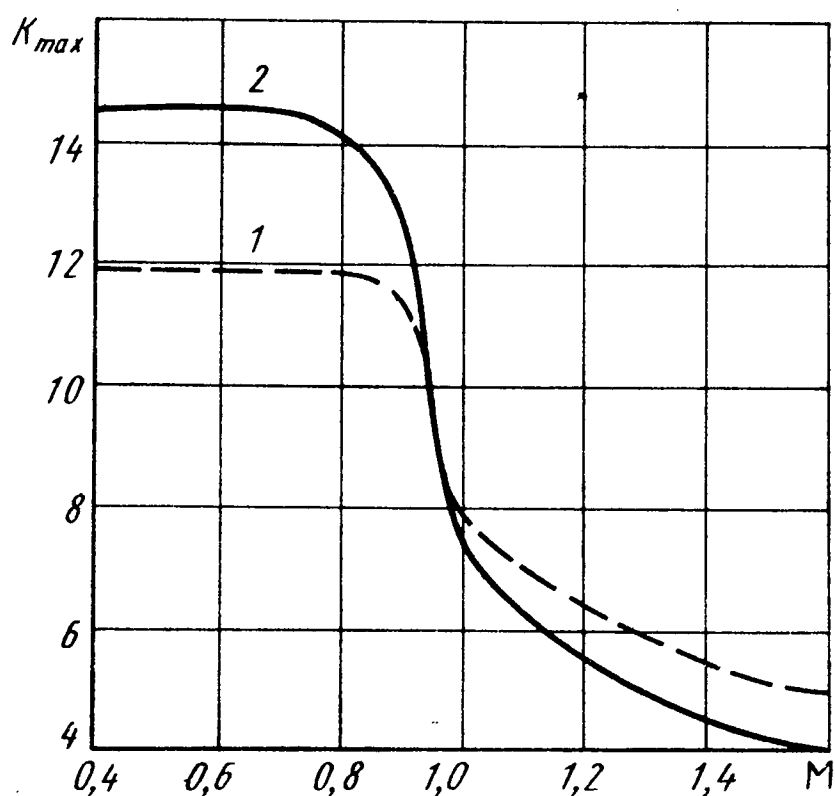


Рис. 3.113. Зависимости $K_{max}(M)$

для самолетов с крыльями прямой ($\chi > 0$) и обратной ($\chi < 0$)

стреловидности:

1 — $\chi > 0$; 2 — $\chi < 0$

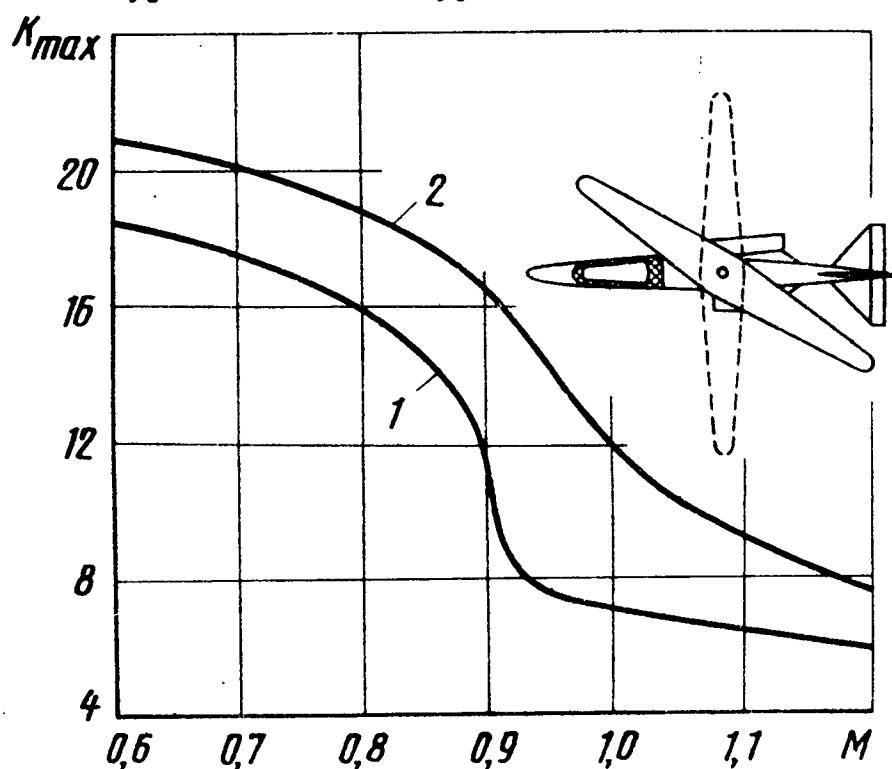


Рис. 3.114. Зависимости $K_{max}(M)$

для самолетов с обычными (1) и антисимметричными (2) крыльями

аэродинамического качества в широком диапазоне чисел M рассматривается возможность создания самолета с антисимметричным крылом, которое в полете способно целиком поворачиваться относительно фюзеляжа и сочетает в себе свойства крыльев прямой, обратной и изменяемой в полете стреловидности.

(см. рис. 3.112, б), чем на самолете с обычным стреловидным крылом (см. рис. 3.112, а).

Однако крыло обратной стреловидности не лишено недостатков. Ранние корневые срывы потока, аналогичные концевому срыву на обычных стреловидных крыльях, охватывают большую площадь крыла (здесь самые большие хорды), что приводит к потерям подъемной силы, росту силы лобового сопротивления, падению аэродинамического качества и эффективности закрылков. Из-за малой стреловидности передних кромок

крыло обратной стреловидности имеет большее волновое сопротивление на сверхзвуковых скоростях, а следовательно, меньшее аэродинамическое качество (рис. 3.113). Кроме того, оно склонно к дивергенции, т.е. к закручиванию на увеличение углов атаки сечений при изгибе под нагрузкой. Вследствие этого оно до сих пор не применялось, хотя его достоинства известны давно. По имеющимся зарубежным данным, эту проблему

крыло обратной стреловидности имеет большее волновое сопротивление на сверхзвуковых скоростях, а следовательно, меньшее аэродинамическое качество (рис. 3.113). Кроме того, оно склонно к дивергенции, т.е. к закручиванию на увеличение углов атаки сечений при изгибе под нагрузкой. Вследствие этого оно до сих пор не применялось, хотя его достоинства известны давно. По имеющимся зарубежным данным, эту проблему позволит решить использование композиционных материалов.

С целью повышения аэродинамического качества в широком диапазоне чисел M рассматривается

возможность создания самолета с антисимметричным крылом, которое в полете способно целиком поворачиваться относительно фюзеляжа и сочетает в себе свойства крыльев прямой, обратной и изменяемой в полете стреловидности.

Эксперименты в аэродинамических трубах показывают, что самолет с антисимметричным крылом при оптимальном для каждого числа M угле стреловидности имеет большее аэродинамическое качество, чем с обычным стреловидным крылом (рис. 3.114). К достоинствам полностью поворотного крыла относятся большая жесткость, меньшая масса, меньшее смещение фокуса при его повороте, чем у крыла изменяемой в полете стреловидности. В летных испытаниях беспилотных летательных аппаратов с антисимметричным крылом установлено, что при повороте крыла продольная балансировка практически не нарушается, так как поворот одной половины крыла назад, а другой вперед практически не изменяет положения фокуса. Возникающий при этом момент крена, вызванный несимметрией в обтекании левой и правой половин, легко парируется отклонением элеронов на $1^\circ \dots 2^\circ$. Более того, соответствующим выбором формы концевых частей крыла и местоположения оси его поворота можно практически устранить этот момент при изменении стреловидности крыла.

3.23. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик летательных аппаратов со сверхзвуковой крейсерской и гиперзвуковой скоростями

Практически ни один современный маневренный самолет не может длительно летать без торможения на сверхзвуковом режиме. Поэтому изучается возможность самолета продолжительное время летать со сверхзвуковой скоростью и обладать достаточной маневренностью на этом режиме.

Для осуществления сверхзвукового крейсерского полета требуются высокие значения аэродинамического качества. А как известно (см. рис. 3.11), при $M > 1$ аэродинамическое качество самолета резко снижается (вследствие уменьшения несущих свойств, появления волнового сопротивления, уменьшения или даже полного исчезновения подсасывающей силы). Высокие значения аэродинамического качества при $M > 1$ легче реализовать при больших размерах самолета, когда проблема интеграции планера и силовой установки не столь сложна, как в случае истребителей, и элементы силовой установки гораздо меньше искажают оптимальные формы планера. Тем не менее, аэродинамическое качество истребителей может быть повышено за счет использования специальных компоновочных мероприятий:

применение крыла сложной формы в плане с наплывом, использование полезного отрыва для увеличения подъемной силы и подсасывающей силы на дозвуковых передних кромках;

оптимальное распределение толщины и кривизны крыла по размаху для уменьшения волнового и индуктивного сопротивления;

использование острых конусообразных головных частей для уменьшения волнового сопротивления, а также несущего фюзеляжа для увеличения подъемной силы;

объединение планера и силовой установки с целью использования полезной интерференции на сверхзвуковых скоростях;

использование энергетических методов, в частности отклонение вектора тяги;

уменьшение запаса продольной устойчивости и др.

Гиперзвуковыми называются скорости, при которых число $M > 4...5$. Обтекание ЛА в этом случае заметно отличается от того, какое происходит при умеренных сверхзвуковых скоростях. При обтекании тел гиперзвуковым потоком возникают качественно новые явления, которыми при умеренных сверхзвуковых скоростях можно пренебречь.

1. При возрастании числа M углы наклона скачков уплотнения уменьшаются, интенсивность их возрастает, сильно растет температура за скачками. В результате скачки приближаются к поверхности тела. В этом случае область возмущений сужается и превращается в тонкий слой, который называется ударным. Уменьшается пространственность обтекания.

2. При гиперзвуковых скоростях усиливается взаимодействие между скачками уплотнения и пограничным слоем, скачки как бы ложатся на пограничный слой. С одной стороны, близость головного скачка ограничивает естественное утолщение пограничного слоя. С другой, высокая температура за скачком уменьшает плотность воздуха, в результате чего толщина пограничного слоя возрастает. Толстый пограничный слой увеличивает отклонение потока, дополнительно искривляет головной скачок и тем самым увеличивает давление и температуру за ним. Обтекаемое тело как бы утолщается.

3. В результате сильного повышения температуры за скачком изменяются химический состав и термодинамические свойства воздуха. Так, за головным скачком ракет, движущихся со скоростями, соответствующими числам $M = 6...10$, уже возможна диссоциация кислорода и частично азота, а удельная теплоемкость воздуха перестает быть постоянной величиной, т.е. газ становится несовершенным.

4. При обтекании тел гиперзвуковым потоком возмущенные скорости становятся соизмеримыми со скоростью звука. Малое относительное изменение скорости вызывает значительное изменение всех параметров воздуха. Это приводит к тому, что аэродинамические характеристики тел при гиперзвуковых скоростях, в частности зависимости от угла атаки, становятся существенно нелинейными.

Отмеченные процессы при гиперзвуковом обтекании тел и определяют особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик гиперзвуковых ЛА. Отметим некоторые основные особенности их аэродинамической компоновки.

Для уменьшения нагрева (тепловых потоков q_w от газа к поверхности аппарата) крылья имеют большую стреловидность передних кромок, так как нагрев создается прежде всего за счет торможения нормального к передней кромке набегающего потока и поэтому с увеличением угла стреловидности (χ) тепловой поток (q_w) уменьшается.

С этой же целью передние части ЛА, в том числе передние кромки крыла, затуплены. Это делается по той причине, что тепловой поток (q_w) обратно пропорционален корню квадратному из диаметра затупления носка (D), т.е. $q_{w2}/q_{w1} = \sqrt{D_1/D_2}$. По этой причине на гиперзвуковых ЛА устанавливаются сравнительно толстые крылья ($\bar{c} > 0,08$).

Гиперзвуковые ЛА должны летать не только в широком диапазоне чисел M ($M = 0 \dots 10$ и более), но и в очень широком диапазоне углов атаки ($\alpha = -5^\circ \dots +50^\circ$). Для уменьшения смещения фокуса и волнового сопротивления, для увеличения несущих свойств, критического угла атаки и коэффициента $c_{y \max}$ на крыле устанавливаются наплывы, т.е. применяются крылья сложной формы в плане.

На больших сверхзвуковых и тем более гиперзвуковых скоростях подъемная сила создается в основном за счет повышения давления на нижних поверхностях. Поэтому гиперзвуковые аппараты выполняются, как правило, по схеме низкоплан с несущим фюзеляжем, а для уменьшения лобового сопротивления — по схеме "бесхвостка". При этом в целях получения возможно большего аэродинамического качества используется концепция объединения крыла, фюзеляжа и силовой установки в единую несущую систему. На рис. 3.115 показаны аэродинамические характеристики сбалансированного гиперзвукового ЛА типа "Спейс шаттл" на дозвуковых ($M < 1$) и гиперзвуковых ($M \gg 1$) скоростях. Видно, что гиперзвуковой ЛА имеет большой критический угол

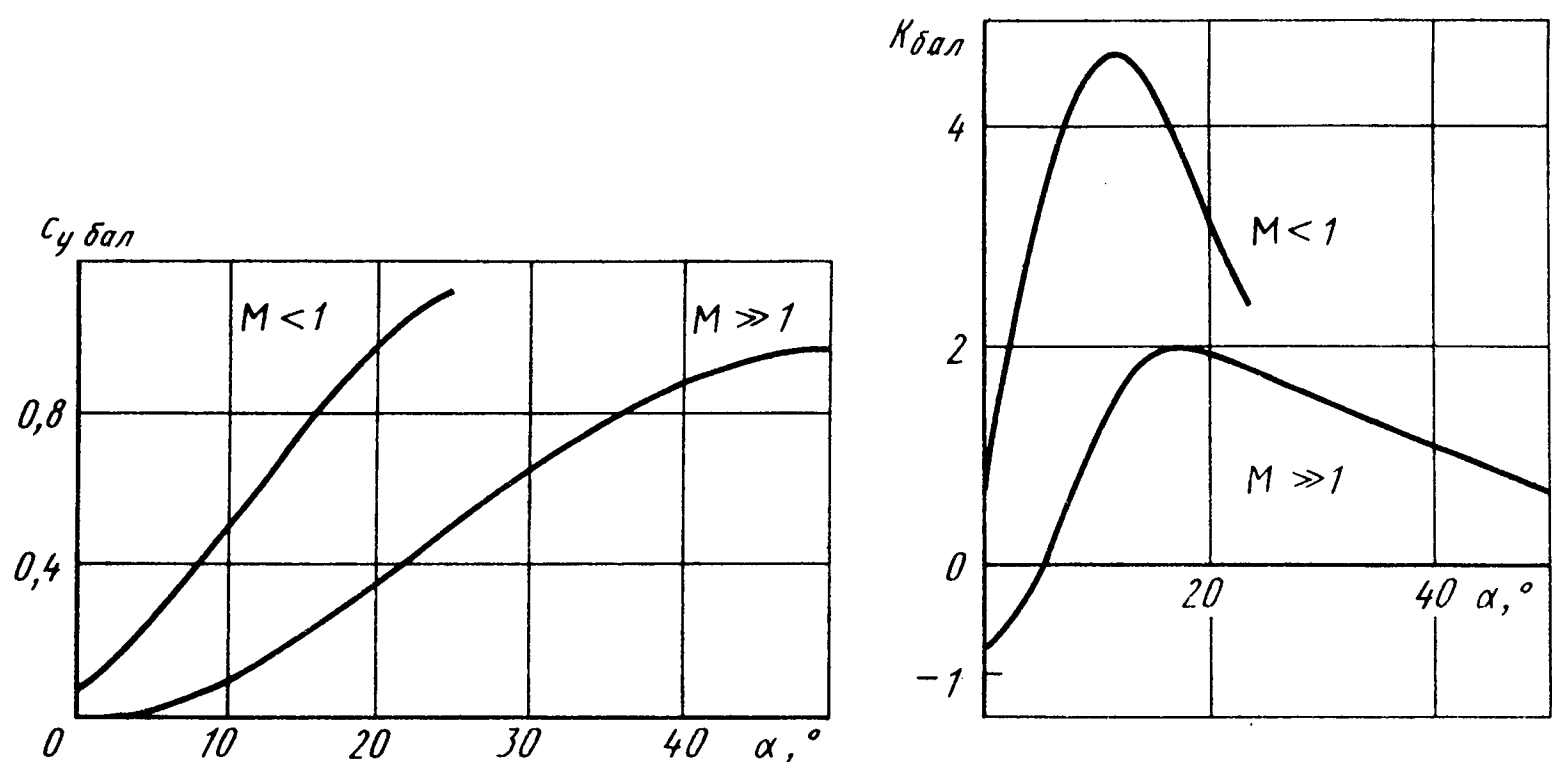


Рис. 3.115. Аэродинамические характеристики гиперзвукового летательного аппарата

атаки ($\alpha_{кр} \approx 50^\circ$). Кроме того, максимальное значение аэродинамического качества смещается в сторону больших углов атаки ($\alpha_{наив} > 15^\circ$), чем это имеет место у обычных сверхзвуковых самолетов.

Как известно, уже на больших сверхзвуковых скоростях существует проблема обеспечения путевой устойчивости. На гиперзвуковых скоростях она усугубляется. Это требует увеличения размеров вертикального оперения или применения двух и более килей.

Исследования показывают, что для повышения эффективности рулевых поверхностей на гиперзвуковых скоростях полета целесообразно использовать клинообразные профили. С этой целью и применяются элевоны и рули направления с расщепляющимися панелями, которые на посадке используются в качестве воздушных тормозов. На больших высотах из-за разреженности воздуха обычные аэродинамические рули малоэффективны, поэтому наряду с ними на гиперзвуковых ЛА применяются и газодинамические рули.

Широкий диапазон высот и чисел M полета, используемых углов атаки приводит к значительным изменениям характеристик устойчивости и управляемости. Это вызывает необходимость в применении на гиперзвуковых ЛА сложных систем автоматического, в том числе активного управления и БЦВМ.

Г л а в а 4

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТОВ

4.1. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические схемы современных вертолетов

Под аэродинамической компоновкой вертолета понимают его внешние формы и формы его отдельных частей, их взаимное сочленение и сопряжение, обеспечивающие выполнение заданных тактико-технических требований.

Аэродинамическая схема вертолета определяется наличием и взаимным расположением его отдельных частей. Понятие аэродинамической схемы более широкое, чем аэродинамическая компоновка. Вертолеты одной аэродинамической схемы могут иметь различные аэродинамические компоновки.

Различают пять основных схем вертолетов: одновинтовая, двухвинтовая соосной схемы, двухвинтовая продольной схемы, двухвинтовая поперечной схемы, многовинтовая.

Наиболее распространена одновинтовая схема вертолета с рулевым винтом. Первый вертолет этой схемы в нашей стране был построен Б.Н. Юрьевым еще в 1911 г. По этой схеме строились и строятся вертолеты, составляющие основную часть вертолетного парка в нашей стране. Подавляющее большинство зарубежных вертолетов построено также по этой схеме.

На вертолетах основная, наиболее важная часть аэродинамической силы создается винтами: несущими — на многовинтовых; несущими и рулевым — на одновинтовых. Винты приводятся во вращение двигателями, размещенными в корпусе. В этом случае при вращении винта на корпусе появляется реактивный момент, стремящийся развернуть вертолет в сторону, обратную вращению винта.

На вертолетах одновинтовой схемы реактивный момент несущего винта уравновешивается тягой рулевого винта на плече до центра масс вертолета, а реактивный момент рулевого винта — тягой несущего

го винта на плече до того же центра масс. К основным преимуществам вертолетов данной схемы относятся: простота конструкции; простота и достаточная эффективность управления; удовлетворительные летные характеристики. Недостатки схемы: значительные (до 10 %) потери мощности силовой установки на вращение рулевого винта; большие габаритные размеры вертолета из-за необходимости выноса рулевого винта за пределы несущего; ограниченный диапазон центровок.

Одновинтовые вертолеты могут быть выполнены и без рулевого винта. Несущий винт вертолета может приводиться во вращение реактивной тягой силовых установок, расположенных на лопастях винта, или за счет выдува воздуха или газа из сопел, выполненных на концах лопастей. Во втором случае силовая установка может размещаться и в корпусе вертолета, не создавая реактивного момента. Реактивный момент на корпусе не создается и в первом случае. Увлекающий момент, возникающий за счет трения при вращении вала, невелик и легко может быть скомпенсирован.

Для уравнивания реактивного момента вместо рулевого винта может применяться какое-либо другое устройство, например выдув потока на хвостовой балке. При взаимодействии выдуваемого из щели на хвостовой балке воздуха или газа с потоком от несущего винта возникает эффект суперциркуляции, который и приводит к созданию боковой силы, а она на плече до центра масс и может создать уравнивающий момент.

У двухвинтовых вертолетов соосной схемы винты вращаются относительно одной оси в разные стороны, и при определенном сочетании углов установки лопастей верхнего и нижнего винтов реактивные моменты могут взаимно компенсироваться. Вертолеты этой схемы отличаются отсутствием потерь мощности на привод рулевого винта, большим коэффициентом полезного действия несущей системы, меньшими габаритными размерами и относительно хорошей маневренностью, что является преимуществом. Недостатками этой схемы являются: сложная конструкция и большое аэродинамическое сопротивление в горизонтальном полете колонки несущей системы, слабая путевая управляемость на предельных по углу установки лопастей режимах полета, а также при посадке на самовращении, ограниченный диапазон центровок вертолета.

На вертолетах продольной и поперечной схем реактивные моменты винтов также могут быть скомпенсированы при их противоположном направлении вращения. Но строгое уравнивание реактивного момента на винтах может и не реализовываться. Обнуление суммарного

реактивного момента на вертолете может производиться соответствующим отклонением в противоположные стороны тяги винтов. Достоинством вертолетов этих схем являются отсутствие потерь мощности на компенсацию реактивного момента, большие объемы фюзеляжа. У вертолетов продольной схемы большой диапазон допустимых центровок. Но у вертолетов этих схем сложная система трансмиссий и сложно решаются, особенно на вертолетах поперечной схемы, вопросы обеспечения устойчивости в полете.

Вертолеты многовинтовых схем пока еще не вышли из стадии теоретической и проектной проработки. Реактивные моменты на этих вертолетах отчасти будут компенсироваться противоположным направлением вращения винтов, отчасти отклонением сил тяги несущих винтов. На вертолетах будут отсутствовать потери мощности на компенсацию реактивного момента. Диапазон центровок этих вертолетов может быть достаточно большим. Но система трансмиссий привода и управления винтами по сравнению с другими схемами вертолета еще более усложняется.

Аэродинамическая компоновка вертолета помимо несущих и рулевого винтов включает в себя, как правило, фюзеляж, стабилизатор, хвостовую и килевую (киль) балки, а у некоторых вертолетов — и крыло. Аэродинамическая компоновка вертолета подбирается на основе удовлетворения комплексу требований к создаваемому вертолету. Среди этих требований можно выделить и аэродинамические. Правда по сравнению с самолетом аэродинамические требования пока еще не стоят на первом месте. Это связано с тем, что скорости полетов современных вертолетов относительно невелики и аэродинамические силы на несущих частях вертолета по сравнению с силой тяги винта, силой воздействия массы вертолета малы. Поэтому аэродинамика этих частей при компоновке вертолета отодвигается на второй план и основное внимание уделяется компоновке несущего винта.

Основные аэродинамические требования к компоновке вертолета могут быть сведены к обеспечению:

максимальных аэродинамической эффективности и коэффициента полезного действия несущего винта;

минимального лобового сопротивления;

заданных характеристик устойчивости и управляемости;

заданных маневренных характеристик;

заданных максимальной скорости и потолков вертолета.

4.2. Основные аэродинамические характеристики вертолетов и их частей

Результатом взаимодействия воздушного потока с вертолетом является полная аэродинамическая сила $\vec{R}$, которая является суммой распределенных нормальных сил давления и тангенциальных сил трения, возникающих на всех частях вертолета. Полную аэродинамическую силу вертолета $\vec{R}$ раскладывают по осям связанной $Oxyz$ и скоростной $Ox_a y_a z_a$ систем координат:

$$\vec{R} = -X\vec{i} + Y\vec{j} + Z\vec{k} = -X_a\vec{i}_a + Y_a\vec{j}_a + Z_a\vec{k}_a,$$

где X, Y, Z – продольная, нормальная, поперечная силы; X_a, Y_a, Z_a – силы лобового сопротивления, подъемная, боковая; i, j, k и i_a, j_a, k_a – орты связанной и скоростной систем координат.

Полная аэродинамическая сила $\vec{R}$ на плече до центра приведения сил, за который чаще всего принимают центр масс вертолета для одной наиболее характерной центровки вертолета, создает аэродинамический момент $\vec{M}$. Этот момент раскладывают по осям связанной системы координат:

$$\vec{M} = M_x\vec{i} + M_y\vec{j} + M_z\vec{k},$$

где M_x, M_y, M_z – моменты крена, рысканья и тангажа соответственно.

Для перехода к безразмерным коэффициентам сил и моментов в качестве характерной скорости используют скорость конца лопасти $(\omega_n R)$, в качестве характерной площади – площадь ометаемой поверхности (πR^2) , в качестве характерного линейного размера – радиус несущего винта (R) (ω_n – угловая скорость вращения винта).

Поэтому

$$c_x(c_y, c_z, c_{xa}, c_{ya}, c_{za}) = \frac{2X(Y, Z, X_a, Y_a, Z_a)}{\rho(\omega_n R)^2 \pi R^2};$$

$$m_x(m_y, m_z) = \frac{2M_x(M_y, M_z)}{\rho(\omega_n R)^2 \pi R^3}.$$

Аэродинамические характеристики вертолета в целом представляют в виде зависимостей сил, моментов или их коэффициентов от кинематических параметров (скорости, угла атаки).

Наиболее важной аэродинамической частью вертолета является несущий винт. Поэтому в технических описаниях его аэродинамические характеристики представлены наиболее полно. Равнодействующую $\vec{R}_n$ аэродинамических сил, действующих на несущий винт, раскладывают по осям полусвязанной системы координат $O_{nn} x_n y_n z_n$, в которой начало координат O_n размещается в точке пересечения оси вращения с плоскостью вращения винта, а ось $O_n x_n$ — перпендикулярна оси вращения и имеет такое же направление, как и проекция на плоскость — вращения вектора воздушной скорости несущего винта:

$$\vec{R} = -H\vec{i}_n + T\vec{j}_n + S\vec{k}_n,$$

где H — продольная сила; T — сила тяги винта; S — боковая сила.

В задачах динамики полета удобнее использовать разложение силы $\vec{R}_n$ по осям скоростной системы координат $O_{na} x_a y_a z_a$:

$$\vec{R}_n = T_x \vec{i}_a + T_y \vec{j}_a + T_z \vec{k}_a,$$

где T_x — пропульсивная сила; T_y — подъемная сила; $T_z = S$ — боковая сила.

Аэродинамический момент несущего винта M_n проектируют на оси полусвязанной системы координат:

$$\vec{M}_n = M_{xn} \vec{i}_n + M_{yn} \vec{j}_n + M_{zn} \vec{k}_n,$$

где M_{xn} , M_{yn} , M_{zn} — соответственно поперечный, нормальный и продольный моменты несущего винта.

К аэродинамическим относят также и крутящий момент винта M_k , который определяется как составляющая аэродинамического момента M_n на ось O_{n-n} полусвязанной системы координат несущего винта, взятая с обратным знаком:

$$M_k = -M_{y_n}.$$

Делением аэродинамических сил (H, T, S, T_x, T_y, T_z) на произведение $qS = \frac{\rho(\omega_n R)^2}{2} \pi R^2$ и моментов ($M_{x_n}, M_{y_n}, M_{z_n}, M_k$) на $qSb = \frac{\rho(\omega_n R)^2}{2} \pi R^3$ получают соответствующие коэффициенты сил и моментов:

$$c_n(c_T, c_S, t_x, t_y, t_z) = \frac{2H(T, S, T_x, T_y, T_z)}{\rho(\omega_n R)^2 \pi R^2},$$

$$m_{x_n}(m_{y_n}, m_{z_n}, m_k) = \frac{2M_{x_n}(M_{y_n}, M_{z_n}, M_k)}{\rho(\omega_n R)^2 \pi R^3}.$$

В ряде случаев за характерную площадь принимают суммарную площадь в плане всех лопастей $\sigma \pi R^2$ (σ — коэффициент заполнения). В этом случае $\bar{t}_x = t_x / \sigma$.

Аэродинамические характеристики несущего винта для общего случая движения могут быть представлены в виде так называемых диаграмм характеристик — в виде зависимостей $t_x(m_k)$ для ряда $t_y = \text{const}$ и набора сочетаний M_0 (чисел M на конце лопасти), $\bar{V} = V/(\omega_n R)$ (V — скорость полета) и σ . Диаграмма характеристик имеет вид, представленный на рис. 4.1. На график наносят линии $\alpha_n = \text{const}$ (α_n — угол атаки винта), нижняя часть диаграммы характеризует режимы горизонтального полета с поступательной скоростью или положительным ускорением; верхняя — режимы торможения.

Рис. 4.1. Диаграмма характеристик несущего винта вертолета:

$\Delta - a_n = 0$; $\bullet - a_n = -5^\circ$; $\blacktriangle - a_n = -10^\circ$; $\times - a_n = -15^\circ$; $\circ - a_n = -20^\circ$

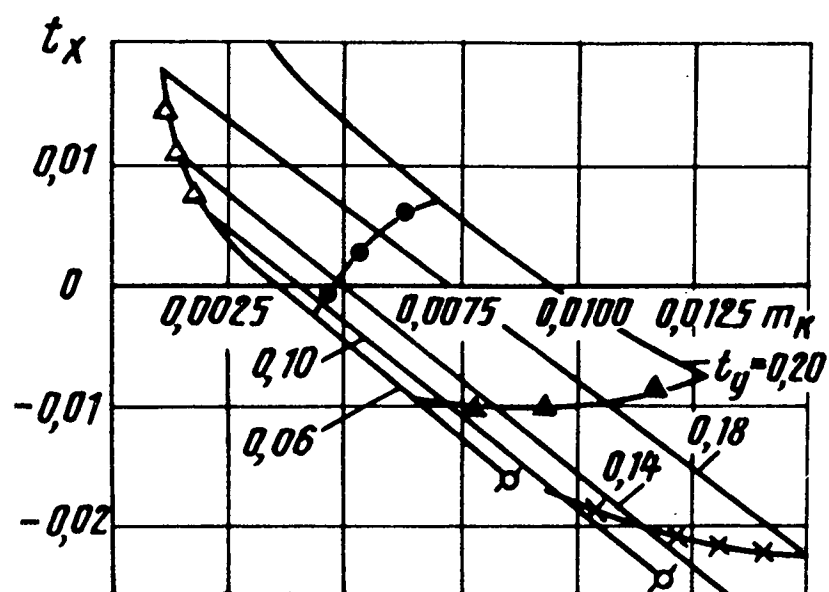


Рис. 4.2. Поляры несущего винта:

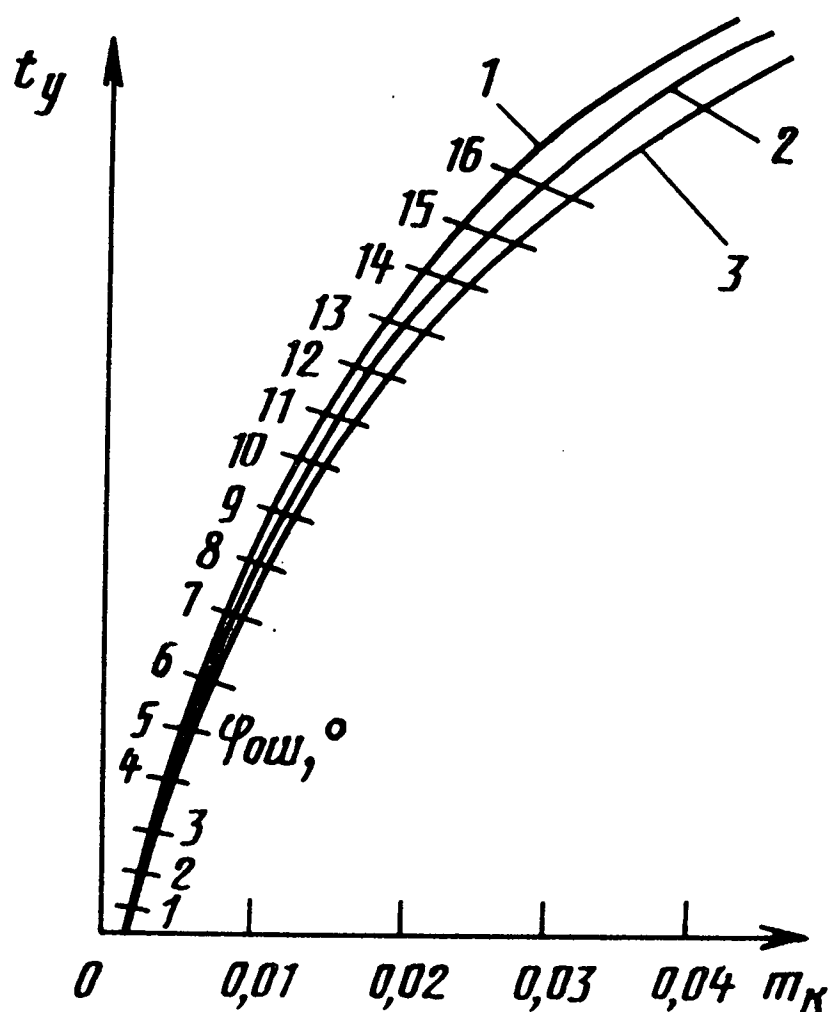
1 — $\omega_n R = 210$ м/с; 2 — $\omega_n R = 220$ м/с; 3 — $\omega_n R = 230$ м/с

Более удобны, но менее информативны аэродинамические характеристики винта, представляемые в виде $t_y(a_n)$ для ряда постоянных значений углов установки общего шага винта $\varphi_{ош}$ и скорости

V . В частном случае при работе винта на месте аэродинамические характеристики можно представить в более простом виде — в виде так называемой поляры винта. Она представляет собой зависимость $c_T = t_y = f(m_k)$, в общем слу-

чае неодинаковую для разных значений $\omega_n R = \text{const}$. На этой зависимости отмечают значения $\varphi_{ош} = \text{const}$. Одна из поляр винта показана на рис. 4.2. Аэродинамические характеристики рулевого винта представляются в таком же виде, что и для несущего.

Аэродинамические характеристики фюзеляжа, крыла, стабилизатора, киля представляются в том же виде, как и для соответствующих частей самолета, т.е. в виде зависимостей $c_{ya}(c_{xa})$, $c_{ya}(a)$, $c_{xa}(a)$, $m_y(\beta)$ и т.д. Так как аэродинамические характеристики этих частей вертолета при изменении режима полета из-за влияния на них струи



несущего винта сильно меняются, то они представляются для изолированных частей или же для комбинаций частей без учета влияния струи несущего винта.

4.3. Некоторые особенности аэродинамики винтов вертолетов с жестким и шарнирным креплением лопастей

Существуют вертолеты как с жестким, так и с шарнирным креплением лопастей к втулке. Применение шарнирного крепления лопастей позволило решить проблему поступательного полета. Но, с другой стороны, оно существенно изменило аэродинамику несущего винта, частично ухудшив ее.

Лопастей несущего винта вертолета при вращении в поступательном полете работают в переменном и по величине, и по направлению поле скоростей. Суммарная скорость обтекания элемента лопасти складывается: из окружной скорости ($\omega_n r$); вектора скорости поступательного перемещения вертолета, создающего подъемную силу за счет нормальной составляющей, ($V \cos \alpha_n \sin \psi_n$); индуктивной скорости потока V_i , как правило, уменьшающей местные углы атаки сечений.

Для примера на рис. 4.3 приведены результаты расчета вертикальных составляющих скоростей потока в плоскости вращения винта в азимутах $\psi_n = 0^\circ \dots 180^\circ$ и $90^\circ \dots 270^\circ$ при поступательном полете с $\bar{V} = 0,1$ и $\alpha_n = -3^\circ$.

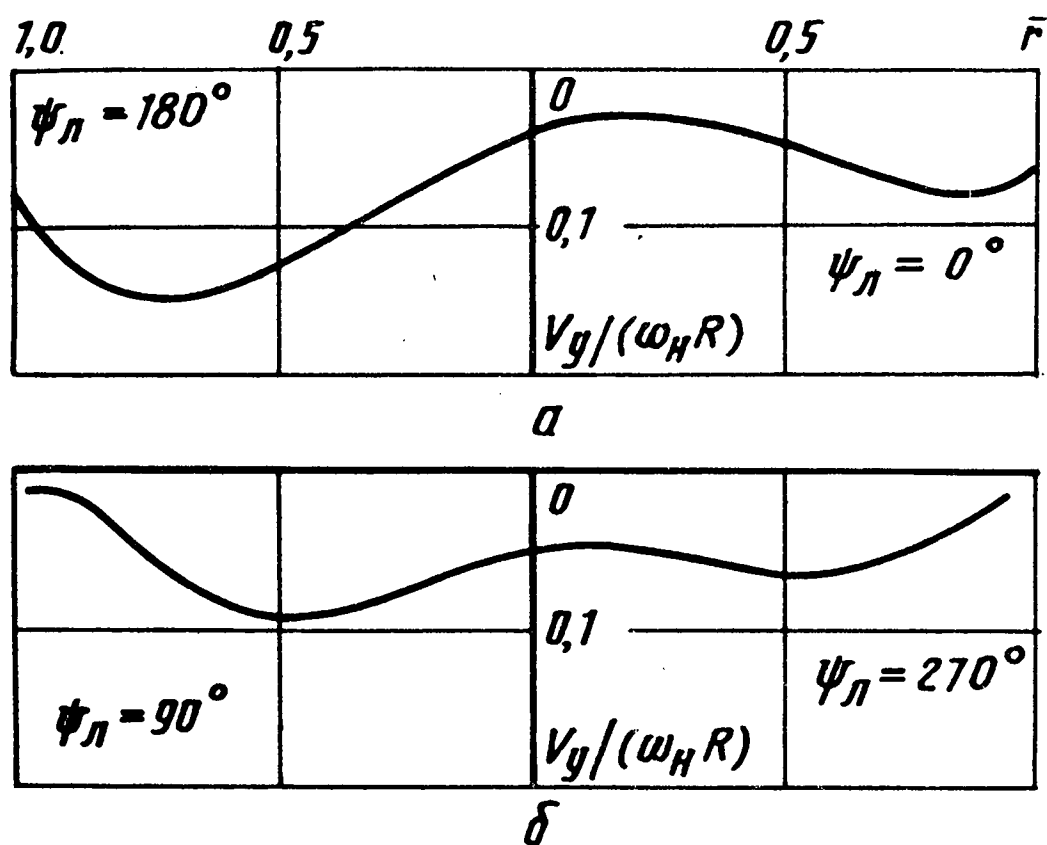
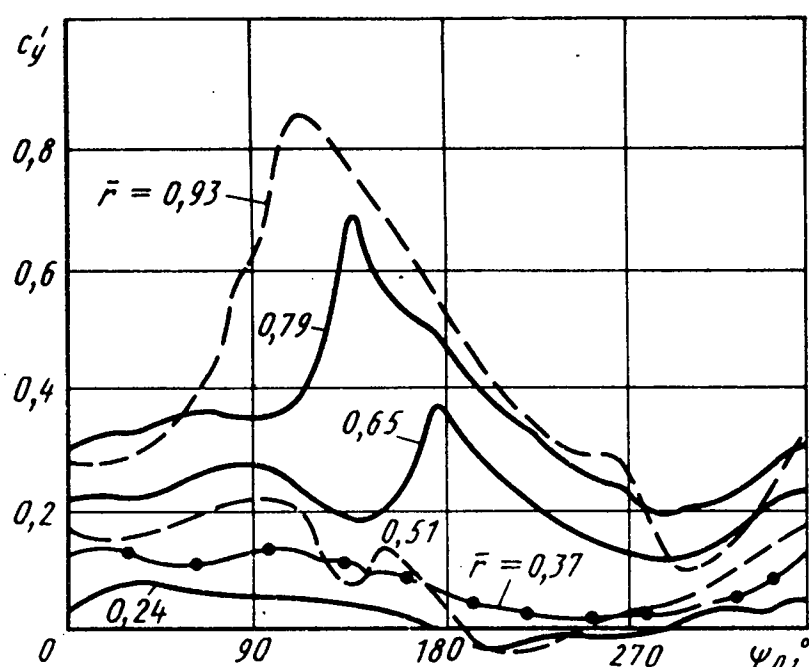


Рис. 4.3. Распределение индуктивной скорости винта по радиусу в различных азимутах ($u = 0,1$; $\alpha_n = -3^\circ$)

Рис. 4.4. Зависимости коэффициента нормальной силы сечений лопасти по азимуту на режиме косо-го обтекания ($k_{\text{л}} = 4$; $u = 0,25$; $a_{\text{н}} = 0$)



В результате воздействия такого неравномерного потока аэродинамическая нагрузка на вращающейся лопасти распределяется существенно неравномерно. Пример такого распределения представлен на рис. 4.4, где приведены результаты расчетов коэффициента нормальной силы сечения лопасти по азимуту для четырехлопастного винта, работающего при $\bar{V} = 0,25$ и $a_{\text{н}} = 0$.

Подобное распределение аэродинамической нагрузки на лопастях винта при их жестком (моментном) креплении к втулке приводит к появлению значительного опрокидывающего момента, действующего на вертолет, а также значительных, переменных по величине и действующих в вертикальной плоскости изгибающих моментов на лопастях.

Указанные моменты устраняются установкой горизонтального шарнира, позволяющего лопасти свободно взмахивать в вертикальной плоскости и устанавливаться в каждом азимутальном положении на таком угле взмаха ($\beta_{\text{л}}$), при котором суммарная сила ($F_{\Sigma \text{в}}$) (рис. 4.5, а) действует по линии, проходящей через ось горизонтального шарнира (G — вес; T — сила тяги; $F_{\text{ц.в}}$ — составляющая центробежной силы в вертикальной плоскости).

На реальном вертолете оси горизонтальных шарниров разнесены от оси втулки, что приводит в поступательном полете к появлению незначительного опрокидывающего момента, который легко устраняется креном вертолета или отклонением органов управления.

Постановка горизонтального шарнира повлекла за собой постановку вертикального шарнира. Дело в том, что при взмахе вращающейся лопасти на нее начинают действовать кориолисовы силы инерции, которые совместно с силами сопротивления создают переменный по величине изгибающий момент, действующий на лопасть в плоскости

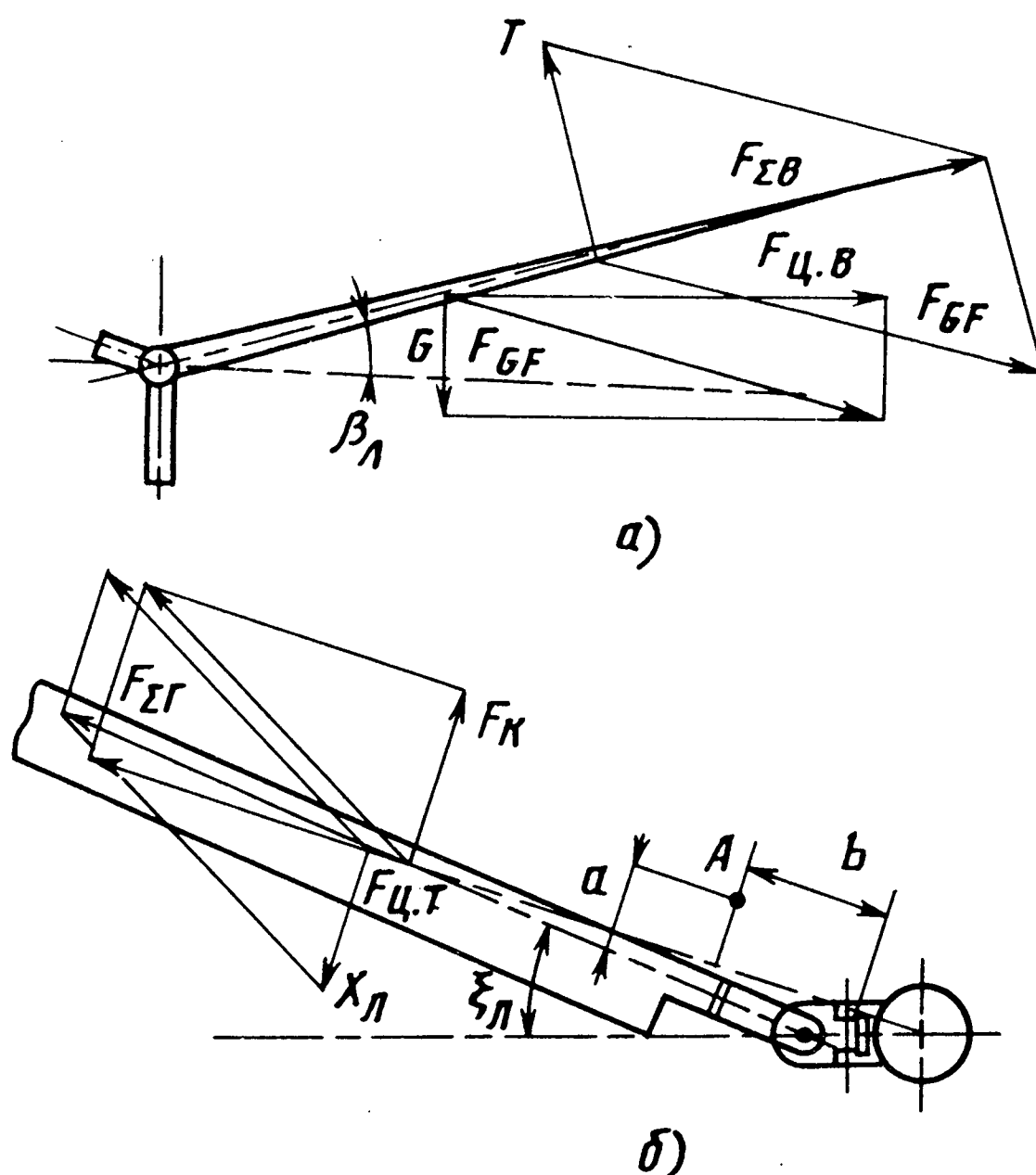


Рис. 4.5. Схема сил, действующих на лопасть при наличии горизонтального (а) и вертикального ((б) шарниров

вращения. При наличии вертикального шарнира лопасть может свободно (если нет демпфера) отклоняться от своего радиального положения и устанавливаться на таком угле качания ξ_l (рис. 4.5, б), в общем случае переменном по азимуту, при котором сила $F_{\Sigma r}$ будет действовать по линии, проходящей через ось вертикального шарнира (F_K – кориолисова сила; X_l – сила сопротивления; F – составляющая центробежной силы в горизонтальной плоскости).

На лопасти вертолета устанавливается еще и осевой шарнир, позволяющий при управлении вертолетом менять угол установки. Последовательность расположения шарниров по радиусу лопасти может быть произвольной. На построенных вертолетах шарниры установлены в такой последовательности (начиная от оси втулки): горизонтальный, вертикальный, осевой.

При наличии шарнирного крепления в полете лопасти при вращении совершают сложное движение и описывают поверхность, близкую к

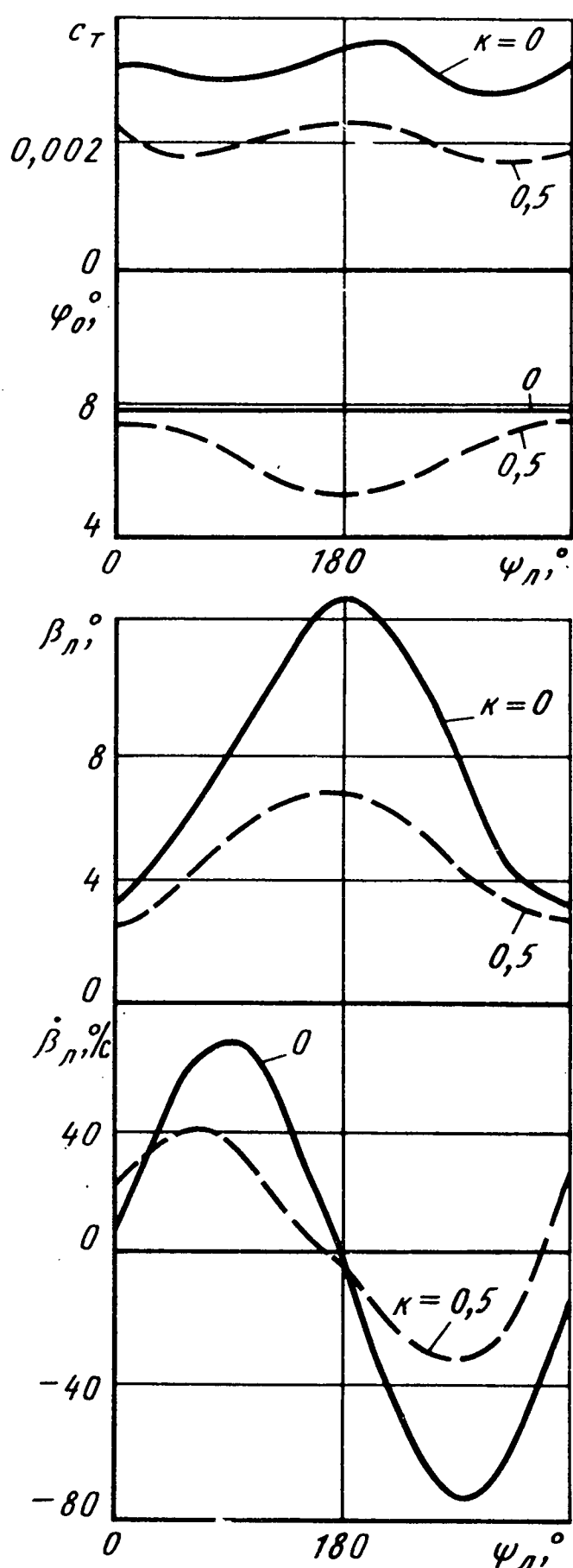
Рис. 4.6. Графики влияния компенсатора взмаха на зависимость коэффициента тяги, угла установки лопастей, угла взмаха и скорости изменения угла взмаха от азимута

боковой поверхности конуса, называемую конусом вращения несущего винта. В полете, особенно маневренном, конус может существенно смещаться относительно оси вала, а при отрицательной перегрузке он своим основанием обращается к корпусу вертолета. Для предотвращения соударения лопастей винта с элементами конструкции корпуса предусматриваются мероприятия, ограничивающие или уменьшающие маховое движение в вертикальной плоскости, а элементы конструкции корпуса в носовой и хвостовой частях располагаются значительно ниже плоскости вращения винта.

Мероприятием, уменьшающим маховое движение, является установка на лопастях компенсатора (регулятора) взмаха, который конструктивно представляет собой тягу управления углом установки лопасти (см. рис. 4.5, б), вынесенную за оси горизонтального (на расстояние b) и осевого (на расстояние a) шарниров.

Степень уменьшения махового движения при наличии регулятора взмаха зависит от соотношения расстояний b и a и оценивается коэффициентом регулятора взмаха $k = b/a$. При взмахе лопастей точка A (см. рис. 4.5, б) остается "зажатой", и угол установки лопасти меняется на величину $\Delta\varphi = -k\beta_l$, что и приводит к уменьшению аэродинамичес-

кой силы лопасти, а следовательно, и угла взмаха. Рис. 4.6 поясняет характер влияния компенсатора взмаха на коэффициент тяги винта (c_T), угол установки (φ_0), угол взмаха (β_l) и скорость его изменения по углу азимута лопасти. В данном случае $\bar{V} = 0,25$; $\alpha_n = -5^\circ$.



Вторым последствием шарнирного крепления лопастей является перераспределение местных углов атаки сечений по диску несущего винта, вызванное взмахом лопасти. Изменение местного угла атаки в сечении r лопасти можно оценить соотношением

$$\Delta a = \frac{V_{\text{взм}}}{\omega r + V \cos a_{\text{н}} \sin \psi_{\text{л}}},$$

где $V_{\text{взм}}$ — скорость взмаха лопасти.

На рис. 4.7 показано полученное в эксперименте в аэродинамической трубе распределение местных углов атаки сечений по диску винта с шарнирным креплением лопастей при $V = 350$ км/ч. В результате такого перераспределения только на небольшой части диска сечения лопастей работают на углах атаки, близких к наивыгоднейшим. На остальной части диска сечения создают тягу при небольшом значении аэродинамического качества.

Кроме того, начиная с некоторой скорости подобное перераспределение приводит к появлению срыва потока в азимутах, близких к $\psi_{\text{л}} = 300^\circ$, из-за увеличения местных углов атаки сечений до величин, больших $a_{\text{н.с}}$. Зона срыва в этом случае растет с увеличением скорости и высоты полета, так как с увеличением скорости растет интенсивность махового движения, а с увеличением высоты — углы установки лопастей по всем азимутам. Срыв потока этого типа приводит к значительному уменьшению подъемной силы сечений, охваченных срывом, увеличению сопротивления вращению и связанному с ним росту потребной мощности силовой установки. Этот срыв по своей природе нестационарен и приводит к значительным вибрациям и тряске лопастей и вертолета в целом. Он является одной из основных причин ограничения максимальных скоростей полета вертолетов.

Кроме указанного срыва на несущем винте вертолета при его поступательном полете может возникать срыв в зоне обратного обте-

кания. В этой зоне диаметром $d = \mu R$ (где $\mu = \frac{V \cos a_{\text{н}}}{\omega R}$ — коэффициент режима работы винта) лопасть, двигаясь вместе с вертолетом, не успевает за счет своего вращения уйти от потока, и поток обтекает ее со стороны острой задней кромки. Срыв, если он возникает, реализуется на нижней поверхности. Срыв в этой зоне по интенсивности

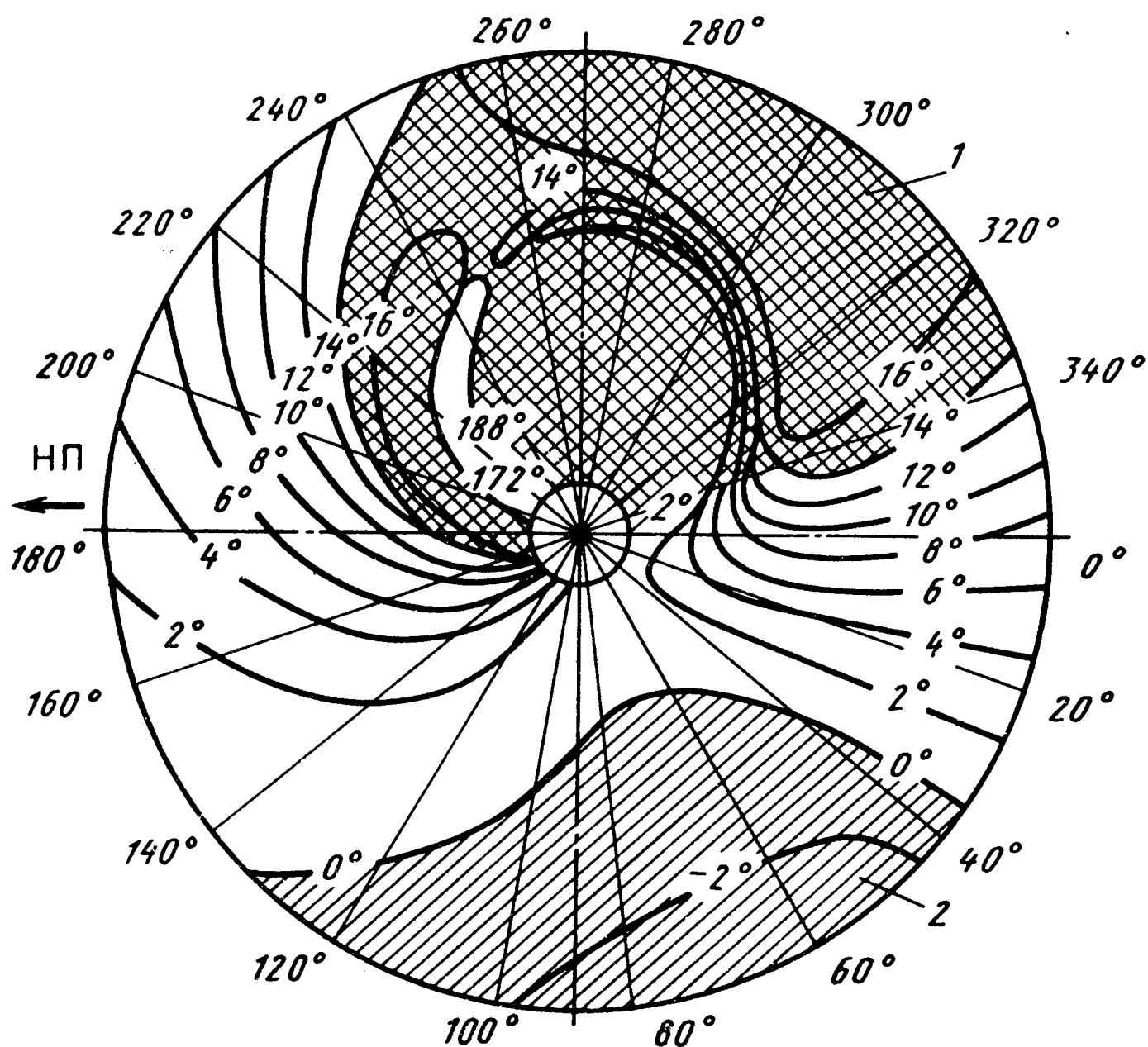


Рис. 4.7. Распределение местных углов атаки сечений лопастей по диску винта на режиме косого обтекания:

1 — область срыва потока на верхней поверхности лопасти; 2 — область отрицательных углов атаки

невелик и не накладывает существенных ограничений на режимы полета.

Возможен срыв потока на винте и в азимуте $\psi_{\text{л}} = 90^\circ$ из-за реализации течения с числом $M > M_{\text{кр}}$ и возникновения волнового срыва.

Этот срыв потока по своей природе также нестационарен, происходит в зонах со значительным аэродинамическим нагружением, поэтому он приводит к существенному росту потребляемой мощности и тряске вертолета.

На несущем и рулевом винтах возможен срыв и при осевом обтекании за счет увеличения общего шага винта или при перемещении винта в сторону, обратную действию силы тяги. В реальном полете он чаще возникает на рулевом винте.

Под жестким креплением лопастей понимают разные случаи закрепления, начиная от чисто моментного и кончая установкой на шарнире,

подкрепленном упругим элементом. Во всех этих случаях лопасть совершает значительные маховые движения или за счет собственной упругости, или упругости в заделке. Поэтому в ряде случаев аэродинамические характеристики подобных винтов оценивают характеристиками шарнирного винта с большим (до $1/3R$) разнесением горизонтальных шарниров.

На винте с жестким креплением недеформируемых лопастей максимальное значение углов атаки реализуется в азимутах $\psi_{\text{л}} = 135^\circ \dots 180^\circ$ и срыв потока, если он возникает, будет иметь место в концевых сечениях лопастей именно в этих азимутах, а не в азимутах $\psi_{\text{л}} = 300^\circ \dots 310^\circ$, как это наблюдается на винтах с шарнирными лопастями.

4.4. Некоторые особенности аэродинамики соосных винтов вертолетов

В соосной комбинации винтов взаимное влияние проявляется в наибольшей степени. Главным определяющим фактором взаимовлияния является струя винта, которая представляет собой сложную пространственную композицию.

В общем случае работы винта в струе можно выделить три характерных зоны:

подсасывания перед винтом, имеющая протяженность порядка одного радиуса. Поток в этой зоне относительно упорядочен, скорости плавно нарастают от $\vec{V}$ до $\vec{V} + \vec{V}_i$;

разгона потока за винтом. Ее протяженность также порядка одного радиуса. Здесь струя сужается, а при поступательном полете и искривляется, скорость потока увеличивается (при работе на месте в среднем до $2V_i$). Зона характеризуется существенной неравномерностью потока по координатам и нестационарностью по времени в заданной точке;

дальней струи, в которой поток уменьшает свою скорость.

На рис. 4.8, а показаны полученные расчетом поля скоростей винта при его работе на месте и при поступательном полете со скоростью $\bar{V} = 0,25$ (рис. 4.8, б). На рисунках показано диаметральное

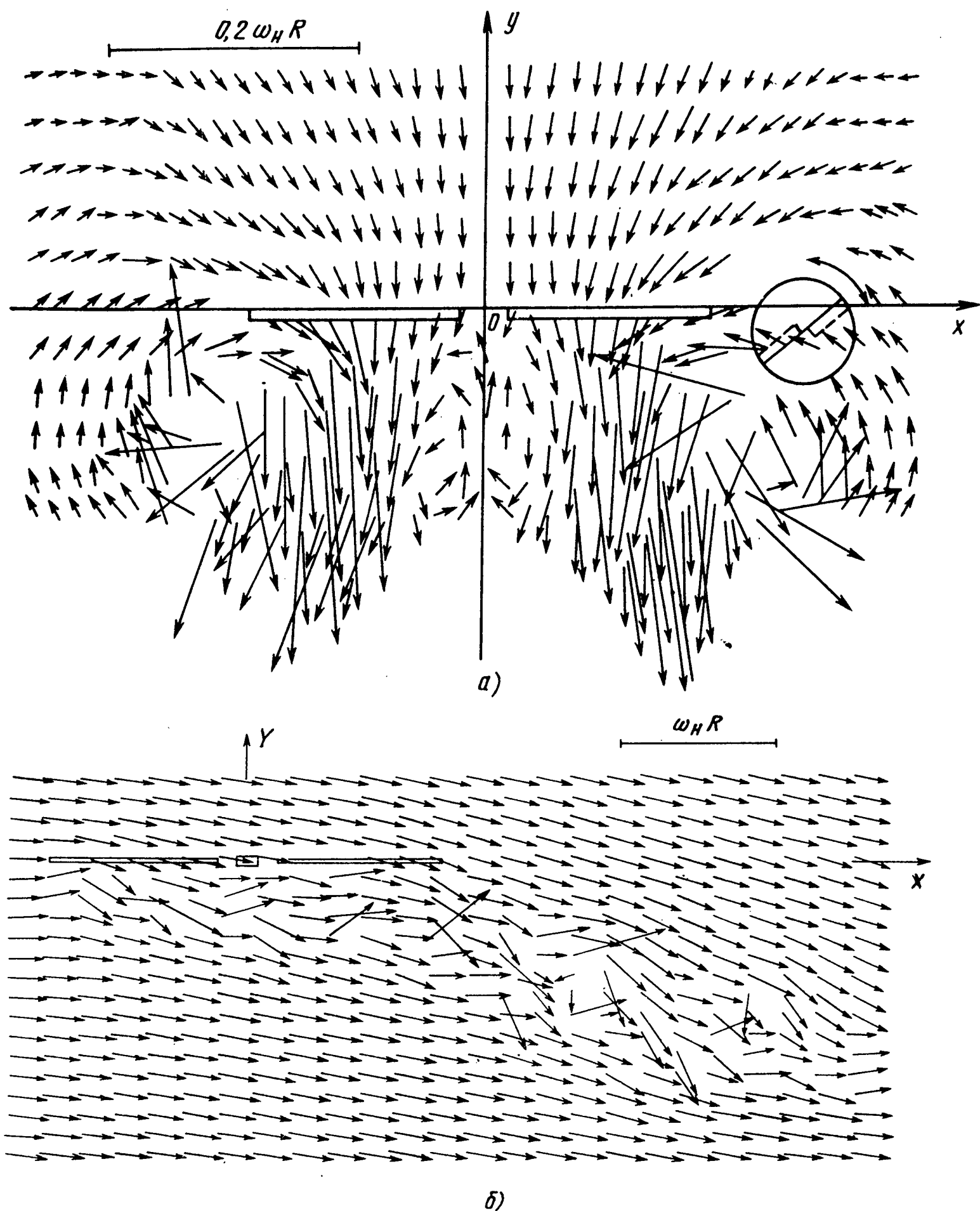


Рис. 4.8. Схемы полей скоростей в диаметральном сечении винта при работе на месте (а) и на режиме косого обтекания (б)

сечение по азимутам $\psi = 0 \dots 180^\circ$; стрелками показаны величины и направления скоростей в соответствующих точках плоскости. Наличие указанных выше зон легко устанавливается.

При соединении винтов в комбинацию аэродинамические характеристики каждого из них будут зависеть от места расположения одного в струе другого (в комбинации).

В соосной комбинации верхний винт располагается в первой зоне нижнего, нижний — во второй зоне верхнего. Расстояние между плоскостями вращения винтов по условиям компактности и предотвращения схлестывания лопастей выбирается равным $(0,15 \dots 0,20)R$. В общем случае в плоскостях вращения обоих винтов индуктивные скорости одного винта уменьшают местные углы атаки другого и наоборот. Тем самым уменьшается тяга обоих винтов. При этом на малых скоростях полета, вследствие характерных особенностей поля скоростей второй зоны струи винта, тяга нижнего винта уменьшается в большей степени и по времени меняется более нестационарно. На рис. 4.9, а приведена зависимость коэффициента тяги винта c_T от безразмерного времени $\psi_L = \tau = t\omega_H$ для соосной комбинации двухлопастных винтов, разнесенных по высоте на $\bar{h} = h/R = 0,2$, при работе на месте. При увеличении скорости полета взаимное влияние винтов ослабевает, так как каждый из них начинает выходить из зоны струи другого.

Характер взаимного влияния винтов может при заданной скорости существенно меняться при изменении угла атаки комбинации. Так, на больших положительных углах атаки нижний винт может оказаться в более благоприятных (в смысле взаимовлияния) условиях и создавать большую тягу по сравнению с верхним. Это, в частности, следует из результата, представленного на рис. 4.9, б, на котором показаны полученные в расчете зависимости осредненного значения коэффициента тяги винтов от угла атаки.

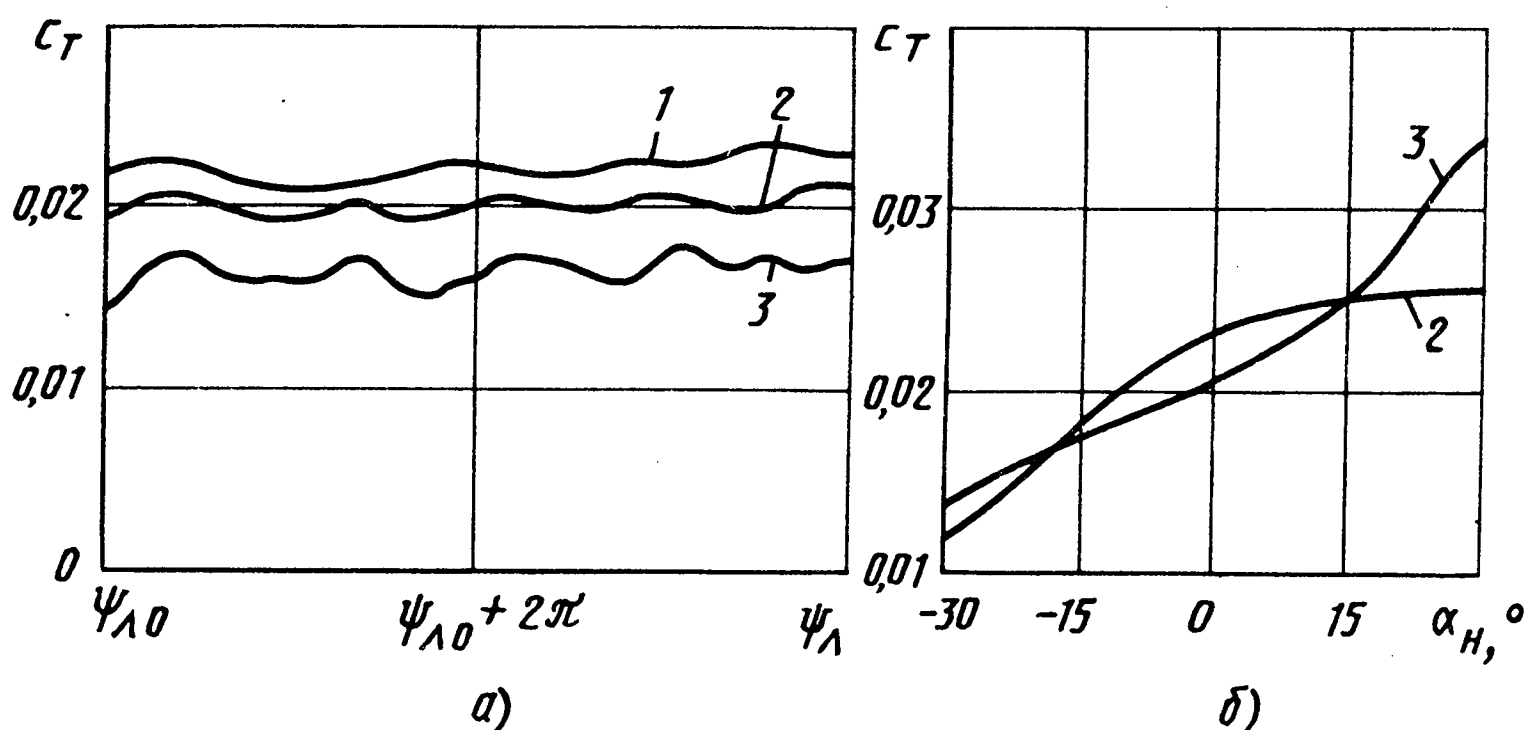


Рис. 4.9. Зависимости коэффициента тяги для одиночного (1), верхнего (2) и нижнего (3) винтов соосной комбинации от безразмерного времени (а) и от угла атаки (б)

Особенности взаимовлияния между винтами соосной комбинации могут проявлять себя и в процессе управления. При общем (углы установки лопастей винта увеличиваются или уменьшаются сразу по всем азимутам) или циклическом (углы установки лопастей периодически, с частотой, равной частоте вращения винта, на одной половине диска увеличиваются, на второй – уменьшаются) изменении шага на верхнем винте происходит заметное изменение нагрузки на нижнем, причем в сторону, обратную той, что происходит на верхнем. Причиной этого влияния является вторая зона струи винта, которая заметно изменяется при изменении шага. При изменении же шага на нижнем винте струя в зоне подсасывания меняется в меньшей степени и в значительно меньшей степени меняется аэродинамическая нагрузка на верхнем винте.

Анализируя в целом работу всей соосности комбинации, можно отметить тот факт, что соосные винты при одном и том же радиусе с одиночным имеют большую площадь подсасывания потока и поэтому они создают тягу при висении примерно на 60 % больше тяги одиночного винта. Кроме того, струя верхнего винта раскручивается нижним, поэтому потери мощности, уносимые струей, уменьшаются, и соосные винты для создания одной и той же тяги затрачивают меньшую мощность, чем одиночные. Относительный КПД соосных винтов больше на 3...7 % одиночного винта.

Следует отметить еще одну особенность соосных винтов – они более устойчивы по срыву потока. Срывы на верхнем и нижнем винтах при шарнирном креплении лопастей возникают в задней части дисков винтов симметрично относительно продольной плоскости. При срыве появляется кабрирующий момент, скорость уменьшается, зоны срыва уменьшаются – вертолет возвращается к исходному режиму полета.

Но соосная комбинация винтов из-за особенностей конструктивного исполнения имеет повышенное лобовое сопротивление колонки вращения. Оно может составлять половину сопротивления всего вертолета.

4.5. Особенности создания управляющих моментов на одновинтовых и многовинтовых вертолетах

Управление вертолетом можно рассматривать состоящим из управления перемещением и управления поворотом. Управление перемещением заключается в создании неравенства сил вдоль соответствующих осей, управление поворотом – в создании неравенства моментов.

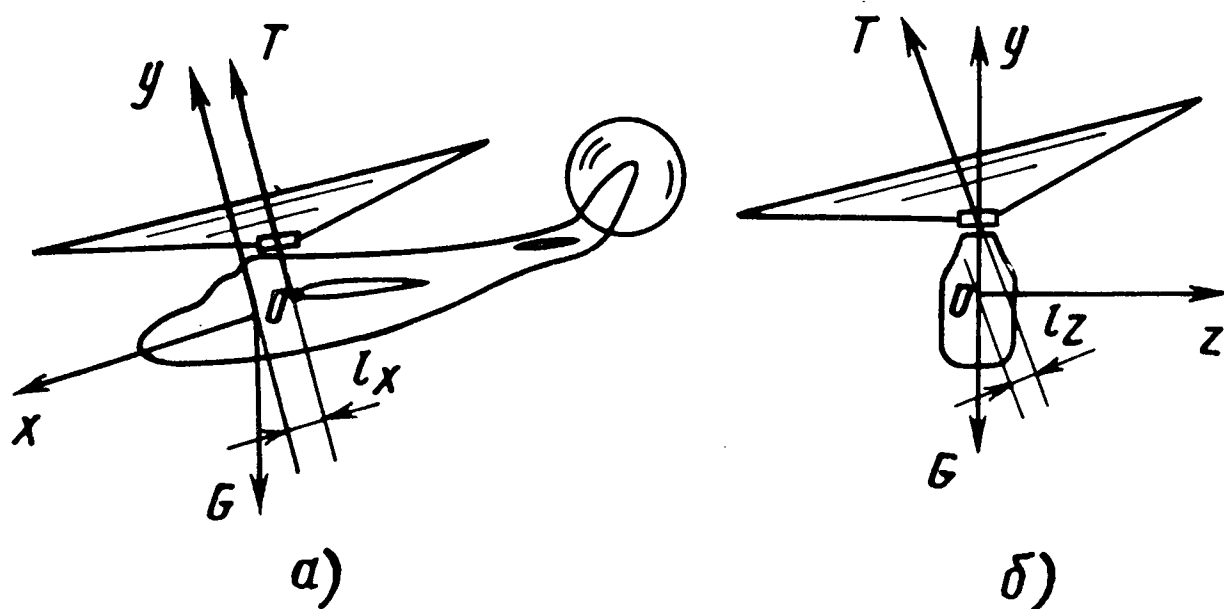


Рис. 4.10. Схемы образования управляющего момента тангажа (а) и крена (б) на одновинтовом вертолете

Управление перемещением принципиальных различий для разных схем вертолетов не имеет. Оно осуществляется путем изменения величины и направления составляющих полной аэродинамической силы несущего винта (несущих винтов) при общем и циклическом изменении углов установки (углов общего шага) лопастей. Для простейшего случая управления перемещением по вертикали для одновинтового вертолета неравенство $T > G$ достигается увеличением общего шага винта. Но сразу отметим, что для практической реализации этого простейшего, с точки зрения перемещения вертолета, случая летчик вынужден будет задействовать все каналы управления вертолетом.

На одновинтовом вертолете управляющие вертолетом моменты создаются силами тяги несущего и рулевого винтов. Моменты тангажа и крена создаются путем изменения величины и направления действия сил тяги несущего винта так, как это показано на рис. 4.10. При этом $M_{z \text{ var}} = T_{x \text{ var}} l_{x \text{ var}}$; $M_{x \text{ var}} = T_{z \text{ var}} l_{z \text{ var}}$.

Момент рысканья создается за счет изменения величины силы тяги рулевого винта. Изменение величины силы тяги несущего винта осуществляется изменением общего шага винта по всем азимутам на одну и ту же величину, а направления — циклическим изменением шага винта — уменьшением в тех азимутах, в сторону которых нужно отклонить тягу, и увеличением в диаметрально противоположных. Для этого на подавляющем большинстве современных вертолетов используется предложенный Б.Н. Юрьевым автомат перекося. Тяга рулевого винта меняется с помощью угла его установки. Причем из-за необходимости балансировки и управления вертолетом на моторном полете и при полете на самовращении винта углы установки меняются от значительных отрицательных до достаточно больших положительных (до 20°).

На вертолетах соосной схемы управляющие моменты тангажа и крена, как и на одновинтовых вертолетах, создаются изменением величины и направления силы тяги винтов при общем и циклическом изменении углов установки верхнего и нижнего винтов, как правило, синхронном. Для создания управляющего момента рысканья используется возможность изменять в разных направлениях величины реактивных моментов верхнего и нижнего винтов при сохранении постоянной величины силы тяги всей комбинации в целом. Практически же при отклонении педалей управления угол установки одного из винтов увеличивается по всем азимутам, у второго уменьшается на ту же величину. Нарушается баланс крутящих моментов, и вертолет разворачивается в направлении вращения облегченного винта.

При полете на режиме самовращения несущего винта, а также на режимах, соответствующих предельным углам установки лопастей, эффективность путевого управления дифференциальным шагом существенно снижается. Поэтому на вертолетах соосных схем для путевого управления совместно с дифференциальным изменением углов установки лопастей используются и рулевые поверхности самолетного типа, устанавливаемые на хвостовой балке. Для обеспечения управляемости при полете с малыми скоростями, в том числе и на самовращении, эти рули имеют увеличенную площадь.

На многовинтовых вертолетах управляющие моменты создаются изменением величины сил тяги винтов в необходимом для каждого винта направлении при изменении общего шага винтов, а также за счет соответствующего наклона этих сил тяги при циклическом изменении шага винтов. При этом учитывается и изменение реактивных моментов на винтах комбинации при разном изменении общего шага на каждом из винтов.

4.6. Некоторые особенности аэродинамики переходных и неуставившихся режимов работы винта

В реальном полете происходит непрерывное изменение кинематических параметров, приводящее к изменению аэродинамических характеристик винта. Характерным для аэродинамики несущего винта вертолета является запаздывание в изменении аэродинамической нагрузки при изменении кинематического параметра. При математическом моделировании на ЭВМ переходных процессов на винте установлено, что

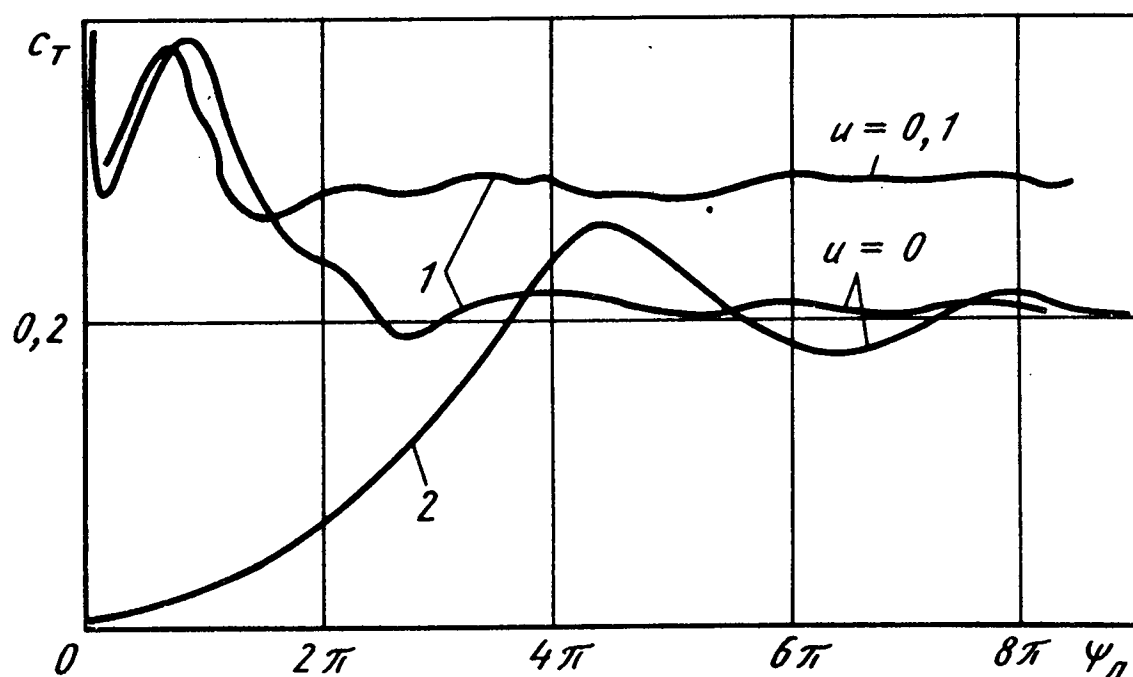


Рис. 4.11. Зависимости коэффициента тяги винта от безразмерного времени при ступенчатом (1) и плавном (2) изменении угловой скорости вращения

наибольшее время запаздывания имеет место при работе винта на месте.

Простейшим случаем изменения кинематического параметра является "ступенька". Она удобна еще и тем, что в этом случае переходный процесс будет проходить с наибольшими забросами и запаздыванием. На рис. 4.11 представлен полученный при моделировании переходный процесс для коэффициента тяги c_T двухлопастного винта с жесткими лопастями при его работе на месте при $\varphi_0 = 15^\circ$ для случая, когда по "ступеньке" менялась угловая скорость вращения — винт мгновенно начал вращаться с $\omega_n = \text{const}$. Моделирование выявило первое падение

тяги после ее импульсного возрастания, имевшего место в начальный момент. Это падение заканчивается после поворота винта на угол 20° , после чего наблюдается увеличение тяги в течение примерно первого полуоборота, которое сменяется относительно медленным падением тяги в течение времени одного оборота винта. На установившееся значение по суммарной тяге винт выходит после двух-трех оборотов. Более точно время выхода винта на установившееся значение можно определить по распределенным аэродинамическим нагрузкам. На рис. 4.12 показан полученный при моделировании характер распределения коэффициента нормальной силы сечений c'_y по радиусу лопасти в моменты времени конца первого, второго, третьего и четвертого оборотов ($\tau = 2\pi, 4\pi, 6\pi, 8\pi$). В данном случае c'_y отнесен к

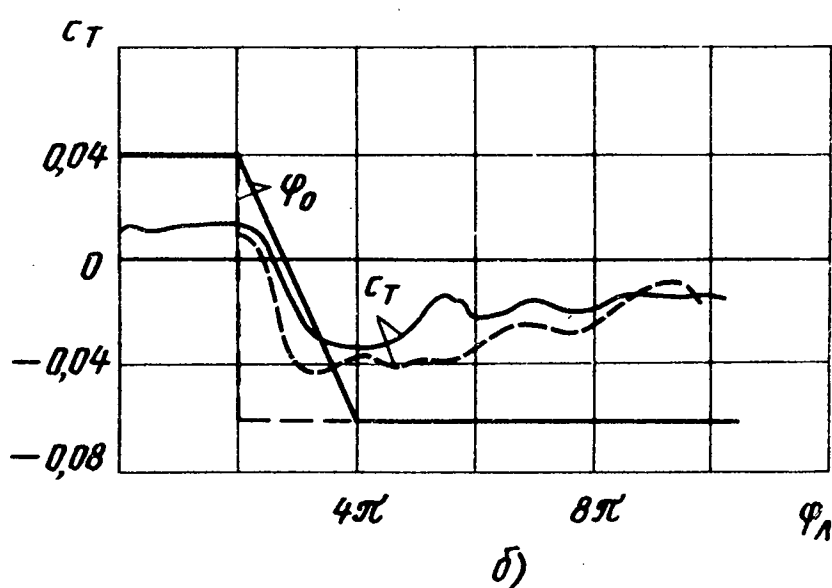
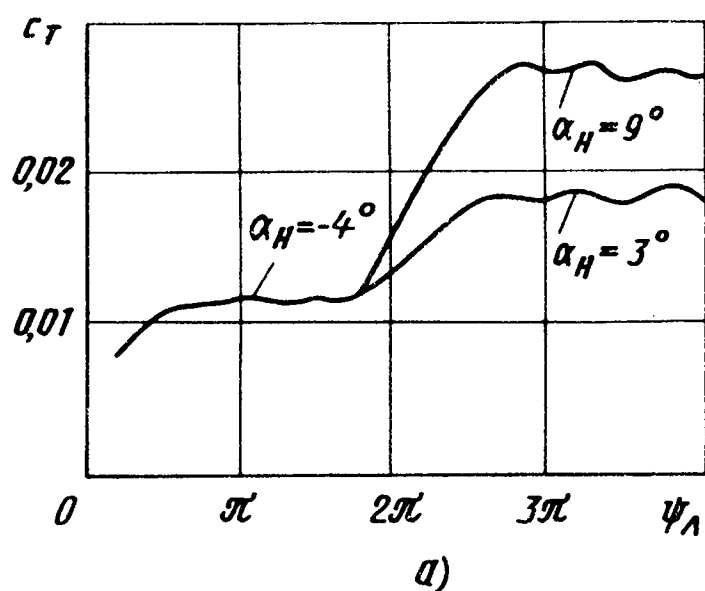
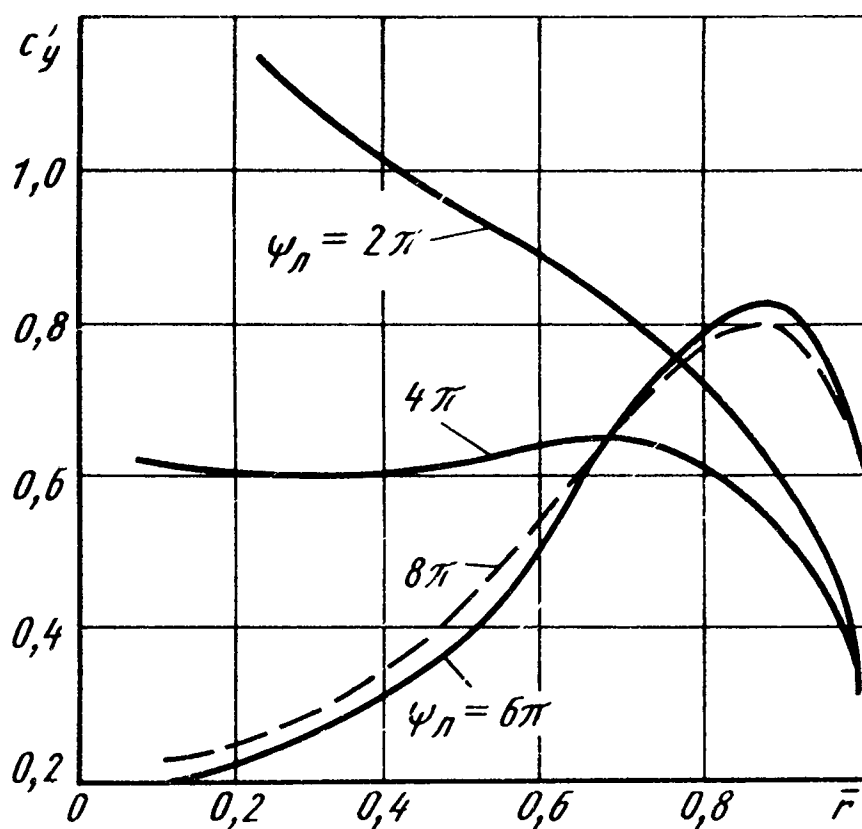
скоростному напору в данном сечении. Из приведенных результатов следует, что по более "тонким" распределенным аэродинамическим характеристикам винт на висении выходит на установившийся режим на третьем-четвертом оборотах.

Что касается распределения нагрузки по хорде лопасти, то переходный процесс практически отсутствует, т.е. с самого начала движения лопасти центр давления в среднем располагается в районе четверти хорд. Очевидно, что характер переходного процесса будет разным при различных законах изменения кинематического параметра. Выявлено, что выход на установившееся значение происходит примерно за одно и то же время после окончания изменения кинематического параметра. Этот факт иллюстрируется рис. 4.11, на котором линией 2 показано изменение c_T по времени τ при раскрутке винта в течение двух его оборотов.

Переходный процесс на винте несколько сокращается при увеличении числа лопастей. Шарнирное крепление лопастей увеличивает время

Рис. 4.12. График распределения коэффициента нормальной силы сечений лопасти по ее радиусу в различные моменты времени

Рис. 4.13. Зависимости коэффициента тяги винта от безразмерного времени при разных углах атаки винта ($\bar{V} = 0,25$; $\varphi_0 = 8^\circ$) (а) и при реверсе (б)



переходного процесса в среднем на 50 %. Время переходного процесса на винте существенно сокращается при увеличении скорости полета. Так, на рассмотренном выше двухлопастном винте при скорости перемещения $\bar{V} = 0,1$ (см. рис. 4.11) переходный процесс при ступенчатом изменении угловой скорости практически заканчивается к концу первого оборота.

Рис. 4.13, а характеризует переходный процесс по c_T при двух "ступеньках": при $\tau = 0$ – "ступенька" по ω_n от $\omega_n = 0$ до ω_n установившегося вращения; при $\tau = 7/8\pi$ – "ступенька" по углу атаки винта. При данной значительной скорости ($\bar{V} = 0,25$) переходный процесс заканчивается в течение полуоборота винта.

На вертолете возможны переходные процессы, связанные с существенной перестройкой потока возле винта. Подобная перестройка может возникнуть при энергичном маневрировании вертолета, когда требуется достаточно быстро изменить направление силы тяги рулевого винта. Назовем этот режим "реверсом". Характерным для переходного процесса в этом случае является резкое изменение направления действия силы тяги (практически без запаздывания), заброс в величине тяги и затем медленное восстановление (уменьшение) до установившегося значения. Установление тяги затягивается до двух-трех оборотов винта на висении. При поступательном полете это время сокращается. Поле скоростей возле винта на удалении одного диаметра перестраивается в течение четырех-шести оборотов. Для иллюстрации этого факта на рис. 4.13, б показаны зависимости коэффициента тяги от времени при законе измерения угла установки, показанном на этом же рисунке.

4.7. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов, связанные с увеличением скорости полета

Скорости современных вертолетов, выполненные по чисто вертолетной схеме с шарнирным креплением лопастей, ограничиваются величинами порядка 330...350 км/ч. Причинами такого ограничения являются следующие:

1. Срыв потока на машущей лопасти в азимутах $300...310^\circ$ приводит к уменьшению тяги лопасти, значительному росту потребной мощности, тряске и вибрациям вертолета. С увеличением скорости полета

интенсивность срыва и площадь диска несущего винта, занятая срывом, увеличиваются.

2. Концевые сечения наступающей лопасти в азимутах, близких к 90° , на некоторой скорости полета начинают входить в режим закритического по числу M режима обтекания. При этом резко растет сопротивление вращению вследствие роста волнового сопротивления, а из-за волнового срыва и перемещения скачка уплотнения по хорде лопасти вследствие нестационарности потока (число M по азимуту в данном сечении при поступательном полете меняется) развивается тряска лопастей винта и вертолета. С увеличением скорости эти эффекты усиливаются.

3. С увеличением скорости резко растет лобовое сопротивление несущих частей вертолета.

Мероприятия аэродинамической компоновки, связанные с увеличением скорости полета вертолета, направлены на смягчение воздействия, устранения или преодоления указанных явлений.

К ним относятся следующие.

Установка крыла. Оно позволяет на больших скоростях полета создавать значительную подъемную силу, уменьшая тем самым требуемую тягу несущего винта, уравнивающую массу вертолета. При этом уменьшаются требуемые углы установки лопастей, срыв потока на концах лопастей в азимутах $\psi = 310^\circ$ отодвигается на большие скорости полета. Кроме того, уменьшаются коэффициенты подъемных сил сечений в азимутах $\psi = 90^\circ$, что способствует увеличению критических чисел M , и явления, обусловленные скачком уплотнения, проявляются на больших скоростях полета. Однако растет и сопротивление планера вертолета, для преодоления которого нужно увеличить требуемую пропульсивную силу, а следовательно, и суммарную тягу винта. Но так как аэродинамическое качество крыла может быть существенно выше, чем у винта, то суммарный эффект от применения крыла на больших скоростях полета вертолета получается положительным.

При малых скоростях полета за счет увеличения массы летательного аппарата при установке крыла, создания отрицательной подъемной силы при обдувке его сверху струей винта ухудшаются летно-технические характеристики вертолета. Крыло начинает улучшать характеристики вертолета на скоростях выше 270...300 км/ч. Расчеты показывают, что на скоростях полета 100 м/с (360 км/ч) оптимальное крыло должно разгружать несущий винт на 40...50 %.

Применение дополнительных движителей типа толкающих винтов или ТРД. В простейшем случае они могут уменьшить или свести к нулю потребную пропульсивную силу несущего винта, а в более сложном — позволить использовать увеличенную скорость полета для вращения винта и создания силы тяги без непосредственного подвода мощности к валу. Оценочные расчеты позволяют рассчитывать на получение максимальной скорости полета 600...700 мм/ч.

Уменьшение сопротивления несущих частей вертолета. Установлено, что на современных вертолетах до 40...50 % мощности силовой установки на крейсерских и максимальных скоростях полета затрачивается на преодоление лобового сопротивления. Наиболее существенный вклад в общее сопротивление вносят фюзеляж, шасси и втулка несущего винта. По оценкам специалистов, можно уменьшить сопротивление вертолета на величину до 60 % и увеличить тем самым максимальную скорость полета на 15 %. Уменьшить сопротивление можно за счет:

создания конструкции с плавными внешними обводами, без выступающих в поток частей;

применения убирающегося шасси;

установки обтекателей на втулке несущего винта, выполненного с жестким креплением лопастей;

замены рулевого винта винтом в кольце (фенестроном) или выдувом потока на хвостовой балке.

Применение килья самолетного типа. При наличии угла установки или при несимметричном профиле киль своей боковой силой на больших скоростях полета разгружает рулевой винт, уменьшает потребную мощность на его вращение, увеличивая тем самым располагаемую мощность несущего винта.

Улучшение работы несущего винта и повышение его аэродинамического качества. Возможности для улучшения заключаются в том, что лопасть винта в определенных условиях обтекания может создавать подъемную силу при аэродинамическом качестве в 20...30 единиц. В то же время аэродинамическое качество винта, набранного из этих лопастей, составляет 3...5 единиц.

В этом плане наиболее перспективным является комплекс мероприятий, который можно объединить общим названием "управление циркуляционным обтеканием". Эта идея основывается на "подтягивании" условий работы сечений винта к наивыгоднейшим или заданным. Она

может быть реализована на несущем винте с лопастями, меняющими углы установки сечений по определенному закону $\varphi' = V a \gamma = \varphi'(\psi_{\text{л}}, r, V, a)$. Такой винт может обеспечить: наивыгоднейшие условия работы всех сечений лопасти для получения максимально возможного аэродинамического качества несущего винта; предотвращение или смягчение на заданной скорости полета таких нежелательных явлений, как срывы на несущем винте в зоне обратного обтекания, на концах лопасти в азимутах $\psi_{\text{л}} = 370^\circ$ (на жестких при $\psi_{\text{л}} = 160^\circ$), волновые явления в азимутах $\psi_{\text{л}} = 90^\circ$; создание управляющих сил и моментов.

Однако на пути создания такого винта стоит ряд трудностей, в том числе конструктивного плана.

Существенно ближе к практической реализации находится идея применения выдува струй по задним кромкам лопастей для заданных условий обтекания сечений. В этом случае выдув должен быть регулируемым и по радиусу, и по азимуту лопасти и меняться при изменении режима полета. В получении такого закона регулирования для всего диапазона режимов полета очевидно и будет заключаться одна из главных трудностей реализации этой идеи.

По оценкам специалистов, реализация идеи управления циркуляционным обтеканием на винте при той же мощности силовой установки может увеличить максимальную скорость полета на 15...20 %.

На практике в первую очередь будут использоваться винты, на которых идея управления циркуляционным обтеканием будет реализована лишь частично. В этом плане следует отметить винты, выполненные по схеме наступающей лопасти. На этих винтах подъемная сила на лопасти создается в азимутах, в которых лопасть наступает на поток и где характер ее обтекания ближе к характеру обтекания крыла в поступательном полете. В азимутах же, где лопасть отступает от потока и где, в частности, реализуется зона обратного обтекания и зона отрыва потока на конце лопасти в азимутах $\psi_{\text{л}} = 310^\circ$, она выключается из работы переводом на углы установки, близкие к нулевым. Тем самым можно исключить ограничения по скорости, накладываемые особенностями обтекания винта в этих зонах.

При реализации этой идеи на несущем винте возникает большой поперечный момент, который можно скомпенсировать подъемной силой одностороннего крыла (рис. 4.14), тягой наклоненного рулевого винта или применением винтов соосной схемы.

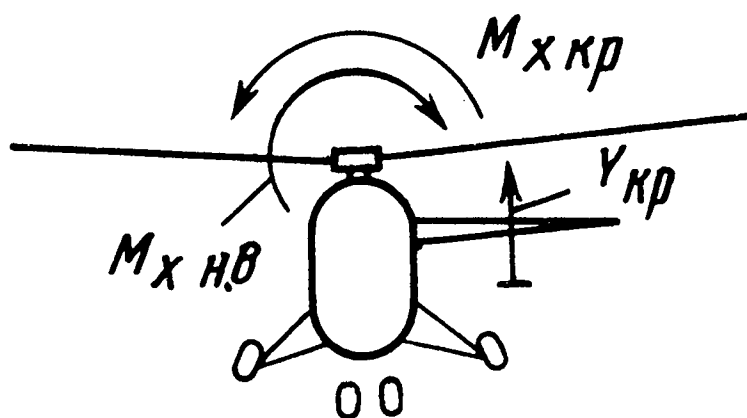


Рис. 4.14. Схема компенсации опрокидывающего момента на винте с жестким креплением лопастей с помощью одностороннего крыла

Проведенные фирмой Сикорского исследования показали, что использование на соосных винтах концепции наступающей лопасти (концепции *ABC*) может обеспечить возможность достижения крейсерской скорости в варианте с дополнительными двигателями 650...740 км/ч. На созданном для практического исследования этой идеи соосном вертолете *S-69* используются: основная силовая установка — для привода во вращение винтов с моментно закрепленными лопастями (мощностью в 1320 кВт); два дополнительных ТРД, создающих тягу в 1290 даН каждый. Лопасты выполнены жесткими с относительной толщиной в комлевых сечениях 28 %.

В стадии исследования находятся несущие винты, создающие положительную подъемную силу и в зоне обратного обтекания.

На многих создаваемых и запускаемых в серию вертолетах используется бесшарнирное крепление лопастей. Такого типа винты по своим аэродинамическим свойствам приближаются к жестким винтам. На них помимо уменьшения сопротивления втулки улучшаются условия обтекания на больших скоростях. За счет уменьшения махового движения срыв в азимутах $\psi_{\text{л}} = 310^\circ$ наступает при больших скоростях, и потребная мощность по скорости растет не столь интенсивно.

Исследования показали, что концевые сечения лопастей на радиусе $r > 0,8$ на больших скоростях полета создают основную часть момента сопротивления вращению, на преодоление которого и затрачивается основная доля мощности силовой установки. Поэтому в целях повышения аэродинамического качества винта много внимания уделяют подбору профилей концевых сечений лопасти. Применение специальных профилей, уменьшение их толщины в концевых сечениях, установка стреловидных, треугольных, S-образных законцовок на лопастях позволяет уменьшить их сопротивление, отодвинуть на большие скорости волновые явления в азимутах $\psi_{\text{л}} = 90^\circ$ и тем самым увеличить скорость полета.

4.8. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов, связанные с обеспечением характеристик устойчивости, управляемости и маневренности

Вертолет является летательным аппаратом, для которого вопросы естественной статической и динамической устойчивости решаются крайне сложно. Поэтому пилотирование современного вертолета производится, как правило, с включенным автопилотом, который повышает статическую и динамическую устойчивость вертолета. Но тем не менее при компоновке вертолета предусматривают применение элементов компоновки, повышающих естественную устойчивость вертолета. Для этой цели на вертолетах используются стабилизирующие поверхности самолетного типа. На современных вертолетах стабилизатор стал обязательной деталью компоновки. На большинстве вертолетов устанавливаются также и кили. Причем явно проявляется тенденция к увеличению площадей и килей, и стабилизатора. Характерными в этом отношении являются стабилизирующие поверхности вертолета Хьюз *AH-64A* "Апач" (рис. 4.15, а). Помимо увеличения площади эффективность стабилизатора повышают выбором места его расположения. Конструктор стремится вынести его из зоны влияния струн несущего винта. Для этой цели его располагают на киле сверху, над рулевым винтом (ранний вариант Хьюз *AH-64A* "Апач", Хьюз *500MD* "Дефендер" и др.) или ниже рулевого винта на конце хвостовой балки [*AH-64A* (см. рис. 4.15, а), Сикорский *UH-60A* "Блэк Хоук" и др.).

В ряде случаев для того, чтобы совместить стабилизатор и рулевой винт, их устанавливают по разные стороны килей (рис. 4.15, б). Кроме улучшения характеристик устойчивости стабилизатор может использоваться и для балансировки вертолета. Для этого он делается поворотным, меняющим угол установки при изменении режима полета. Для приведения в соответствие характеристик устойчивости крена и рысканья иногда варьируют углом поперечного V крыла.

Одной из характеристик особенностей управляемости вертолетов является наличие запаздывания в управлении. Оно объясняется значительным по времени переходным процессом в изменении аэродинамических нагрузок при изменении кинематических параметров, а также значительными деформациями в системе управления, так как усилия, развиваемые гидроусилителями на вертолете, на порядок больше усилий в системе управления самолета сравнимой массы. В целом запаздывание на вертолете с шарнирными лопастями соизмеримо со

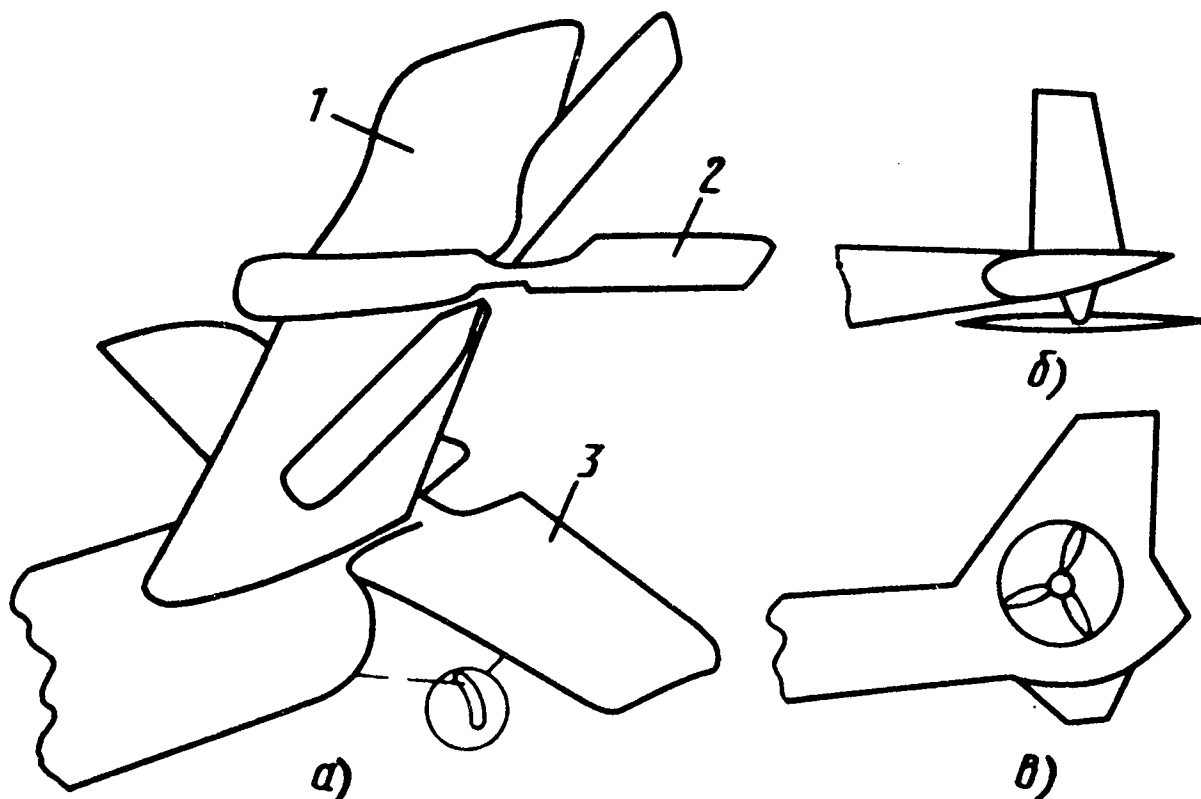


Рис. 4.15. Схемы оперения вертолета с нижним расположением стабилизатора (а), с односторонним стабилизатором (б) и с фенестроном на вертикальном оперении (в):

1 — киль; 2 — рулевой винт; 3 — стабилизатор

временем одного-двух оборотов несущего винта. На вертолете с жесткими лопастями время запаздывания уменьшается. Запаздывание в управлении на вертолете не устраняют, его учитывает летчик при пилотировании вертолета.

На современных вертолетах достаточно много усилий предпринимают для улучшения путевого управления. Рулевой винт одновинтового вертолета, как уже отмечалось, забирает на свое вращение до 10 % мощности силовой установки. По соображениям уменьшения габаритных размеров рулевого винта и вертолета в целом он выполняется с большим заполнением и работает при больших углах установки. Вторая причина при определенных условиях может привести к срывному обтеканию рулевого винта и к потере путевой управляемости вертолета. Кроме того, рулевой винт работает в зоне струи несущего винта и в ряде случаев, например при работе у земли, это влияние может привести к существенному падению тяги рулевого винта, так как он оказывается в зоне спутного потока от несущего винта.

В направлении улучшения путевой управляемости проводятся следующие мероприятия.

На вновь создаваемых вертолетах и при доработках на существующих устанавливают рулевые винты обратного вращения, при котором лопасти его в части потока, примыкающего к несущему винту, перемещаются навстречу потоку, что увеличивает тягу винта на подавляющем большинстве режимов полета.

На ряде вертолетов вместо рулевого винта устанавливают винт в кольцо "фенестрон" (рис. 4.15, в). Это позволяет уменьшить габаритные размеры винта, повысить безопасность его эксплуатации. Правда, при этом усложняется конструкция и несколько увеличивается сопротивление киле.

Прорабатывается вопрос замены рулевого винта системой выдува струй из щелей хвостовой балки, в общем случае регулируемого. Реактивное действие струи и эффект суперциркуляции, возникающий при выдуве на хвостовой балке, может дать необходимые компенсирующие и управляющие вертолетом силы и моменты. Следует заметить, проведенные оценки позволили установить, что затраты мощности на выдув превышают затраты мощности на привод рулевого винта.

Маневренные характеристики вертолета, так же как и самолета, определяются возможностью создания перегрузок n_x, n_y, n_z . В принципе задача улучшения маневренных характеристик решается теми же приемами, что и на самолетах: или уменьшением коэффициента тяги горизонтального полета $C_{T\text{ ГП}}$, что достигается уменьшением нагрузки на ометаемую площадь $G/(\pi R^2)$ или увеличением $C_{T\text{ доп}}$, что достигается улучшением условий работы несущего винта при больших углах установки общего шага $\varphi_{\text{о.ш}}$. Для улучшения маневренных характеристик может использоваться и механизация на крыле вертолета.

4.9. Особенности аэродинамической компоновки комбинированных и преобразуемых вертолетов

Желание иметь ЛА, обладающий преимуществами вертолета на взлете, посадке и на малых скоростях полета и самолета на умеренных и больших скоростях полета, привело к созданию комбинированных и преобразуемых вертолетов. Проработанных или прорабатываемых вариантов подобного типа вертолетов достаточно много. Но среди них следует выделить два типа: с преобразуемым в крыло винтом; с поворотными винтами.

Одним из представителей вертолетов первого типа является проект скоростного аппарата "Икс Уинг" с останавливаемым несущим винтом, с управлением циркуляцией на нем и рулевым винтом типа "фенестрон". Аппарат должен взлетать вертикально, как обычный вертолет, а по мере увеличения скорости горизонтального полета

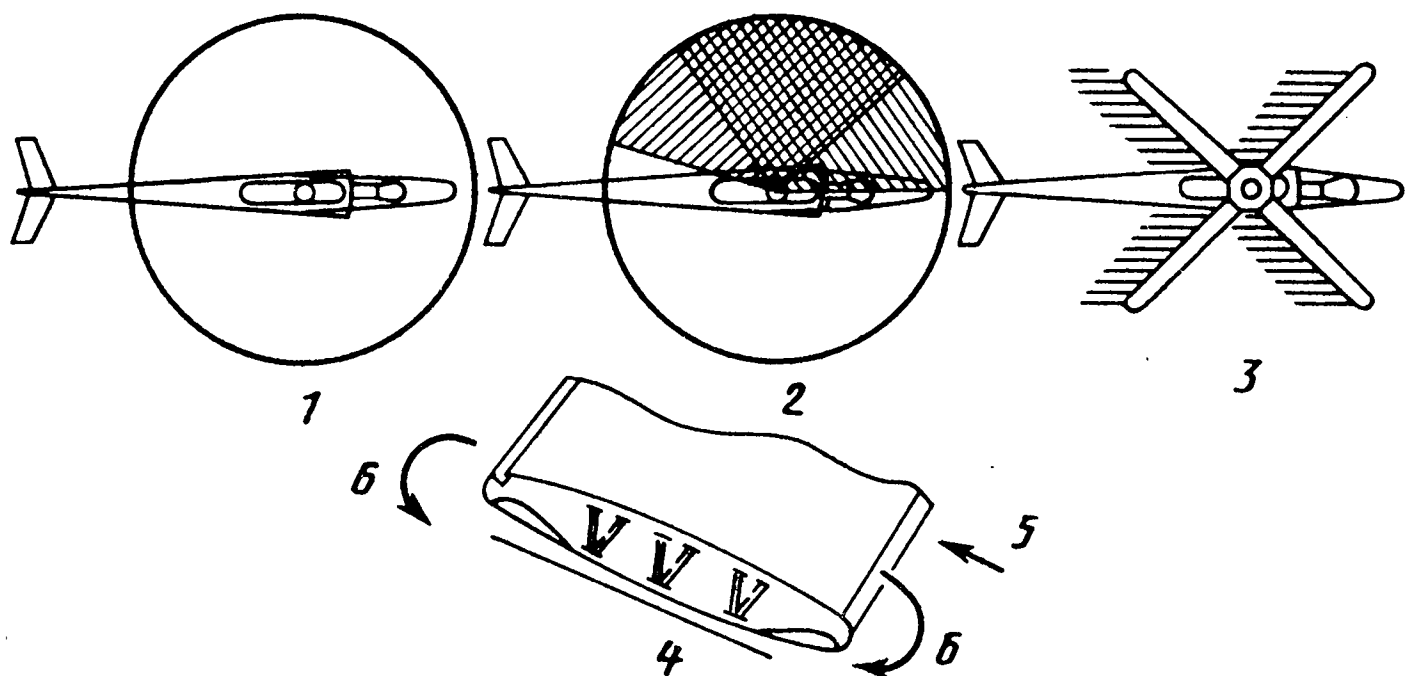


Рис. 4.16. Схема летательного аппарата с останавливаемым в полете несущим винтом:

1 — вертолетный режим; 2 — переходной режим; 3 — самолетный режим; 4 — сечение лопасти; 5 — направление потока; 6 — направление выдува

частота вращения несущего винта постепенно уменьшается и он останавливается, образуя Х-образное стреловидное крыло (рис. 4.16). Для обеспечения полета с одним и тем же винтом-крылом и на самолетном, и на вертолетном, и на переходном режимах несущая система должна быть снабжена системой выдува потока и с передней, и с задней кромок лопасти винта, поскольку при останове винта задние кромки его лопастей в азимутах $180...360^\circ$ становятся передними. Очевидно, что ЛА такого типа должен иметь и крыло обычного типа, расположенное вне зоны струи винта при малых скоростях полета.

Поскольку ЛА такого типа должен иметь лопасти с выдувом, то выдув целесообразно использовать и для решения задач управления циркуляционным обеспечением, в частности, в целях создания управляющих сил и моментов на вертолетном режиме. В качестве профиля лопасти предполагается использовать профиль с закругленными передними и задними кромками (квазиэллиптический профиль).

Предполагается, что ЛА с останавливаемым Х-образным винтом и с дополнительными движителями, создающими большую тягу, может достичь скорости полета 1000 км/ч.

На ЛА второго типа одни и те же винты используются на режимах взлета, посадки и полета с малыми скоростями как подъемные, создающие подъемную и пропульсивную силы; на режиме полета с горизонтальной скоростью — как тянущие. Для реализации этой возможности они выполняются поворотными. Подобный аппарат может иметь крейсерскую скорость полета 450...470 км/ч.

Г л а в а 5

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ПРЕДЕЛЬНЫХ И КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМАХ И В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ ПОЛЕТА

5.1. Предельные и критические режимы и особые случаи полета

Режимы полета ЛА можно условно разделить на три области: эксплуатационную, основную эксплуатационную и предельную. Эти области определяются значениями параметров полета (скоростей и высот полета, чисел M и углов атаки и др.).

Эксплуатационная область режимов полета определяется значениями параметров, которые являются допустимыми в массовой эксплуатации. Основная эксплуатационная область расположена внутри эксплуатационной и включает режимы полета, обеспечивающие выполнение основных задач, в том числе взлет и посадку. Предельная область лежит вне эксплуатационной и характеризуется параметрами, выход за которые недопустим по условиям безопасности полета.

К основным параметрам предельных режимов относятся предельные скоростные напоры, приборные скорости, числа M , высоты полета, углы атаки, перегрузки и др. Эти параметры и представляют собой летные ограничения самолетов и вертолетов.

При выходе за предельно допустимые параметры полета ЛА может попасть в критический режим. К критическим относятся такие режимы полета, выход на которые приводит к опасной, аварийной или катастрофической ситуации. При полете ЛА на критических режимах ухудшаются их устойчивость и управляемость, снижается безопасность полета, усложняется пилотирование. Условно критические режимы полета можно разделить на две группы – по углу атаки и по числу M .

К критическим по углу атаки относятся режимы полета на углах атаки, при которых происходит срыв потока с крыла или оперения. Попадание самолета на критические по углу атаки режимы может привести к его сваливанию и штопору. К критическим по углу атаки

режимам относятся следующие: подхват по углу атаки; затягивание в пикирование при посадке; сваливание; штопор.

К критическим по числу M относятся режимы полета при числах M , превышающих критическое или предельное. Эти режимы, как правило, соответствуют полетам на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях. При полете на этих режимах в устойчивости и управляемости некоторых самолетов появляются такие особенности, которые могут значительно усложнить пилотирование и существенно снизить безопасность полета. Для современных сверхзвуковых самолетов трансзвуковые режимы полета являются проходными. Однако и для них в отдельных случаях критические по числу M режимы могут привести к опасным явлениям. К критическим по числу M режимам полета самолетов можно отнести следующие: обратная реакция по крену на трансзвуковых скоростях; затягивание в пикирование при $M > M_{кр}$; скоростной подхват; раскачка самолета при околозвуковых скоростях; рысканье при больших сверхзвуковых скоростях; сверхзвуковой срыв и др.

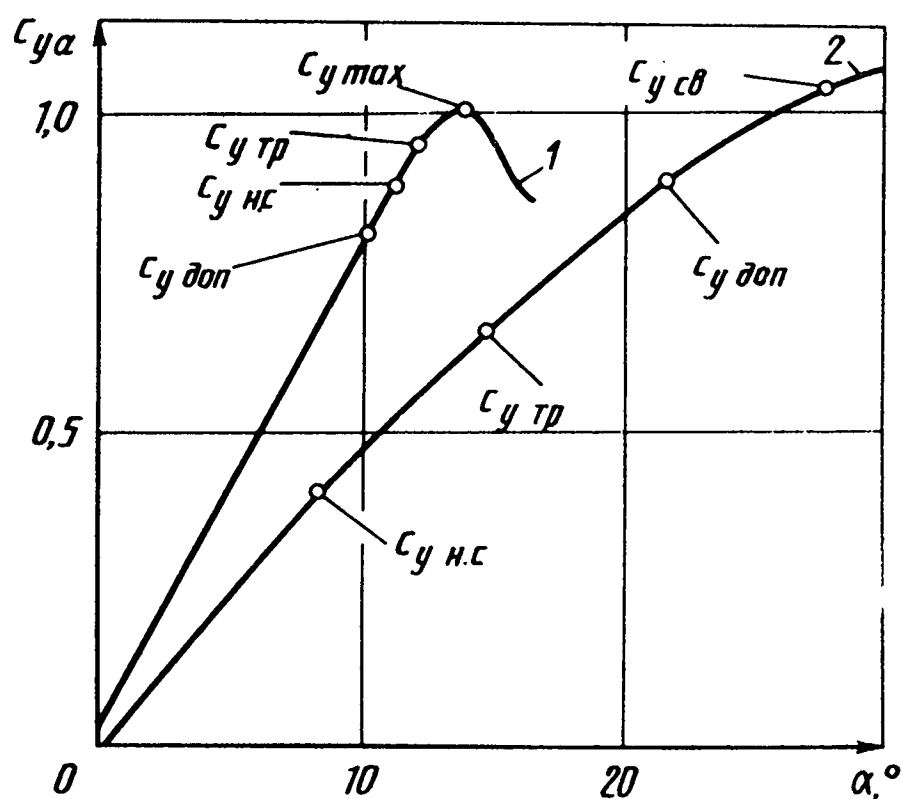
К особым относятся такие случаи полета, в которых угроза безопасности полета возникает на эксплуатационных режимах. Конкретный ЛА может оказаться в особых условиях по различным причинам: из-за отказов авиационной техники, из-за неблагоприятных внешних воздействий и др. Наиболее неблагоприятными с точки зрения аэродинамики являются следующие особые случаи полета: полет в турбулентной атмосфере; попадание в спутный след другого ЛА; повреждение несущих частей ЛА; воздействие ударной волны; обледенение; отказ силовой установки и системы управления; режим авторотации и вихревого кольца для вертолета и др.

5.2. Особенности аэродинамических характеристик самолетов на больших углах атаки

Главной, принципиальной особенностью полета на больших углах атаки является отрыв потока на крыле, оперении, фюзеляже, который качественно изменяет картину их обтекания и практически все аэродинамические характеристики самолета.

Современные сверхзвуковые самолеты со стреловидными, треугольными крыльями и крыльями с наплывом имеют большие критические углы атаки, чем дозвуковые с нестреловидными крыльями большого удлине-

Рис. 5.1. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для дозвукового (1) и сверхзвукового (2) самолетов



ния (рис. 5.1). Однако эти углы не всегда достижимы из-за неблагоприятного протекания моментных характеристик.

Дело в том, что угол атаки сильнее влияет на моментные характеристики сверхзвуковых самолетов, чем дозвуковых. На больших углах атаки из-за отрыва потока значительно изменяются аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости. Так, в зависимости $m_z(\alpha)$ появляется участок выполаживания (или даже так называемая "ложка"), после которого возможно восстановление наклона характеристики $m_z(\alpha)$ или даже его увеличение (см. рис. 3.16).

Выполаживание зависимости $m_z(\alpha)$ происходит из-за смещения фокуса самолета вперед на этих углах атаки (см. рис. 3.16). Это смещение фокуса может вызываться рядом причин: влиянием концевой срыва потока на крыле; изменением скоса потока от крыла в районе горизонтального оперения при увеличении угла атаки; дестабилизирующим моментом от носовой части фюзеляжа и воздухозаборников, возрастающим с увеличением угла атаки; подсасывающим действием вихрей, образующихся на наплыве крыла и на головной части фюзеляжа и др.

При выходе самолета на большие углы атаки происходит значительное изменение боковых моментных характеристик — существенно уменьшаются по абсолютной величине и даже меняют знак производные m_x^β и m_y^β (см. рис. 3.29).

При полете на больших углах атаки происходит падение эффективности органов продольного и бокового управления самолета. Ухудшение характеристик элеронов, интерцепторов, флаперонов, руля высоты и полностью отклоняемого стабилизатора объясняется срывом потока с

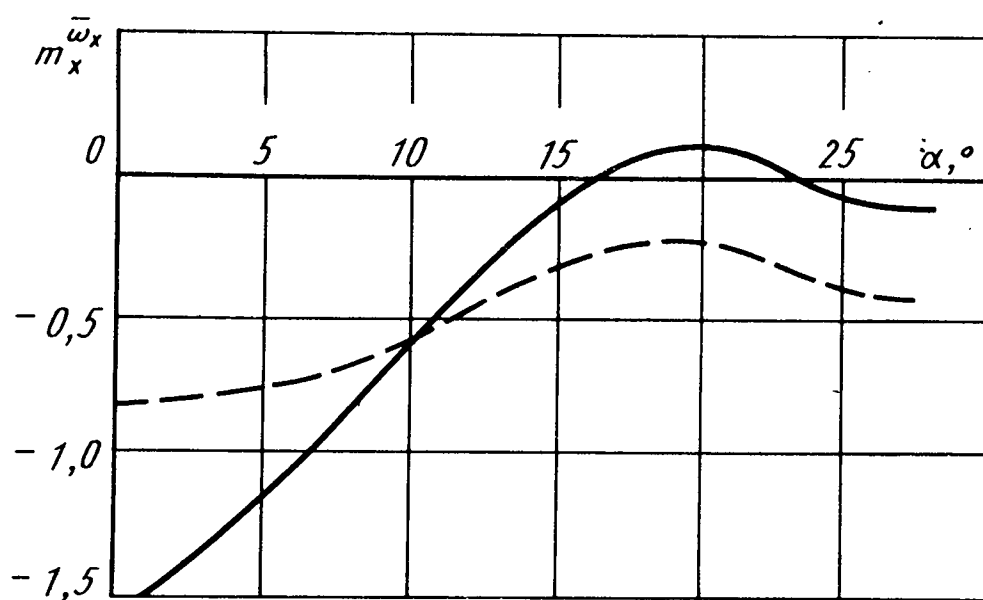


Рис. 5.2. График влияния углов атаки и стреловидности на коэффициент демпфирования крена самолета с крылом изменяемой в полете стреловидности:

- - - $\chi = 50^\circ$; — $\chi = 15^\circ$

крыла и горизонтального оперения, а эффективность руля направления снижается на больших углах атаки из-за уменьшения эффективности вертикального оперения (при увеличении угла атаки увеличивается фактическая стреловидность вертикального оперения).

Из-за срыва потока с несущих поверхностей на больших углах атаки происходит значительное ухудшение демпфирующих свойств самолетов. На рис. 5.2 приведены зависимости коэффициента демпфирования крена $m_x \bar{\omega}_x$ от угла атаки α для модели самолета с крылом изменя-

емой в полете стреловидности при двух положениях поворотной консоли. Видно, что при увеличении угла атаки этот коэффициент уменьшается по абсолютной величине, особенно значительно при минимальной стреловидности поворотной консоли (при малой стреловидности крыла срыв быстро распространяется на всю верхнюю поверхность).

5.3. Аэродинамическая сущность подхвата самолета по углу атаки

Подхват по углу атаки может возникнуть на маневренном самолете при увеличении угла атаки на дозвуковых скоростях. Подхват связан с проявлением статической неустойчивости по углу атаки (по перегрузке) и обусловлен, как правило, концевым срывом потока со стреловидного крыла или другими причинами, приводящими к перемещению фокуса самолета вперед и к выполаживанию зависимости $m_z(\alpha)$

(см. рис. 3.16). На сбалансированном самолете в этом случае (рис. 5.3, а) при увеличении угла атаки возникает кабрирующий момент ΔM_z (рис. 5.3, б), который является дестабилизирующим и способствует дальнейшему увеличению угла атаки, а значит, еще

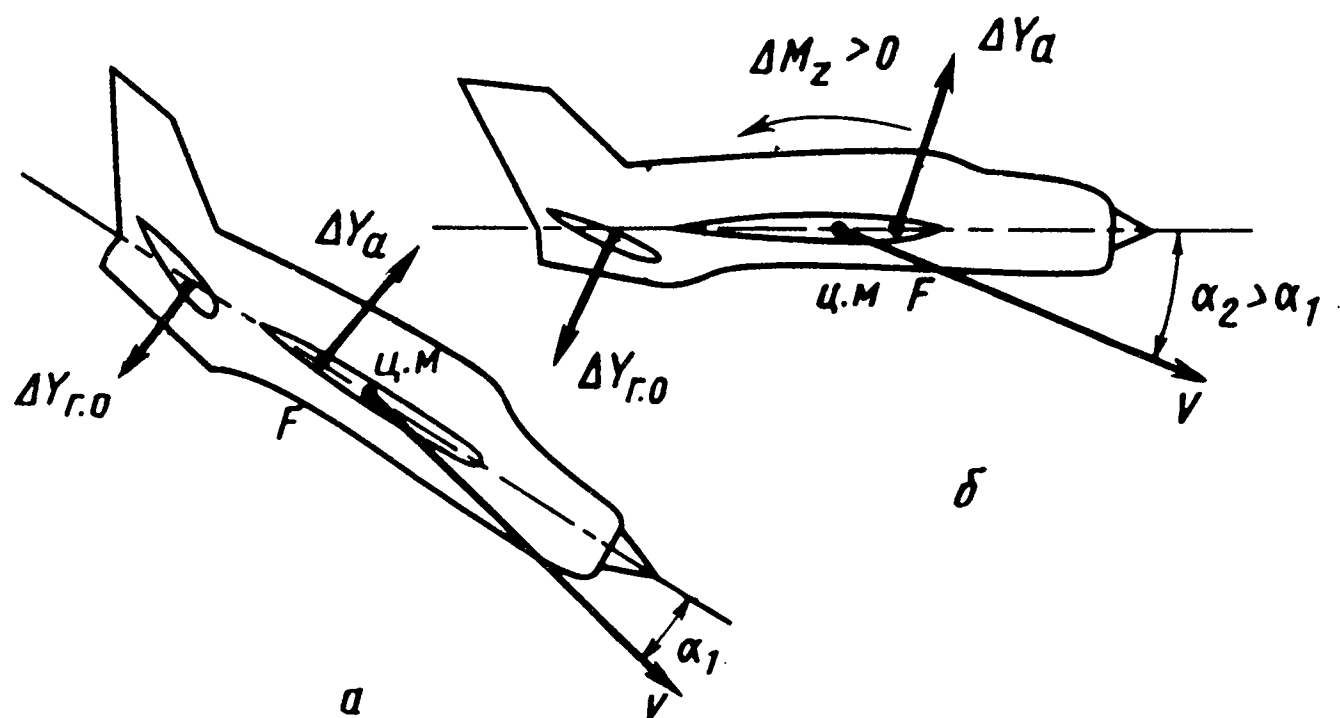


Рис. 5.3. Схема возникновения дестабилизирующего (кабрирующего) момента при подхвате самолета по углу атаки

большему смещению фокуса вперед, увеличению кабрирующего момента, угла атаки самолета и т.д.

Следовательно, смещение фокуса вперед и возрастание несбалансированного кабрирующего момента вызывают увеличение угла атаки и подъемной силы самолета. Возникает явление подхвата самолета, т.е. произвольное увеличение угла атаки, подъемной силы и перегрузки. Как правило, это происходит очень быстро, летчик не успевает вмешаться в управление и самолет может выйти либо на недопустимо большие перегрузки (на малых и средних высотах полета), либо на недопустимо большие углы атаки (на больших углах атаки).

Однако это не означает, что при подхвате самолет всегда стремится неограниченно увеличивать угол атаки и перегрузку. Дело в том, что при увеличении угла атаки у многих самолетов фокус может опять сместиться назад, моментная диаграмма улучшается (см. рис. 3.16) и самолет становится устойчивым по углу атаки: при его увеличении на сбалансированном самолете появляется пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки. У некоторых самолетов это происходит вследствие того, что при увеличении угла атаки горизонтальное оперение выходит из зоны максимальных скосов потока от крыла, его эффективность повышается и моментная диаграмма самолета улучшается.

У самолетов, как правило, тяжелых, на малых углах атаки может проявляться неустойчивость по скорости, которая вызывает затягивание в пикирование (рис. 5.4). Причиной этого опасного явления может быть срыв потока с горизонтального оперения, отклоненного

для балансировки на отрицательный угол. При уменьшении угла атаки в этом случае срыв потока с нижней поверхности горизонтального оперения вызывает уменьшение отрицательной подъемной силы на нем ($\Delta Y_{г.о} > 0$), появляется несбалансированный пикирующий момент ($\Delta M_z < 0$). Он стремится уменьшить угол атаки самолета, при этом срыв потока с горизонтального оперения усиливается и т.д. В результате происходит произвольное увеличение скорости полета и затягивание самолета в пикирование.

Это опасное явление может произойти, в частности, при заходе на посадку. В этом случае у тяжелых самолетов, имеющих большой запас продольной устойчивости, требуются большие отрицательные углы отклонения стабилизатора. Срыву потока с него могут способствовать выпуск мощной механизации крыла и обледенение горизонтального оперения. Выпуск закрылков при посадке вызывает увеличение углов скоса потока от крыла в районе горизонтального оперения и отрицательных углов атаки на нем (см. рис. 5.4). При обледенении горизонтального оперения происходит нарушение его формы, что вызывает более ранний срыв потока с него.

Избежать затягивания в пикирование при посадке можно путем устранения срыва потока с нижней поверхности стабилизатора (рис. 5.5, а). С этой целью на некоторых самолетах на горизонтальном оперении применяются S-образные профили, у которых носок отгибается вверх (рис. 5.5, б). В этом случае срыв потока с нижней поверхности стабилизатора затягивается на большие отрицательные углы его отклонения и, следовательно, предотвращается затягивание самолета в пикирование при посадке.

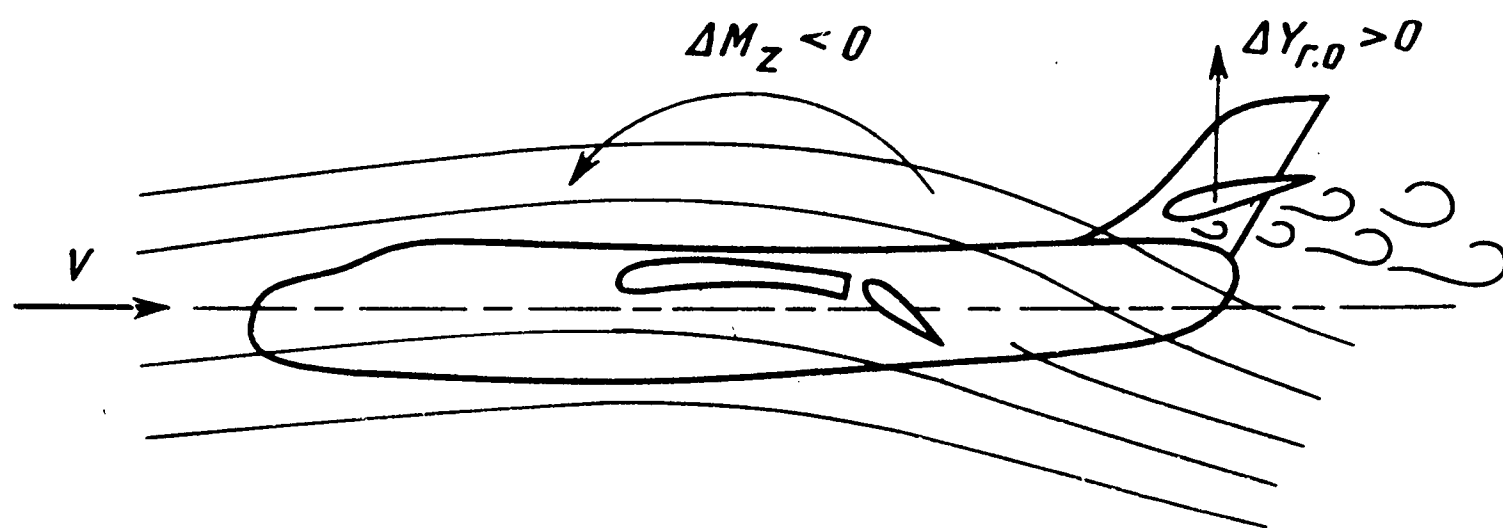


Рис. 5.4. Схема возникновения дестабилизирующего (пикирующего) момента при посадке тяжелого самолета

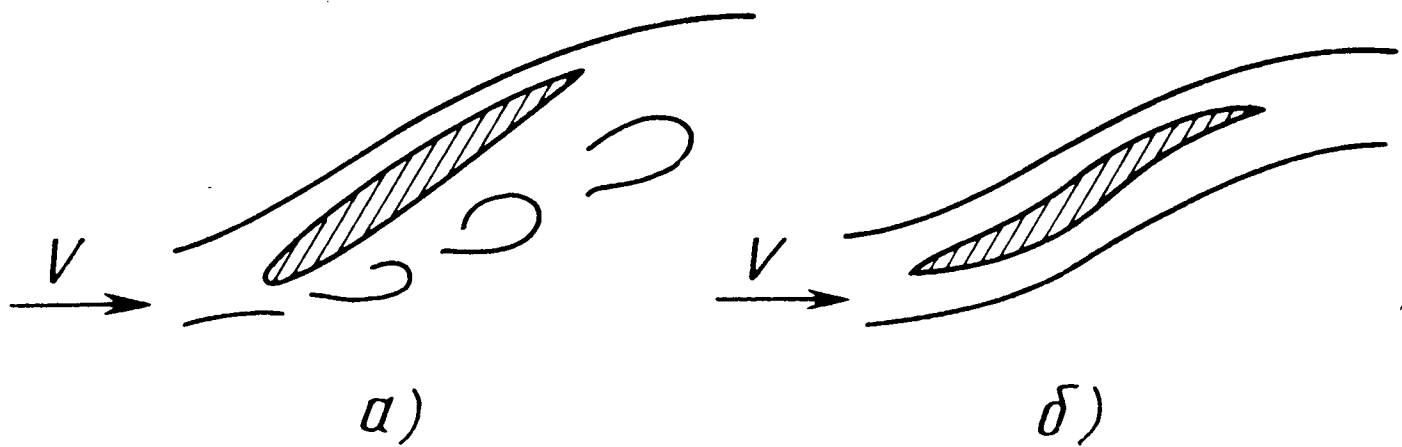


Рис. 5.5. Схемы обтекания горизонтального оперения с обычным (а) и S-образным (б) профилями

5.4. Аэродинамическая сущность сваливания и штопора самолета

Сваливание самолета может произойти на больших углах атаки, когда коэффициент $c_{ya} \geq c_{y_{св}}$. На самолетах с крыльями простой формы (прямоугольными, стреловидными) сравнительно большого удлинения сваливание, как правило, связано с развитием срыва потока с крыла. Если области срыва потока на обеих половинах крыла симметричны, то из-за уменьшения подъемной силы самолет сваливается на нос. Если же области срыва несимметричны, то самолет сначала сваливается на крыло. При его накренивании нарушается равновесие сил (подъемная сила становится меньше силы веса), вследствие чего самолет опускает нос. Так как при этом на самолете развивается скольжение, то у устойчивого в путевом отношении самолета восстанавливающий аэродинамический момент рысканья стремится устранить это скольжение и еще больше способствует опусканию носа самолета.

После сваливания может возникнуть штопор самолета – неуправляемое спиралевидное движение с энергичной потерей высоты. Причиной такого сложного движения самолета обычно является возникновение авторотации самолета, т.е. его самовращения после сваливания. Как известно, при вращении самолета на докритических углах атаки на опускающейся половине крыла угол атаки и нормальная сила возрастают, а на поднимающейся, наоборот, уменьшаются. В результате возникает демпфирующий момент крена, препятствующий вращению.

Иная картина наблюдается на закритических углах атаки. При вращении самолета вокруг продольной оси на опускающейся половине крыла угол атаки увеличивается, а нормальная сила из-за срыва потока уменьшается и, наоборот, на поднимающейся половине угол атаки уменьшается, а нормальная сила увеличивается ($c_{y_{под}} >$

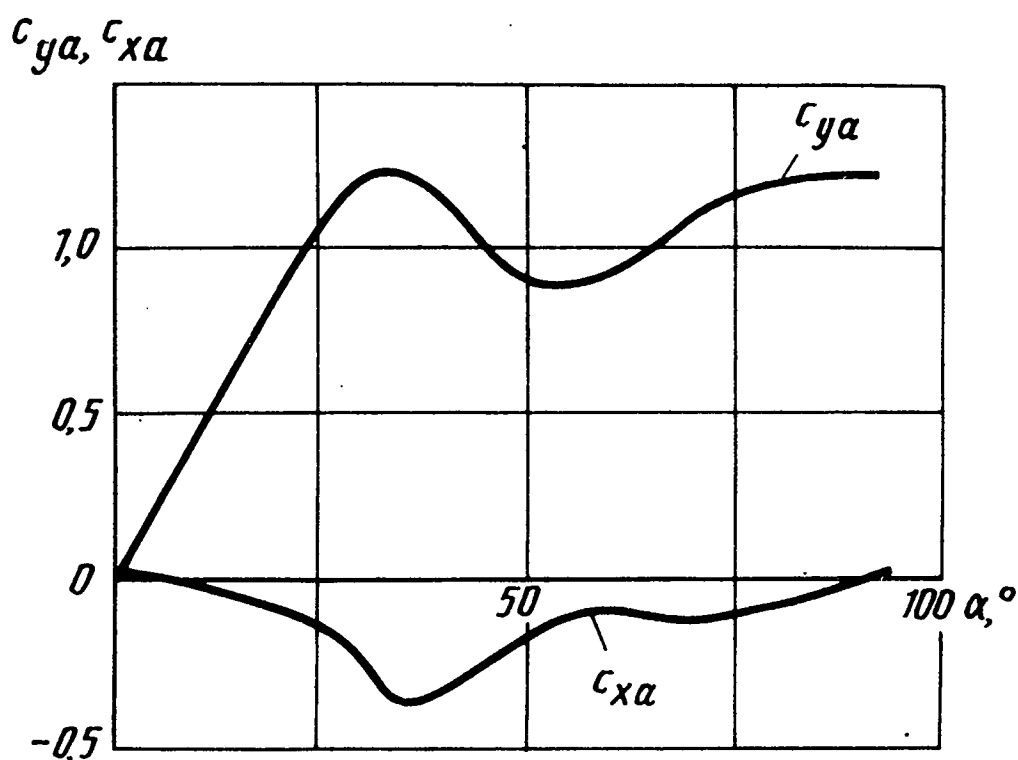


Рис. 5.6. Графики, поясняющие возникновение боковых моментов при вращении самолета на докритических и закритических углах атаки

$> c_{y_{оп}}$, рис. 5.6). На самолете появляется увлекающий момент крена M_x , действующий в сторону вращения самолета и увеличивающий

его угловую скорость крена ω_x . Случайно возникшее вращение самолета продолжается и усиливается. А так как неодинаковыми оказываются и продольные силы половин крыла ($c_{x_{под}} < c_{x_{оп}}$, рис. 5.6), то возникает и момент рыскания M_y , стремящийся развернуть самолет в сторону опускающейся половины крыла. В результате самолет начинает скользить на поднимающуюся половину крыла, при этом появляется дополнительный момент крена, усиливающий авторотацию.

Уменьшение подъемной силы на закритических углах атаки и наличие боковых моментов M_x и M_y при самовращении приводят к возникновению спиралевидного движения самолета — штопора. На характер движения самолета при переходе из сваливания в штопор и в штопоре большое влияние оказывают особенности аэродинамической компоновки и характеристик самолета, начальная скорость крена, наличие скольжения, инерционные свойства самолета.

У современных самолетов, имеющих крылья с наплывами и большие критические углы атаки, причиной сваливания и штопора может явиться потеря путевой устойчивости на больших углах атаки ($m_y^\beta > 0$, см. рис. 3.29), которая в значительной степени является следствием неблагоприятного влияния носовых вихрей крыла и фюзеляжа на обтекание вертикального оперения (см. рис. 3.30 и 3.49). В этом случае при увеличении угла атаки самолет вначале начинает энергично скользить на одну из половин крыла, а затем появляется крен на отстающее крыло из-за наличия поперечной устойчивости ($m_x^\beta < 0$,

см. рис. 3.29). При этом уменьшается подъемная сила, и самолет может свалиться и перейти в штопор. Для увеличения угла атаки сваливания $\alpha_{св}$ на современных самолетах принимаются меры по повышению путевой устойчивости. Для этого применяются: двухкилевое вертикальное оперение; отклонение носков крыла или предкрылков на больших углах атаки в полете; различные генераторы вихрей (срезы обратной стреловидности на наплыве, боковые наплывы на носовой части фюзеляжа или штанге ПВД и др.).

5.5. Особенности аэродинамических характеристик устойчивости и управляемости самолетов на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях полета

Сжимаемость воздуха (число M) влияет практически на все аэродинамические характеристики самолета, особенно сильно на моментные. С точки зрения устойчивости и управляемости самолетов наиболее неблагоприятным это влияние может быть на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях.

У самолетов со стреловидными крыльями при числах $M > M_{кр}$ усиливается концевой срыв потока из-за влияния местных скачков уплотнения на верхней поверхности крыла, что вызывает более резкое изменение зависимости $m_z(\alpha)$ на больших углах атаки (см. рис. 5.7). Это может вызвать более энергичный подхват самолета при увеличении угла атаки.

Некоторые самолеты с крыльями большого удлинения и умеренной стреловидности, в частности с крыльями изменяемой в полете стреловидности при минимальной стреловидности поворотной части, возможно неблагоприятное изменение производной m_x^β при околозвуковых

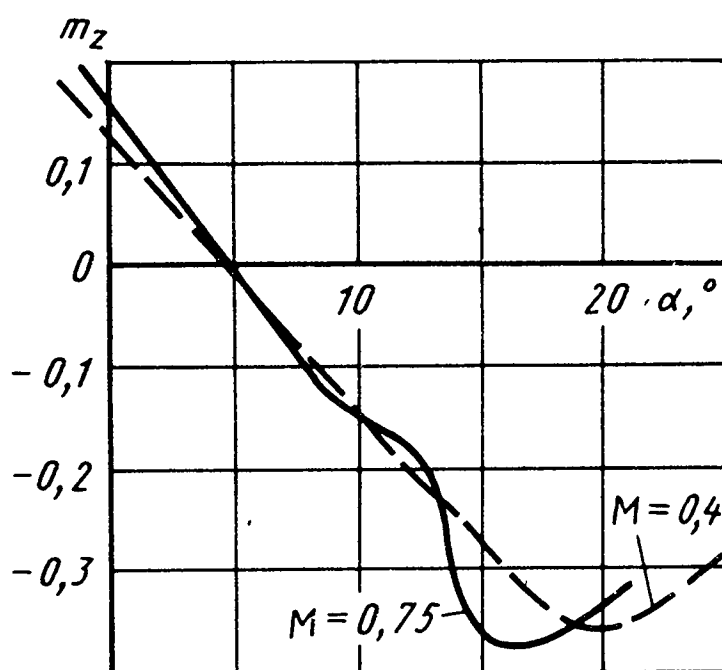


Рис. 5.7. График влияния числа M на зависимость $m_z(\alpha)$ самолета

скоростях, которое вызывается появлением сверхзвуковых зон обтекания и местных скачков уплотнения. При полете со скольжением на половине крыла, идущей вперед, эффективный угол стреловидности $(\chi - \beta)$ и число $M_{кр}$ уменьшаются, а коэффициент подъемной силы c_{ya} изменяется более интенсивно (рис. 5.8), чем на отстающей половине крыла, на которой эффективный угол стреловидности $(\chi + \beta)$ и число $M_{кр}$ увеличиваются. Поскольку производная m_x^β зависит от разности подъемных сил половин крыла при скольжении, то в некотором диапазоне чисел M она уменьшается по абсолютной величине и может даже поменять знак (при $M_1 < M < M_2$ $m_x^\beta > 0$, см. рис. 5.8).

При разгоне самолета от дозвуковых скоростей до сверхзвуковых наблюдается значительное смещение фокуса назад (см. рис. 3.13). Оно вызывается перераспределением аэродинамической нагрузки по хорде крыла и горизонтального оперения, а также уменьшением на сверхзвуковых скоростях скосов потока в районе горизонтального оперения.

При числах $M > M_{кр}$ резко снижается эффективность рулевых поверхностей (рулей высоты и направления, элеронов) и уменьшаются по

абсолютной величине m_x^δ , m_y^δ , m_z^δ (см. рис. 3.17), а шарнирные моменты рулей, наоборот, возрастают. Объясняется это тем, что на сверхзвуковых скоростях возмущения с отклоненных рулей вперед против потока не передаются, аэродинамическая нагрузка изменяется только на самих рулях и распределена вдоль хорды рулей более равномерно, чем при дозвуковых скоростях. Для повышения эффективности

продольного управления при $M > 1$ на современных сверхзвуковых самолетах применяются

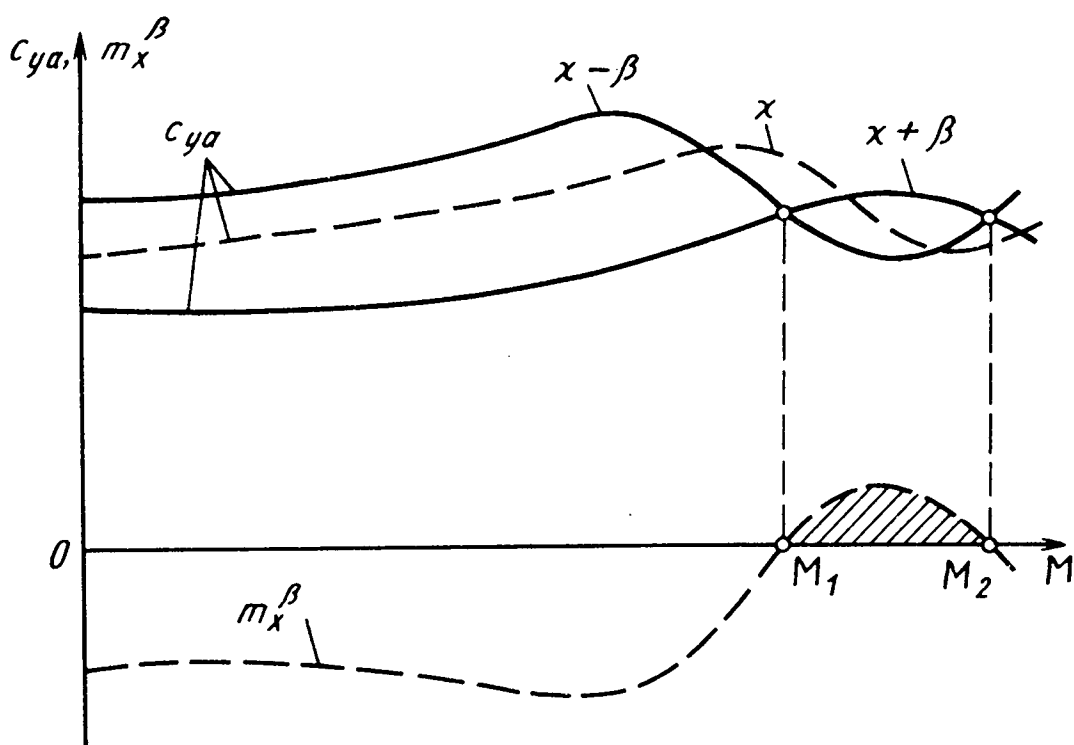
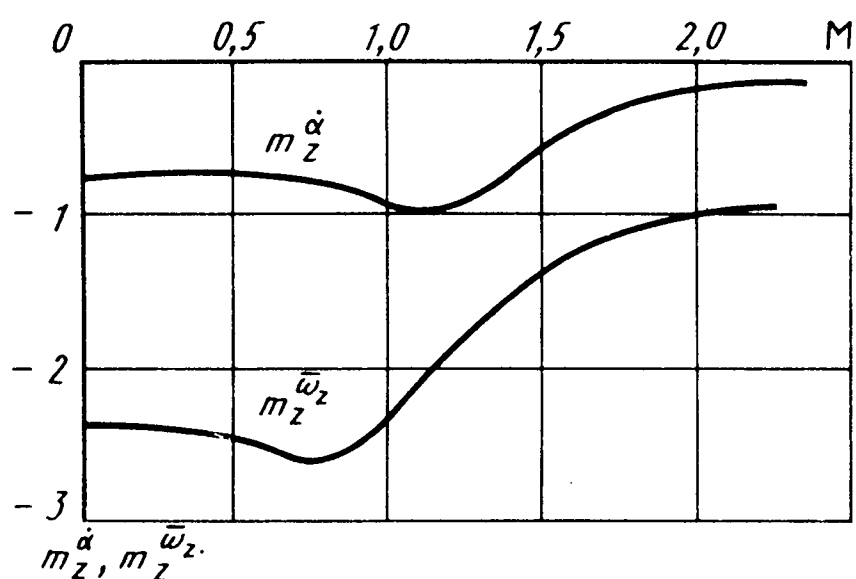


Рис. 5.8. График влияния числа M на m_x^β самолета с крылом большого удлинения и умеренной стреловидности

Рис. 5.9. График влияния числа M на коэффициенты продольного демпфирования самолета



управляемые стабилизаторы, эффективность которых на всех числах M выше, чем у рулей высоты ($|m_z^{\varphi}| > |m_z^{\delta}|$, см. рис.

3.17), и в некоторых случаях на больших дозвуковых скоростях может оказаться чрезмерно большой. Для преодоления больших шарнирных моментов в системе управления используются гидроусилители.

Вследствие уменьшения несущих свойств крыла и оперения на сверхзвуковых скоростях при $M > 1$ уменьшаются по абсолютной величине m_x^{β} и m_y^{β} , причем, как правило, m_y^{β} сильнее, чем m_x^{β} (см. рис. 3.31).

На сверхзвуковых скоростях с ростом числа M из-за падения несущих свойств крыла и оперения заметно ухудшаются демпфирующие свойства самолетов. В частности, значительно уменьшаются по абсолютной

величине коэффициенты продольного демпфирования m_z^{α} и $m_z^{\bar{\omega}_z}$ (рис. 5.9).

5.6. Критические явления в устойчивости и управляемости самолетов на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях полетов

Значительные изменения аэродинамических характеристик самолетов на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях могут вызвать в их устойчивости и управляемости ряд неблагоприятных явлений.

Обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления в трансзвуковом диапазоне скоростей. При отклонении руля направления в обычных условиях возникает скольжение самолета, которое вызывает крен на отстающую половину крыла, следовательно,

отрицательное скольжение ($\omega_y < 0$) создает положительный крен ($m_x > 0$), и наоборот. Но, как указывалось выше, у некоторых самолетов в узком диапазоне дозвуковых чисел M наблюдается неблагоприятное изменение m_x^β (см. рис. 5.8). В этом случае скольжение при отклонении руля направления вызывает крен не на отстающую половину крыла, как обычно, а на идущую вперед, т.е. при $\omega_y < 0$ и $m_x < 0$, имеет место обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления, которую нужно учитывать при пилотировании самолетов.

Непреднамеренная продольная раскачка самолета летчиком на больших дозвуковых скоростях. Это опасное явление может возникнуть на сверхзвуковом самолете, в частности при превышении ограничений по приборной скорости полета на малой высоте. Как известно, на больших дозвуковых скоростях самолет имеет минимальный запас продольной статической устойчивости (см. рис. 3.13) и наибольшую эффективность управляемого стабилизатора (см. рис. 3.17). В этом случае он оказывается чрезмерно чувствительным даже к небольшим отклонениям стабилизатора. При попытке парировать случайно возникшие продольные колебания с помощью отклонения стабилизатора летчик, вследствие естественного запаздывания в управлении, может непреднамеренно раскачать самолет до недопустимых перегрузок. На рис. 5.10 приведена запись параметров движения самолета при его продольной раскачке в процессе разгона на малой высоте.

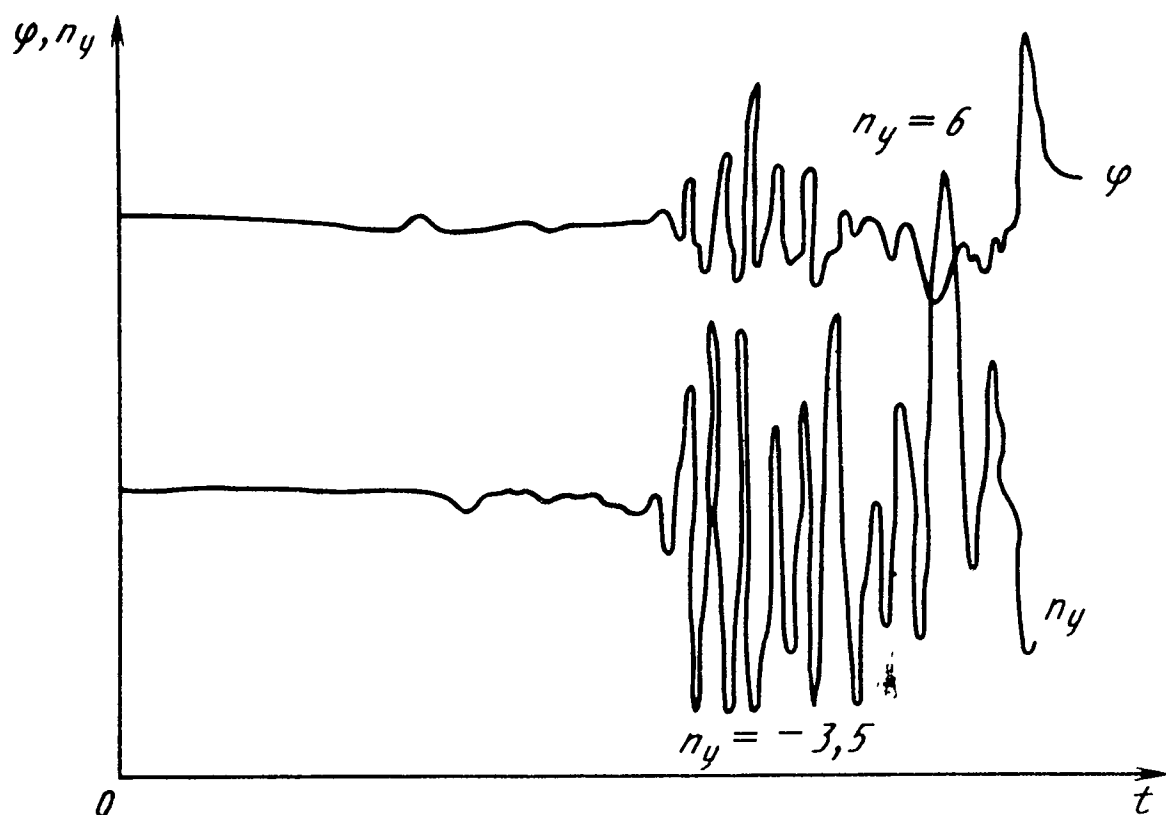


Рис. 5.10. Кривые к примеру изменения нормальной перегрузки самолета при его продольной раскачке

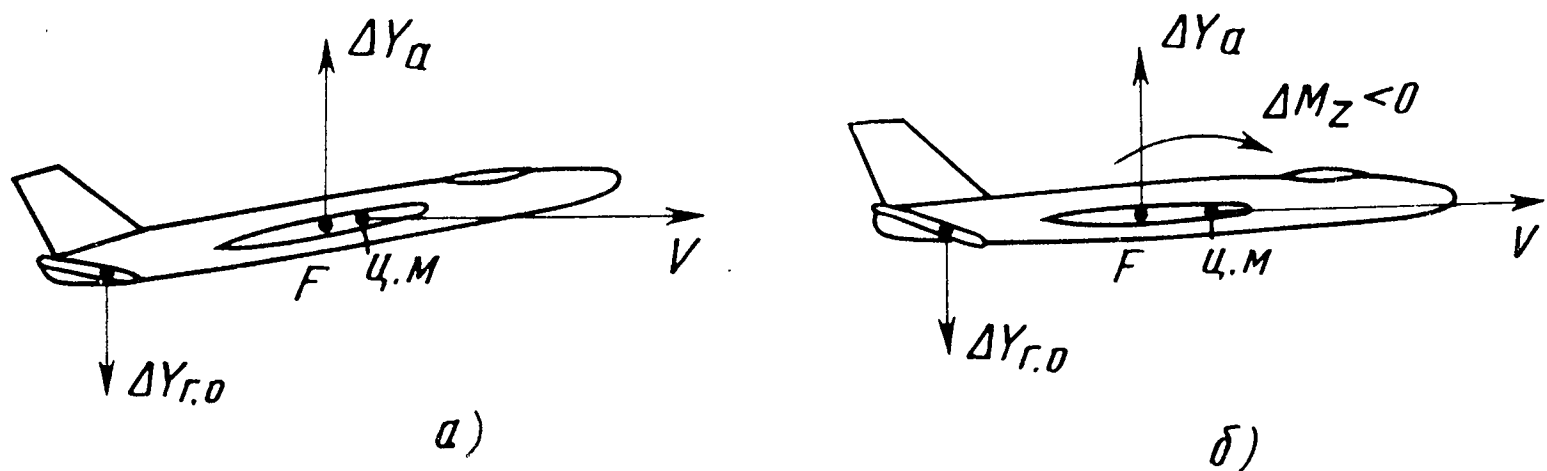


Рис. 5.11. Схемы возникновения дестабилизирующего (пикирующего) момента при затягивании самолета в пикирование на критических числах M :

$a - M < M_{кр}$; $б - M > M_{кр}$

Затягивание самолета в пикирование на критических числах M . У некоторых самолетов при разгоне на околозвуковых числах $M > M_{кр}$ может наблюдаться тенденция к затягиванию в пикирование. Дело в том, что вследствие смещения фокуса назад (см. рис. 3.13) в этом случае на сбалансированном самолете появляется дополнительный пикирующий момент ($\Delta M_z < 0$, рис. 5.11). Этот момент при неизменном положении руля высоты (управляемого стабилизатора) стремится уменьшить угол атаки самолета. При этом уменьшаются его подъемная сила и лобовое сопротивление, самолет снижает высоту полета и его траектория искривляется вниз, скорость и число M возрастают, фокус еще больше смещается назад, пикирующий момент увеличивается. У самолета появляется опасная тенденция к затягиванию в пикирование.

Скоростной подхват самолета при переходе от сверхзвуковых скоростей к дозвуковым. Он может возникнуть при энергичном торможении самолета на трансзвуковых скоростях, когда фокус смещается вперед (см. рис. 3.13) и на сбалансированном самолете появляется дополнительный кабрирующий момент ($\Delta M_z > 0$, рис. 5.12). При невмешательстве летчика в управление этот момент стремится увеличить угол атаки самолета и его перегрузку. При этом увеличиваются подъемная сила и лобовое сопротивление, самолет повышает высоту полета и его траектория полета искривляется вверх, скорость и число M уменьшаются, фокус еще больше смещается вперед, кабрирующий момент, угол атаки и перегрузка возрастают. Возникает опасный подхват самолета, который может вывести самолет на недопустимые углы атаки или перегрузки.

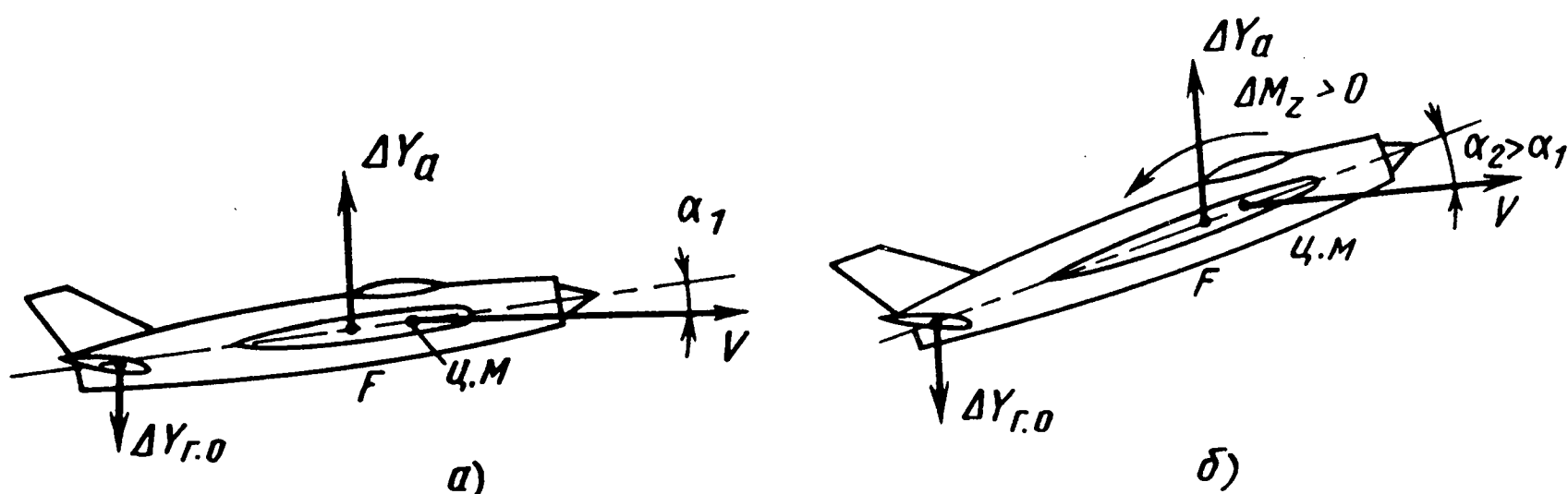


Рис. 5.12. Схемы возникновения дестабилизирующего (кабрирующего) момента при скоростном подхвате самолета:

a — $M > 1$; *б* — $M < M_{кр}$

Волновое рысканье при числах $M > M_{кр}$. При разгоне или торможении самолета в узком диапазоне трансзвуковых скоростей может возникнуть его самопроизвольное отклонение вправо или влево от заданного курса ("волновое" рысканье). Оно обычно является следствием несимметричного образования в хвостовой части фюзеляжа и перемещения по его периметру местных скачков уплотнения и срыва потока за ними. В результате возникает несбалансированная боковая сила, которая и вызывает рысканье самолета, которое обычно сопровождается интенсивным ростом боковой перегрузки. При этом развивается и движение крена. Для устранения этого явления в хвостовой части фюзеляжа по обеим его сторонам устанавливаются небольшие турбулизаторы, которые позволяют искусственно зафиксировать положение скачков уплотнения на боковых поверхностях фюзеляжа и устранить "волновое" рысканье самолета.

Непроизвольное скольжение на сверхзвуковых скоростях при числах M , близких к предельным. Оно обычно происходит из-за потери путевой статической устойчивости на предельных числах M (см. рис. 3.31). В этом случае любое боковое возмущение вызывает энергичное скольжение и кренение самолета и может произойти его сверхзвуковой срыв — самолет может перейти на опасный критический режим, который характеризуется быстрым вращением самолета относительно всех его осей, колебательным изменением нормальной и боковой перегрузок. Вследствие пониженных демпфирующих свойств самолета и недостаточной эффективности его органов управления развивается неуправляемое движение с большими угловыми скоростями и перегрузками и самолет может перейти в штопор.

При полете у земли с большими дозвуковыми скоростями на самолетах с полностью управляемыми стабилизаторами могут возникать большие шарнирные моменты на стабилизаторе. При этом может не хватить усилий гидроусилителей для преодоления этих моментов, возможно произвольное дифференциальное отклонение половин стабилизатора и опасное кренение самолета. Для уменьшения шарнирных моментов приходится переносить ось вращения стабилизатора.

5.7. Аэродинамическая тряска самолетов

Приближение к предельным или критическим режимам полета на большинстве самолетов сопровождается возникновением более или менее интенсивной аэродинамической тряски, т.е. вибраций конструкции самолета под действием нестационарных аэродинамических нагрузок. Как правило, аэродинамическая тряска появляется при срывном обтекании. Поскольку любая зона срыва потока является неустойчивой, то при этом происходит непрерывное изменение нагрузок, действующих на обтекаемую поверхность. Так как конструкция любого самолета не является абсолютно жесткой, то при этом развиваются колебания отдельных частей самолета, воспринимаемые как тряска.

На характер тряски влияют как тип конструкции самолетов, так и тип и место срыва потока, которые определяются геометрической формой самолета и его частей и режимом полета. Так, срыв потока с верхней поверхности крыла или его передней кромки может вызвать вибрации не только всего крыла, но и расположенного сзади горизонтального оперения. Концевой срыв потока на стреловидных и треугольных крыльях вызывает вибрации элеронов и всего крыла. Срыв потока в месте соединения крыла с фюзеляжем может вызвать колебания закрылков и оперения.

Коэффициент подъемной силы самолета, соответствующий началу тряски, — $c_{yтр}$. У большинства современных самолетов $c_{yн.с} < c_{yтр} < c_{удоп}$ (см. рис. 5.1).

В зависимости от природы срыва потока различают обычную и волновую аэродинамическую тряску. Обычная тряска вызывается срывом потока с крыла или других частей самолета и возникает на малых скоростях и больших углах атаки.

Волновая (трансзвуковая) тряска связана с появлением на крыле или оперении при $M > M_{кр}$ сверхзвуковых зон обтекания и местных

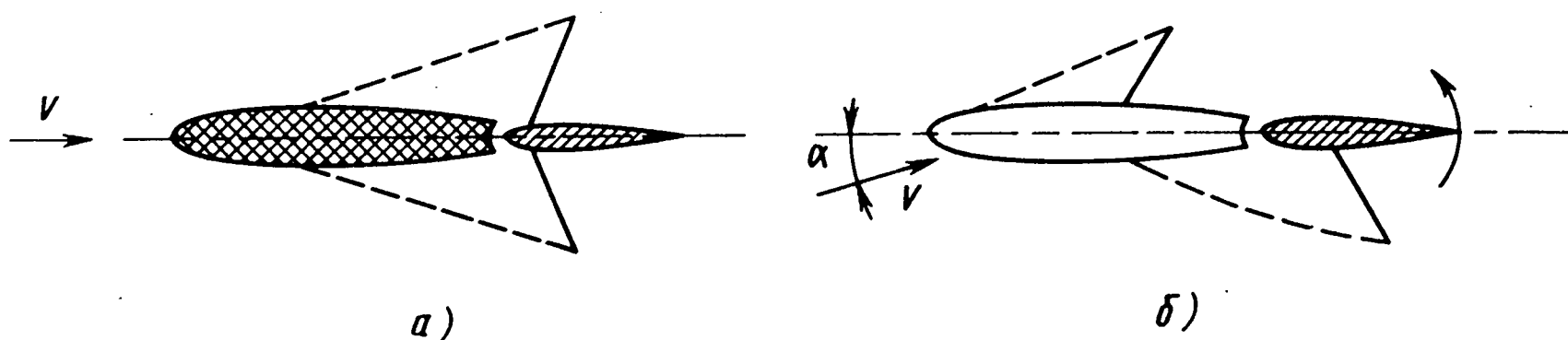


Рис. 5.13. Схемы возникновения тряски элерона на околозвуковых скоростях:

$a - \alpha = 0$; $б - \alpha > 0$

скачков уплотнения. Большой перепад давлений на скачке вызывает отрыв пограничного слоя из-под скачка и возникает волновая тряска. Так как зона отрыва неустойчива, то скачок вибрирует по поверхности крыла или оперения, что приводит к их дополнительному нестационарному нагружению. На нестреловидных несущих поверхностях волновой срыв, как и обычный, возникает сначала в центральных сечениях, а на стреловидных и треугольных — в концевых. На крыле с наплывом волновой срыв наблюдается, как правило, на консольной части.

Местные скачки уплотнения могут явиться причиной тряски и в том случае, когда за ними нет отрыва потока. Например, на закритических числах M может возникнуть тряска рулевых поверхностей: элеронов, рулей направления и высоты. Эта тряска вызывается вибрацией местных скачков уплотнения вдоль поверхности крыла или оперения.

Рассмотрим в качестве примера обтекание крыла с элероном при $M > M_{кр}$ (рис. 5.13). Для упрощения рассмотрения предположим, что крыло имеет симметричный профиль и установлено под нулевым углом атаки ($\alpha = 0$). Пусть элерон находится в нейтральном положении. В этом случае при увеличении числа M скачки появляются одновременно и в одном и том же месте на верхней и нижней поверхностях крыла перед элероном. При дальнейшем увеличении числа M они одновременно переходят на элерон (см. рис. 5.13, a). При наличии угла атаки, например $\alpha > 0$, скачки возникают и смещаются на элерон не одновременно, а сначала лишь на одной его поверхности (при $\alpha > 0$ на верхней).

Нарушается симметрия в распределении давления по нижней и верхней поверхностям, и на элероне появляется нормальная сила, стремящаяся повернуть его и поставить по потоку. Из-за упругой деформации проводки и самого элерона он поворачивается на некоторый небольшой угол, верхний скачок смещается вперед, на крыло, а нижний, наоборот, назад, на элерон (см. рис. 5.13, $б$). На элероне

возникает нормальная сила обратного знака, которая поворачивает элерон в обратную сторону, и т.д. Этот процесс повторяется, в результате элерон, а вместе с ним и крыло начинают раскачиваться. Возникает явление скоростной (волновой) тряски, которая может привести к обрыву элерона и даже к разрушению крыла. Аналогичной тряске могут подвергнуться стабилизатор с рулем высоты и киль с рулем направления. Для ослабления волновой тряски на некоторых современных самолетах перед рулями (элеронами) устанавливаются пластины, которые фиксируют положение местных скачков уплотнения.

На современных самолетах дополнительными источниками аэродинамической тряски могут явиться тормозные щитки, интерцепторы, спойлеры. При их отклонении происходит срыв потока с их кромок и образование нестационарных вихрей. Расположенная за ними поверхность самолета оказывается в зоне интенсивного вихревого движения и подвергается нестационарному нагружению и тряске.

Коэффициент $c_{y_{тр}}$ является конкретной характеристикой данного типа самолета. Он зависит от геометрической формы, конструкции самолета и числа M полета. Как правило, при увеличении числа M коэффициент $c_{y_{тр}}$ уменьшается.

У дозвуковых самолетов с крыльями большого удлинения коэффициент $c_{y_{тр}}$ не очень сильно отличается от коэффициента $c_{y_{тах}}$ (рис. 5.14, а), поэтому тряска является естественным предупреждением о приближении к критическому режиму. У современных сверхзвуковых самолетов срыв потока и тряска возникают на углах атаки,

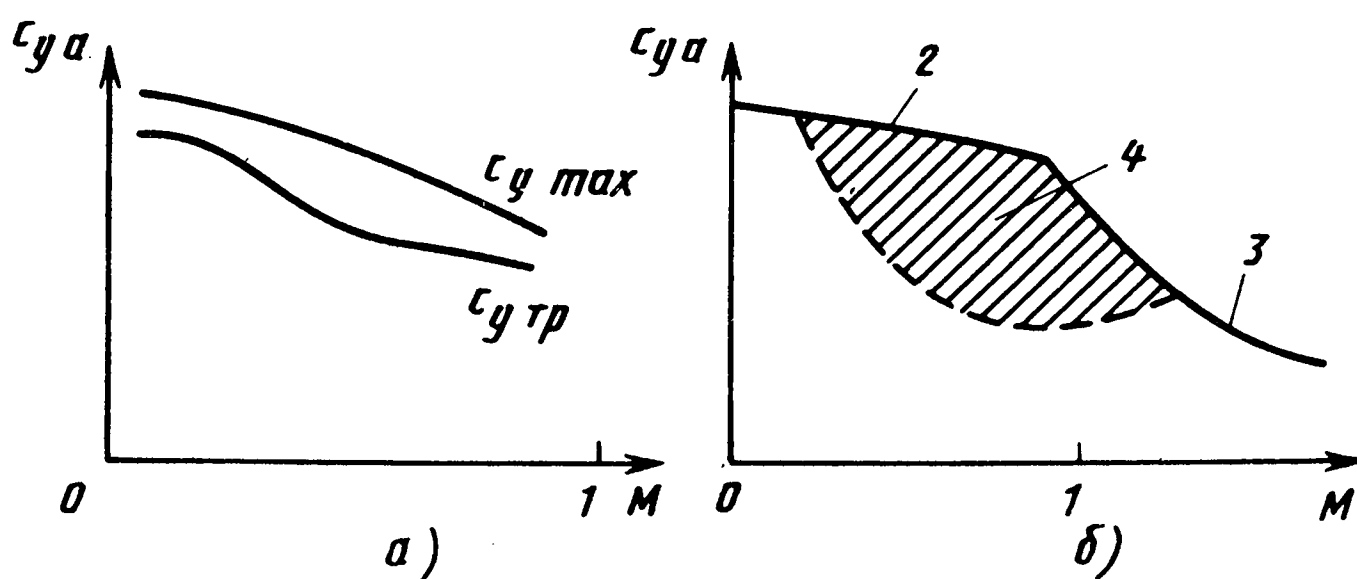


Рис. 5.14. Графики влияния числа M на коэффициенты $c_{y_{тах}}$ и $c_{y_{тр}}$:
а — дозвуковой самолет; б — сверхзвуковой самолет; 1 — по тряске;
2 — по срыву; 3 — по $\varphi_{тах}$; 4 — зона тряски

существенно меньших критических, поэтому коэффициент $c_{y_{\text{кр}}}$ у них существенно меньше коэффициента $c_{y_{\text{max}}}$ (см. рис. 5.1). В результате у этих самолетов тряска наблюдается в широком диапазоне эксплуатационных режимов полета (рис. 5.14, б). Кроме того, у них нет общей закономерности в проявлении тряски при увеличении угла атаки: у одних самолетов она усиливается, у других ее интенсивность практически не изменяется. Следовательно, на самолете нет естественной сигнализации о приближении к критическим углам атаки. Особенно это характерно для самолетов с крылом изменяемой в полете стреловидности, имеющих пониженную жесткость крыла. Поэтому на современных, особенно маневренных, самолетах устанавливаются датчики и указатели углов атаки, а также применяется специальная сигнализация, которая предупреждает летчика о приближении к критическим режимам.

5.8. Аэроупругость современных самолетов

Под действием внешних аэродинамических нагрузок все элементы самолета в полете деформируются, изменяя свою форму и размеры. С другой стороны, деформации самолета в свою очередь приводят к изменению аэродинамических сил и моментов. Явление взаимосвязи аэродинамических нагрузок и деформаций конструкции самолета в полете получило название аэроупругости. Различают статическую (взаимодействие аэродинамических и упругих сил) и динамическую (взаимодействие аэродинамических, упругих и инерционных сил) аэроупругость.

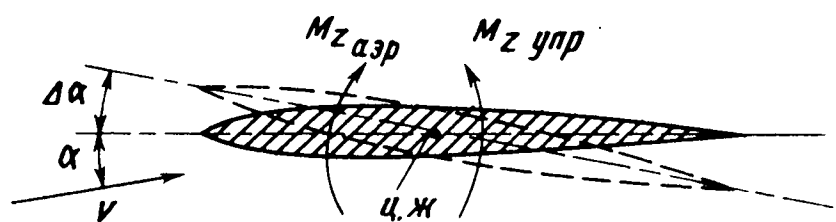
К явлениям статической аэроупругости относятся дивергенция и реверс элеронов; к явлениям динамической аэроупругости – различные формы флаттера и бафтинг. Рассмотрим их физическую сущность.

Пусть сечение упругого крыла (рис. 5.15) находится под углом атаки α . Под действием аэродинамического момента $M_{z_{\text{аэр}}}$ это сечение повернется относительно оси жесткости на угол $\Delta\alpha$. Тогда действующий на сечение аэродинамический момент можно представить в виде

$$M_{z_{\text{аэр}}} = m_{z_{\text{ж}}}^{\alpha} (\alpha + \Delta\alpha) q S b, \quad (5.1)$$

где q – скоростной напор; S и b – характерные площадь и линейный

Рис. 5.15. Схемы к объяснению физической сущности дивергенции крыла (ц.ж — центр жесткости)



размер (хорда сечения), а $m_{zж}^a$ вычисляется относительно оси жесткости.

С другой стороны, при закручивании сечения на него действует момент упругих сил $M_{z\text{ упр}}$, который пропорционален углу поворота сечения:

$$M_{z\text{ упр}} = k\Delta\alpha, \quad (5.2)$$

где k — коэффициент пропорциональности, который характеризует жесткость сечения на кручение.

Так как при статической деформации действующие на сечение моменты уравновешены, то

$$M_{z\text{ аэр}} = M_{z\text{ упр}}. \quad (5.3)$$

Подставив в равенство (5.3) значения моментов из уравнений (5.1) и (5.2), для угла поворота сечения получим

$$\Delta\alpha = \frac{m_{zж}^a a q S b}{k - m_{zж}^a q S b}. \quad (5.4)$$

Из выражения (5.4) видно, что приращение угла атаки ($\Delta\alpha$), а следовательно, и изменение аэродинамических характеристик крыла при деформации нелинейно зависят от скоростного напора (q). Поэтому в качестве определяющего фактора при оценке влияния упругих деформаций на аэродинамические характеристики самолета обычно принимают скоростной напор.

С увеличением скоростного напора угол упругой закрутки сечений крыла $\Delta\alpha$ увеличивается, при этом аэродинамический момент возрастает быстрее упругого [см. выражения (5.1) и (5.2)]. При некоторой скорости $V_{\text{див}}$, которая называется критической скоростью дивергенции, аэродинамический момент становится больше упругого и происходит закручивание крыла вплоть до разрушения — наступает явление дивергенции крыла.

При отклонении элерона на крыле возникает дополнительная подъемная сила (рис. 5.16)

$$\Delta Y_{\varepsilon} = c_{y\varepsilon}^{\delta} \delta_{\varepsilon} qS.$$

Точка приложения этой силы обычно расположена сзади оси жесткости, поэтому создается крутящий момент, который уменьшает угол атаки на некоторую величину $\Delta\alpha$. Вследствие этого подъемная сила крыла уменьшается на величину

$$\Delta Y_{\alpha} = c_{y\alpha}^{\alpha} \Delta\alpha qS.$$

В результате эффективность элерона уменьшается. Так как при увеличении скорости полета сила ΔY_{α} растет быстрее, чем сила ΔY_{ε} , то при некоторой скорости $V_{\text{рев}}$ отклонение элерона полностью компенсируется закручиванием крыла. Происходит полная потеря эффективности элерона (реверс), а соответствующая скорость полета называется критической скоростью реверса элеронов.

На крыле или оперении при увеличении скорости полета под воздействием нестационарных аэродинамических сил могут возникнуть самовозбуждающиеся колебания, называемые флаттером. Флаттер характеризуется быстрым увеличением амплитуды колебаний и может привести к разрушению конструкции. Различают флаттер изгибно-крутильный, изгибно-элеронный, изгибно-рулевой и др. В качестве примера рассмотрим физическую сущность изгибно-крутильного флаттера.

Пусть под воздействием случайного возмущения, например порыва воздуха, упругое крыло изогнулось вверх (рис. 5.17, положение 1). Тогда возникнет упругая сила $P_{\text{упр}}$, приложенная в центре жесткости (ц.ж). Под действием этой силы крыло начнет двигаться вниз. Этому движению будут препятствовать инерционная сила $P_{\text{ин}}$, приложенная в центре масс (ц.м) (положение 2) и сила аэродинамического демпфирования $\Delta Y_{\text{демпф}}$, вызванная увеличением угла атаки за счет движения крыла вниз. Если центр масс сечения расположен сзади центра жесткости, то под действием сил $P_{\text{ин}}$ и $P_{\text{упр}}$ крыло закручивается при движении вниз на уменьшение угла атаки. При этом возникает допол-

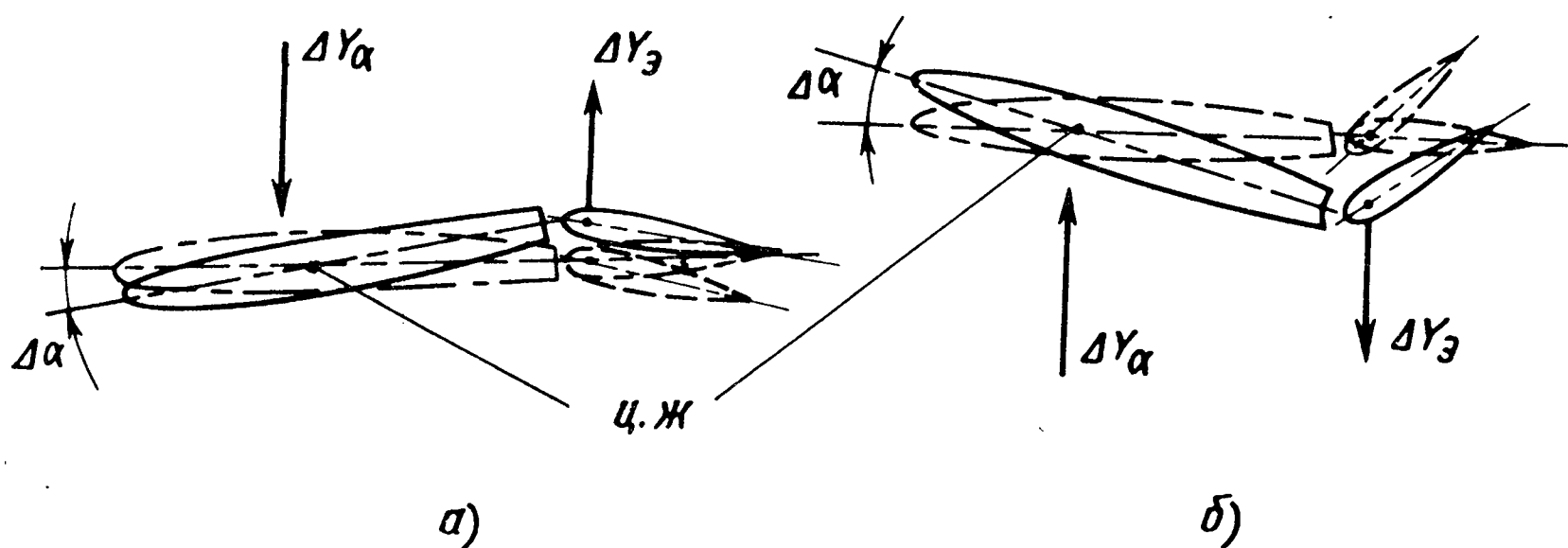


Рис. 5.16. Схемы к объяснению физической сущности реверса электронов:

а — левое полукрыло; б — правое полукрыло

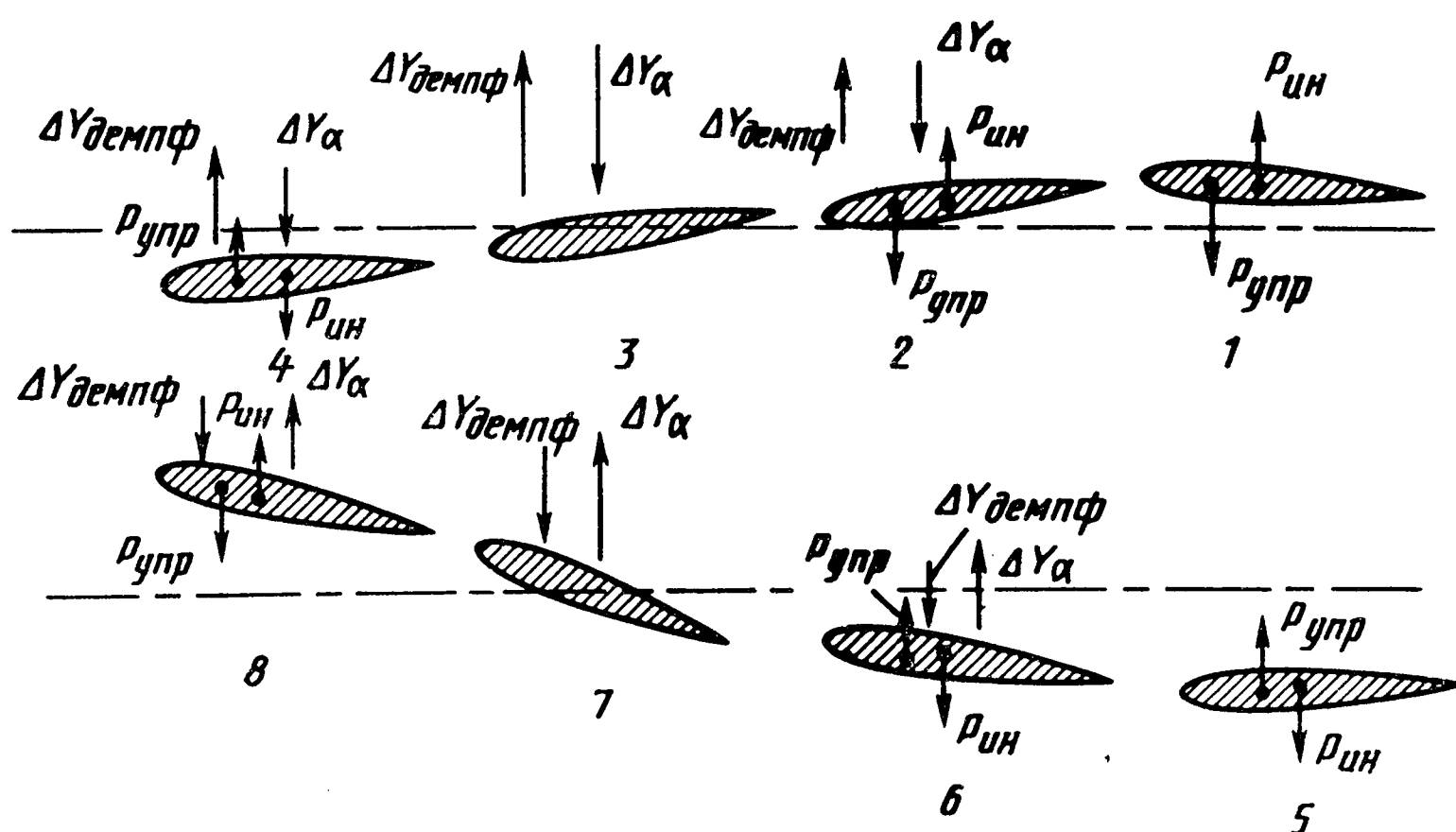


Рис. 5.17. Схемы к объяснению физической сущности флаттера крыла (оперения)

нительная аэродинамическая сила ΔY_α , которая способствует движению крыла вниз (положения 2 и 3).

В положении 3 крыло возвращается в нейтральное положение, силы $P_{упр}$ и $P_{ин}$ исчезают, однако под действием силы ΔY_α крыло продолжает движение вниз и возникают силы $P_{упр}$ и $P_{ин}$ другого знака (положение 4). При движении крыла вверх картина повторяется (положения 5-8).

Характер колебаний определяется соотношением работ возбуждающих и демпфирующих сил. На малых скоростях полета работа демпфирующих

(аэродинамических и упругих) сил больше, чем возбуждающих (аэродинамических), и колебания затухают (флаттер не возникает). При увеличении скорости полета работа возбуждающих сил растет быстрее, чем демпфирующих, и при некоторой скорости $V_{\text{фл}}$, называемой критической скоростью флаттера, колебания не затухают. А при дальнейшем увеличении скорости амплитуда колебаний быстро нарастает и может произойти разрушение крыла.

На критическую скорость флаттера влияют жесткость крыла или оперения, их несущие свойства и расстояние между фокусом и центром масс сечений. Чем меньше удлинение и больше стреловидность крыла и оперения, тем ниже их несущие свойства, тем выше критическая скорость флаттера. Для увеличения критической скорости флаттера необходимо повышать жесткость крыла и оперения, что приводит к увеличению массы. Увеличивают массу и специальные противофлаттерные грузы, смещающие центр масс вперед, ближе к фокусу. Поэтому на современных самолетах для увеличения критической скорости флаттера на концевых частях крыла или оперения выполняется косой срез. Он одновременно уменьшает несущие свойства концевой части и смещает ее центр масс вперед. Кроме того, в настоящее время разрабатываются активные системы подавления флаттера путем автоматического отклонения рулей по сигналам специальных датчиков.

На элементах ЛА могут возникнуть вынужденные колебания (бафтинг), вызванные вихревыми потоками, образующимися вследствие срыва с впереди расположенных частей самолета. Чаще всего наблюдается бафтинг оперения. Бывает нескоростной и скоростной бафтинг. Нескоростной бафтинг возникает из-за обычного срыва потока, в том числе и с передних кромок, а скоростной вызывается волновым срывом за скачком уплотнения (см. рис. 5.13). В обоих случаях колебания оперения возбуждаются нестациональными силами, которые создаются вихревыми потоками.

Дополнительные нестационарные нагрузки могут разрушить оперение, а также вызывают быстрое расходование его ресурса. Поэтому для предотвращения бафтинга необходимо устранять или по крайней мере ослаблять срыв потока, а также выносить оперение из зоны вихревых потоков.

Заметим, что на самолетах при их создании максимальные скорости полета устанавливаются такими, чтобы они были заведомо меньше указанных выше критических скоростей.

5.9. Влияние турбулентной атмосферы и потока за ударной волной на аэродинамические характеристики летательных аппаратов

При полете в турбулентной атмосфере изменяются величина и направление скорости набегающего на ЛА потока за счет дополнительных скоростей порыва воздуха W_x, W_y, W_z . Скорость W_x обычно мала по сравнению со скоростью полета самолета V и поэтому не оказывает существенного влияния на его аэродинамические характеристики.

При воздействии на самолет ступенчатого вертикального или горизонтального порыва (рис. 5.18) за счет скоростей W_y и W_z изменяются углы атаки и скольжения:

$$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W_y}{V} \approx \frac{W_y}{V}; \quad \Delta\beta = \operatorname{arctg} \frac{W_z}{V} \approx \frac{W_z}{V}. \quad (5.5)$$

Из формул (5.5) видно, что изменение углов атаки и скольжения тем больше, чем больше скорости порыва W_y и W_z и меньше скорость полета V .

Из-за изменения углов атаки и скольжения происходит изменение подъемной и боковой сил:

$$\Delta Y_a = c_{ya}^a \Delta\alpha \frac{\rho V^2}{2} S; \quad \Delta Z_a = c_{za}^\beta \Delta\beta \frac{\rho V^2}{2} S,$$

или с учетом выражений (5.5)

$$\Delta Y_a = \frac{1}{2} c_{ya}^a \rho V W_y S; \quad \Delta Z_a = \frac{1}{2} c_{za}^\beta \rho V W_z S.$$

Эти изменения аэродинамических сил вызывают изменения нормальной и боковой перегрузок самолета:

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y_a}{G} = \frac{1}{2} \frac{c_{ya}^a \rho V W_y}{G/S};$$

$$\Delta n_z = \frac{\Delta Z_a}{G} = \frac{1}{2} \frac{c_{za}^\beta \rho V W_z}{G/S}, \quad (5.6)$$

где G — вес самолета.

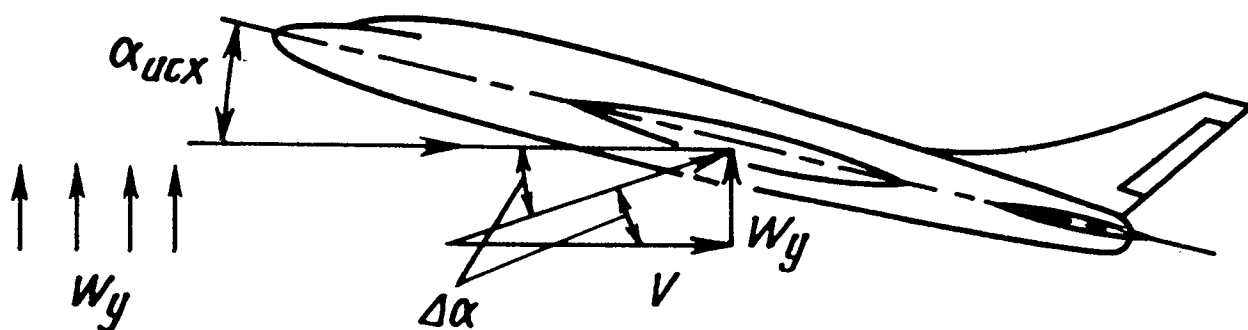


Рис. 5.18. Схема изменения угла атаки самолета при вертикальном порыве

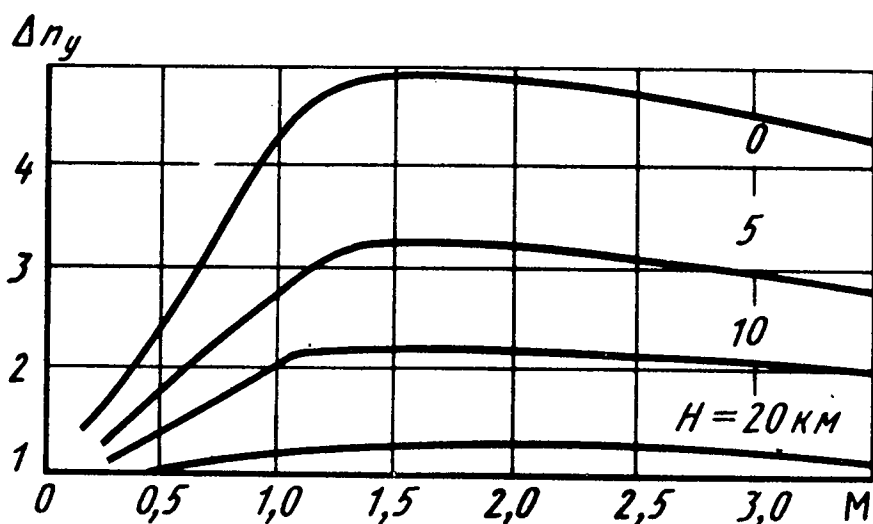


Рис. 5.19. График влияния числа M и высоты полета H на приращение нормальной перегрузки самолета при воздействии вертикального порыва

Из формул (5.6) следует, что приращения перегрузок при воздействии на самолет порывов зависят от несущих свойств (c_{ya}^a , c_{za}^b), удельной нагрузки (G/S), высоты (ρ) и скорости полета (V), а также от скоростей порывов (W_y и W_z). На рис. 5.19 показан характер влияния числа M и высоты H на приращение нормальной перегрузки при воздействии вертикального порыва с некоторой скоростью W_y .

При попадании в гармонический порыв — чередующиеся нисходящие и восходящие потоки — на самолет действуют переменные многократно повторяющиеся циклические нагрузки. Кроме того, при воздействии восходящего потока, вызывающего увеличение угла атаки, статически устойчивый самолет стремится уменьшить его и опускает нос и, наоборот, при воздействии нисходящего потока стремится поднять нос. В результате возникают энергетичные продольные колебания самолета, называемые "болтанкой". При воздействии боковых порывов появляются нестационарные моменты рысканья ($m_y^b \Delta\beta$) и крена ($m_x^b \Delta\beta$), возникает боковая "болтанка" самолета — рысканье и перебрасывание из крена в крен. При полете в "болтанку" углы тангажа и крена самолета могут изменяться в широких пределах.

Наиболее опасным является полет самолета в турбулентной атмосфере на малых скоростях, т.е. на больших углах атаки, особенно

для тяжелых, неманевренных самолетов. В этом случае даже небольшой вертикальный порыв может вывести самолет на недопустимый угол атаки. Кроме того, на этих углах атаки у самолета может оказаться большой по абсолютной величине производная m_x^β , что даже слабый боковой порыв может привести к сваливанию самолета на крыло.

Таким образом, под воздействием турбулентной атмосферы на самолете возрастают аэродинамические нагрузки и усталостные повреждения, более интенсивно расходуется ресурс, ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости, усложняются условия полета, снижается его безопасность. Поэтому для ослабления неблагоприятного воздействия турбулентной атмосферы в компоновке современных самолетов предусматривается ряд мероприятий:

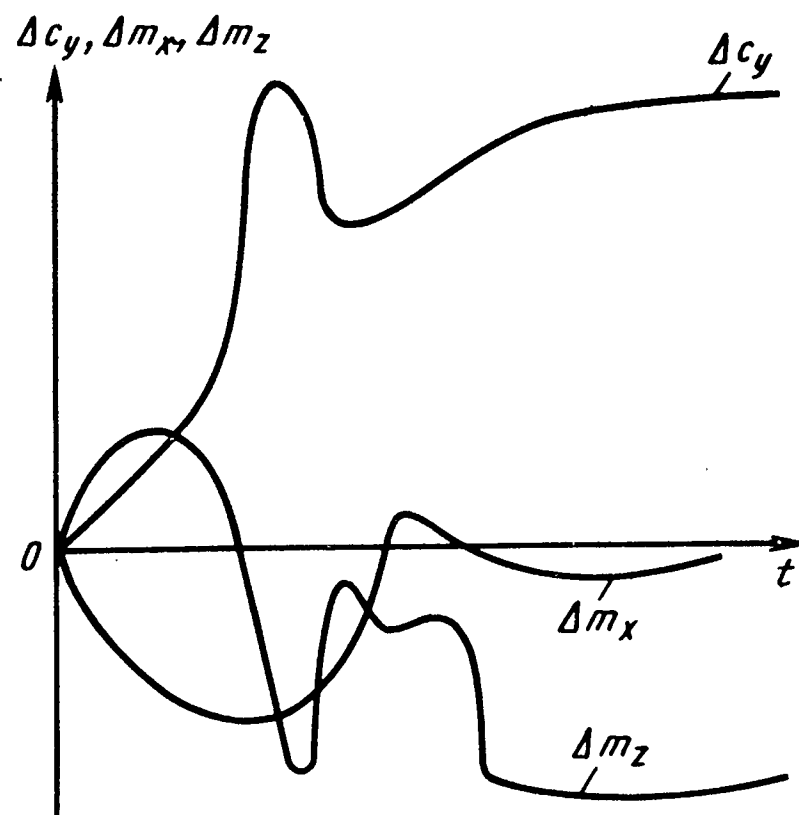
уменьшение несущих свойств (c_{ya}^a) самолета, например, за счет увеличения стреловидности и уменьшения удлинения крыла изменяемой в полете стреловидности при повороте его консольной части назад;

увеличение удельной нагрузки на крыло G/S ;

применение активных систем парирования нагрузок и демпфирования колебаний, вызываемых турбулентностью атмосферы, путем автоматического отклонения рулей по сигналам специальных датчиков и БЦВМ и др.

Воздействие на самолете слабой, т.е. не разрушающей его конструкцию, ударной волны аналогично воздействию турбулентной атмосферы. С точки зрения аэродинамики основным неблагоприятным фактором является воздушный поток за фронтом ударной волны. При набегании с произвольного направления он изменяет местные углы атаки и скольжения на несущих поверхностях самолета и скорости их обтекания. При этом возникают дополнительные нестационарные аэродинамические нагрузки, силы и моменты, которые могут разрушить самолет или вывести его на недопустимый режим полета.

Рис. 5.20. График изменения аэродинамических коэффициентов самолета во времени при воздействии слабой ударной волны



На рис. 5.20 показан пример качественного изменения во времени приращений коэффициентов подъемной силы, моментов крена и тангажа при набегании слабой ударной волны на тяжелый самолет при дозвуковых скоростях полета. Видна существенная нестационарность приведенных зависимостей.

Воздействие турбулентной атмосферы и потока за ударной волной на вертолет во многом аналогично их воздействию на самолет. Однако имеются и принципиальные отличия. Воздушные порывы и потоки за ударной волной могут существенно изменить режим обтекания винтов. В частности, при воздействии горизонтального порыва на висении вертолета несущий винт может перейти на режим косого обтекания, при этом значительно изменяются его аэродинамические характеристики.

5.10. Предельные режимы полета самолетов по условиям прочности и по кинетическому нагреву

На самолетах устанавливаются предельные режимы по условиям прочности и по кинетическому нагреву. Этим режимам соответствуют предельные скорости или числа M , которые ограничивают эксплуатационный диапазон скоростей и чисел M полета.

Параметрами предельных по условиям прочности режимов полета являются:

максимально допустимые в эксплуатации значения скоростного напора ($q_{\max}$), числа M ($M_{\max}$), перегрузок в центре масс ($n_{y\max}^z$);

максимально допустимые скорости полета с выпущенными шасси, закрылками, тормозными щитками и т.п.;

расчетные взлетная, полетная и посадочная массы самолета и др.

Ограничения по скоростному напору вызваны тем, что его величина определяет общие и местные нагрузки, действующие на элементы ЛА (крыло, оперение, фюзеляж и др.). Поэтому при проектировании самолета задаются значением предельно допустимого скоростного напора $q_{\max}$. Для современных скоростных самолетов $q_{\max} \geq 1000$ Па.

Величина $q_{\max}$ зависит от назначения самолета, вариантов его за-

грузки, положения поворотной консоли крыла, шасси и органов механизации, наличия, типа и количества внешних подвесок.

Рис. 5.21. График ограничения максимальной скорости полета самолета по скоростному напору (—) и кинетическому нагреву (- - -)

Если величина $q_{\max}$ задана, то максимально допустимая скорость полета определяется по формуле

$$V_{\max q} = \sqrt{2q_{\max} / \rho_H}, \quad (5.7)$$

где ρ_H — значение плотности воздуха на рассматриваемой высоте полета H .

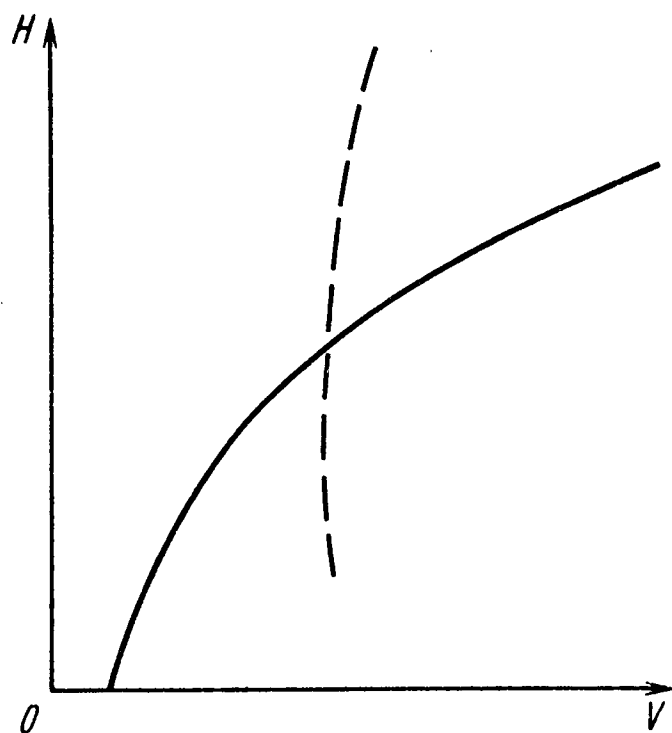
На рис. 5.21 приведена зависимость $V_{\max q}$ от H , построенная на основании формулы (5.7). Видно, что максимально допустимая по условиям прочности скорость при увеличении высоты возрастает, так как при этом уменьшается плотность воздуха. Если в полете будет превышена скорость $V_{\max q}$, то на самолете могут появиться местные деформации обшивки и другие повреждения, которые неблагоприятно влияют на аэродинамические характеристики.

Ограничения по кинетическому нагреву (по температуре) связаны с тем, что при аэродинамическом нагреве самолета снижается прочность конструкции, ухудшаются условия работы оборудования и т.д. Расчеты показывают, что при превышении числа $M = 2,2$ температура наиболее нагретых частей самолета достигает уже таких значений, при которых заметно снижаются механические свойства деталей из алюминиевых сплавов. Поэтому на многих современных сверхзвуковых самолетах основные силовые элементы изготавливаются из титановых сплавов или сталей.

Определим максимально допустимую скорость полета самолета из условия кинетического нагрева. Считая теплообмен между воздухом и поверхностью самолета установившимся, запишем уравнение теплового баланса:

$$\alpha(T_r - T_{\text{обш}}) = \epsilon \sigma T_{\text{обш}}^4, \quad (5.8)$$

где α — коэффициент теплопередачи; T_r — температура восстановления



ния; $T_{\text{обш}}$ – температура обшивки; ϵ – степень черноты поверхности; σ – коэффициент излучения абсолютно черного тела.

Известно, что

$$T_r = T_H \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right), \quad (5.9)$$

где T_H – температура воздуха на высоте H ; r – коэффициент восстановления.

Учтем также, что

$$M = V/a_H = V/\sqrt{kRT_H}, \quad (5.10)$$

где a_H – скорость звука на высоте H .

Подставим выражение (5.10) в уравнение (5.9):

$$T_r = T_H \left(1 + \frac{r(k-1)}{2kR} V^2 \right). \quad (5.11)$$

Из условий прочности конструкции при нагреве устанавливается допустимая температура, например $T_{\text{обш. доп.}}$.

Тогда, полагая в уравнении (5.8) $T_{\text{обш}} = T_{\text{обш. доп.}}$ и учитывая соотношение (5.11), для максимально допустимой по температуре скорости получим

$$V_{\text{max } t} = \sqrt{\frac{2kR}{r(k-1)} \left[\left(T_{\text{обш. доп.}} - T_H \right) + \frac{\epsilon\sigma}{a} T_{\text{обш. доп.}}^4 \right]}. \quad (5.12)$$

Так как $T_H \ll T_{\text{обш. доп.}}$, то из выражения (5.12) следует, что максимально допустимая по кинетическому нагреву скорость $V_{\text{max } t}$ слабо зависит от высоты полета (см. рис. 5.21) и ограничение по ней может оказаться решающим лишь на очень больших высотах, где существенно уменьшается скоростной напор.

Для улучшения условий работы оборудования на больших скоростях на современных самолетах предусматривается его принудительное охлаждение.

5.11. Изменение аэродинамических характеристик самолета при попадании в спутный след другого самолета

При полете в атмосфере самолет образует за собой спутный след, в который входят: турбулентный пограничный слой, стекающий с поверхности самолета; струи реактивных двигателей или винтов; вихревые потоки, образующиеся при обтекании частей самолета.

Стекающий с поверхности самолета турбулентный слой имеет небольшую протяженность (100...150 м), действует на попавший в него другой самолет аналогично турбулентной атмосфере и может вызвать на нем тряску и вибрации. Струи реактивных двигателей представляют

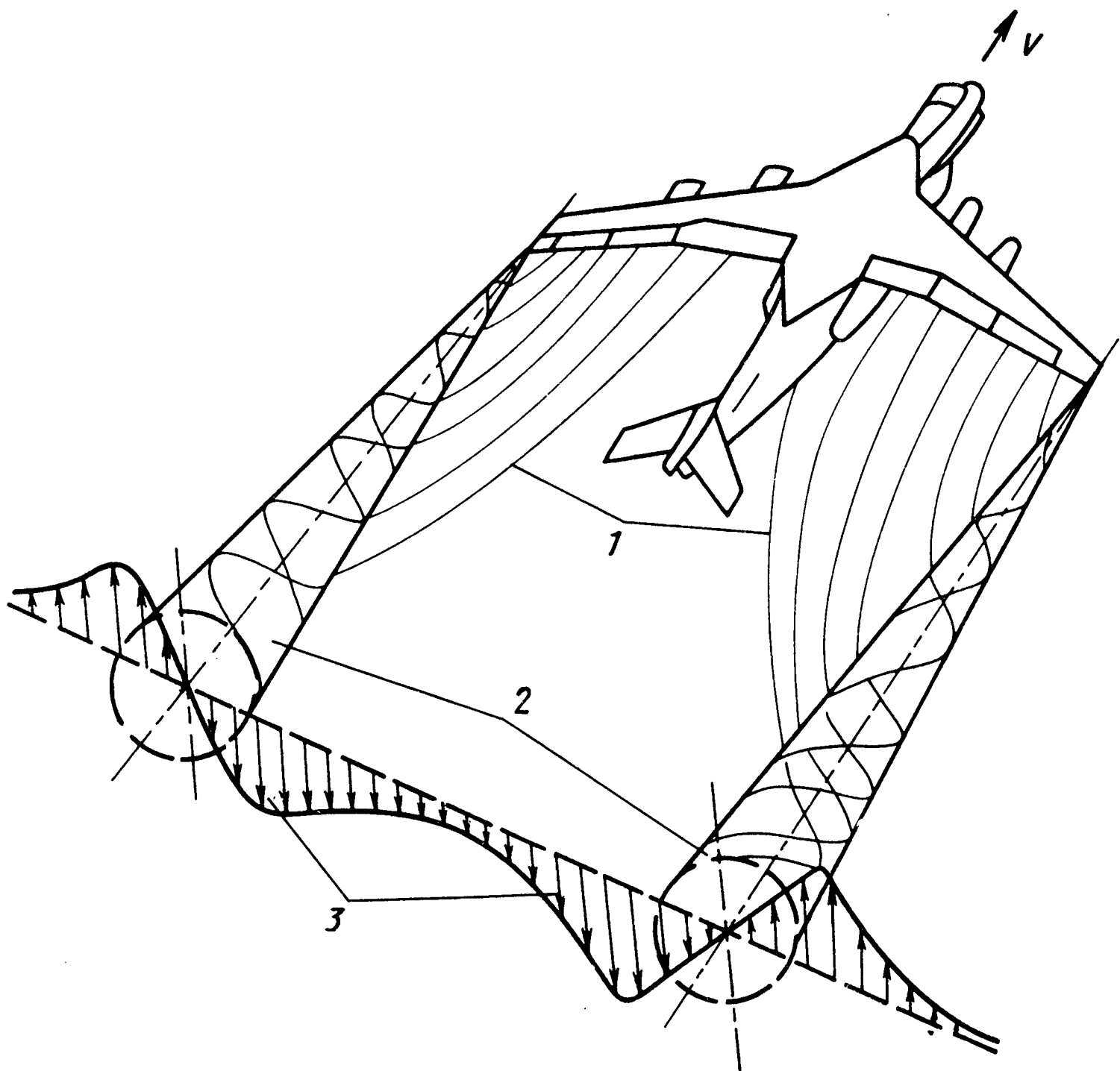


Рис. 5.22. Схема вихревого спутного следа за самолетом:

1 — вихревая пелена; 2 — вихревые жгуты; 3 — вертикальные скорости потока

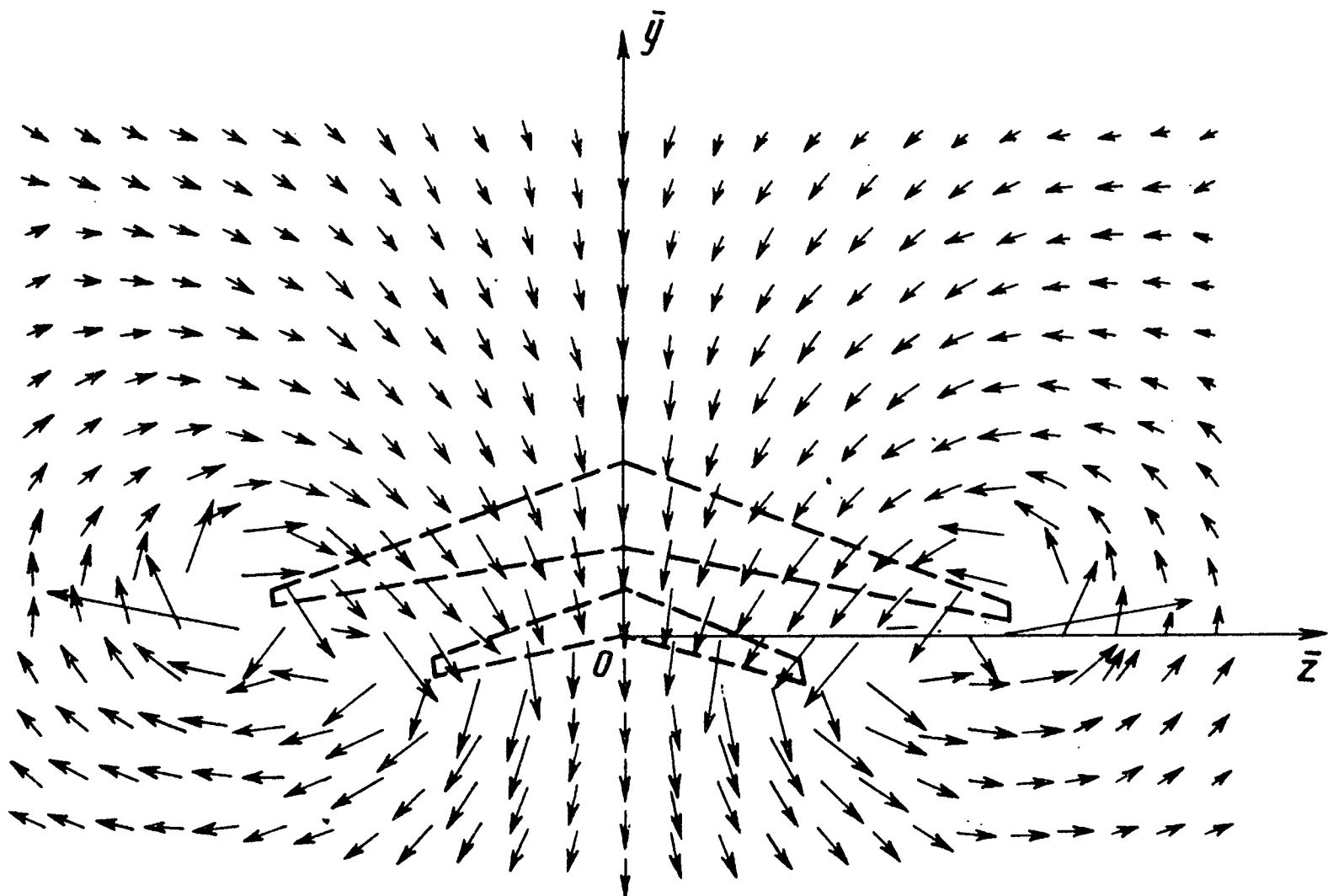


Рис. 5.23. Поле скоростей в поперечном сечении спутного следа за самолетом

собой узкую зону горячих газов еще меньшей протяженности (50...80 м). При попадании другого самолета в эту зону могут возникнуть неустойчивая работа двигателя и даже его самовыключение.

Наиболее опасен вихревой спутный след от несущих поверхностей и винтов. Его основу составляют вихревые потоки, которые образуются при обтекании крыла на его концах или наплыве, если он имеется. С вихрями крыла сливаются вихревые потоки, образующиеся при обтекании других частей самолета. В результате образуются, как правило, два мощных вихревых жгута (рис. 5.22).

В горизонтальном полете на некоторой высоте вихри тянутся за самолетом почти горизонтально, очень медленно опускаясь вниз, расходясь в стороны, а затем сближаясь. При приближении к земле опускание вихрей прекращается, а расхождение в стороны усиливается.

Вследствие вращения масс воздуха в вихрях воздух между ними отбрасывается вниз, а вне их — вверх (см. рис. 5.22). При этом вихри создают также значительные горизонтальные скосы потока, которые неравномерно распределены в следе. Об этом свидетельствует полученное расчетом на ЭВМ поле поперечных скоростей в сечении следа (рис. 5.23).

Величина скосов потока за самолетом зависит от его формы и подъемной силы. Чем больше подъемная сила, тем больше интенсив-

ность вихревого движения в следе за самолетом и скосы потока. Интенсивность спутного следа возрастает также при увеличении угла атаки, например, при маневрировании с большой перегрузкой, и размеров самолета.

Из-за диффузии вихрей интенсивность вихревого движения в спутном следе уменьшается по мере удаления от самолета. Основные причины диффузии вихрей – атмосферная турбулентность и вязкость воздуха. Вихревое движение в спутном следе затухает вследствие турбулентного переноса масс воздуха с различными по величине и направлению скоростями и влияния сил трения. Однако, несмотря на диффузию, вихревой спутный след является весьма устойчивым – заметное его ослабление происходит через 15...20 с после возникновения. Поэтому вихревой след за самолетом в некоторых случаях простирается на десятки километров, он может длительно сохраняться над взлетно-посадочной полосой после взлета или посадки самолета.

При попадании в спутный след самолета, особенно тяжелого, другого самолета, например, легкого, происходит значительное изменение углов атаки и скольжения, а следовательно, аэродинамических нагрузок, сил и моментов. Кроме того, на самолет воздействует неоднородное поле давления, поскольку в спутном следе изменяются не только скорости, но и давления. Дополнительные силы и моменты сильно зависят от того, в какую область следа попадет самолет. Можно отметить ряд характерных случаев воздействия спутного следа на попавший в него самолет.

1. Пересечение вихревого следа под прямым углом к его оси (рис. 5.24). В этом случае еще до входа в след, а также при его пролете самолет может испытывать значительные нормальные перегрузки из-за изменения угла атаки и подъемной силы. Например, при пересечении спутного следа за тяжелым самолетом перегрузка на легком истребителе может изменяться от -2 до $+3,5$. При этом самолет испытывает также значительные моменты тангажа – сначала пикирующий, затем кабрирующий (см. рис. 5.24, а) и возможна его продольная раскачка. Однако в рассматриваемом случае возникающие при пролете следа силы и моменты хотя и могут быть значительными, но действуют кратковременно и не опасны для самолета.

2. Полет самолета между вихрями параллельно их осям. В этом случае скорости от вихрей направлены вниз, уменьшают угол атаки и подъемную силу самолета, в результате он может резко снижаться, что небезопасно при полете на малой высоте, в частности при посадке.

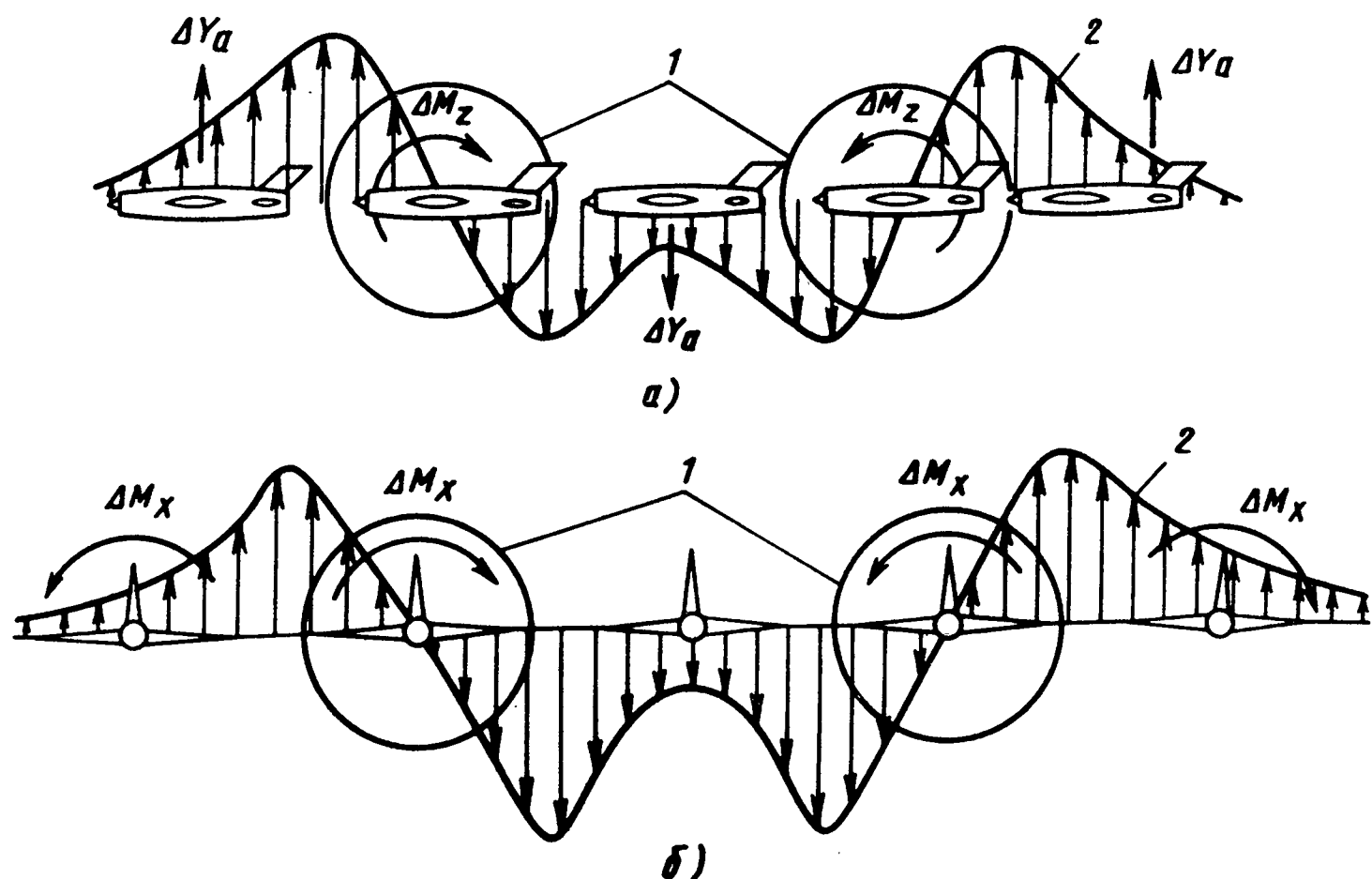


Рис. 5.24. Пересечение спутного следа под прямым углом к его оси (а) и боковое перемещение самолета поперек следа за другим самолетом (б):

1 — вихревые жгуты; 2 — эпюры возмущенных скоростей

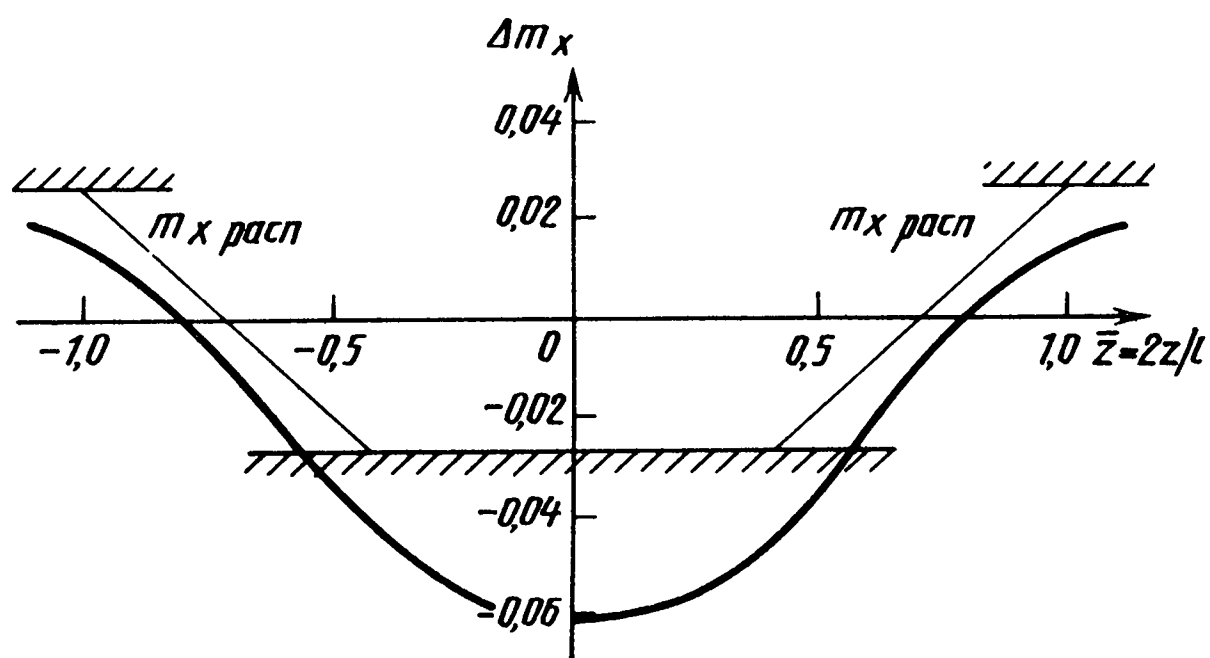


Рис. 5.25. График изменения коэффициента момента крена самолета при перемещении его поперек следа за другим самолетом

3. Полет самолета вдоль оси одного из вихрей (см. рис. 5.24, б). В этом случае вихревой след оказывает наиболее сильное воздействие на попавший в него самолет — возникает значительный кренящий момент. Если самолет приближается к следу справа, то сначала возникает правый крен, а затем при совпадении осей самолета и вихря появляется энергичный крен влево. При прохождении

самолета через левый вихрь создается энергичный крен вправо, а после выхода из него — крен влево.

На рис. 5.25 приведены результаты расчета на ЭВМ коэффициента Δm_x дополнительного момента крена, действующего на средний пассажирский самолет в следе от тяжелого пассажирского самолета, в зависимости от положения первого по размаху второго (от безразмерной координаты $\bar{z} = 2z/l$). Видно, что имеется довольно широкая зона непарируемых моментов крена, в которой момент от полностью отключенных элеронов меньше возмущающего момента ($m_{x\text{расп}} < \Delta m_x$). На попавший в спутный след самолет действуют не только моменты крена, но и значительные боковые силы и моменты рысканья, которые могут вызвать сильные броски самолета.

Величина возмущающих сил и моментов при полете в спутном следе зависит от типа, размеров и режимов полета впереди летящего и следующего за ним самолетов, а также от их взаимного расположения. Поэтому на основе математического моделирования можно определить опасные и безопасные зоны полета в следе. При попадании в опасную зону на самолет действуют также силы и моменты, которые не всегда могут быть парированы с помощью отклонения органов управления. Это должно учитываться при атаке воздушных целей, при дозаправке в воздухе, при полете плотным строем, в частности на десантирование, при взлете и посадке с малым интервалом по времени и в других подобных случаях. Как показывают практика и математическое моделирование, попадание в спутный след опасно для всех типов самолетов.

В спутном следе за вертолетом основную опасность представляет струя от несущего винта. Однако вследствие повышенной нестационарности она сохраняется не столь продолжительное время, как вихревой след за самолетом.

5.12. Аэродинамические характеристики самолета при отказе силовой установки

При отказе силовой установки на самолете развивается возмущенное движение, которое является следствием уменьшения или полной потери тяги, а также изменения аэродинамических характеристик самолета. При этом во всех случаях отказа двигателя вместо силы тяги P появляется дополнительное лобовое сопротивление $X_{\text{дв}}$ (рис. 5.26, а).

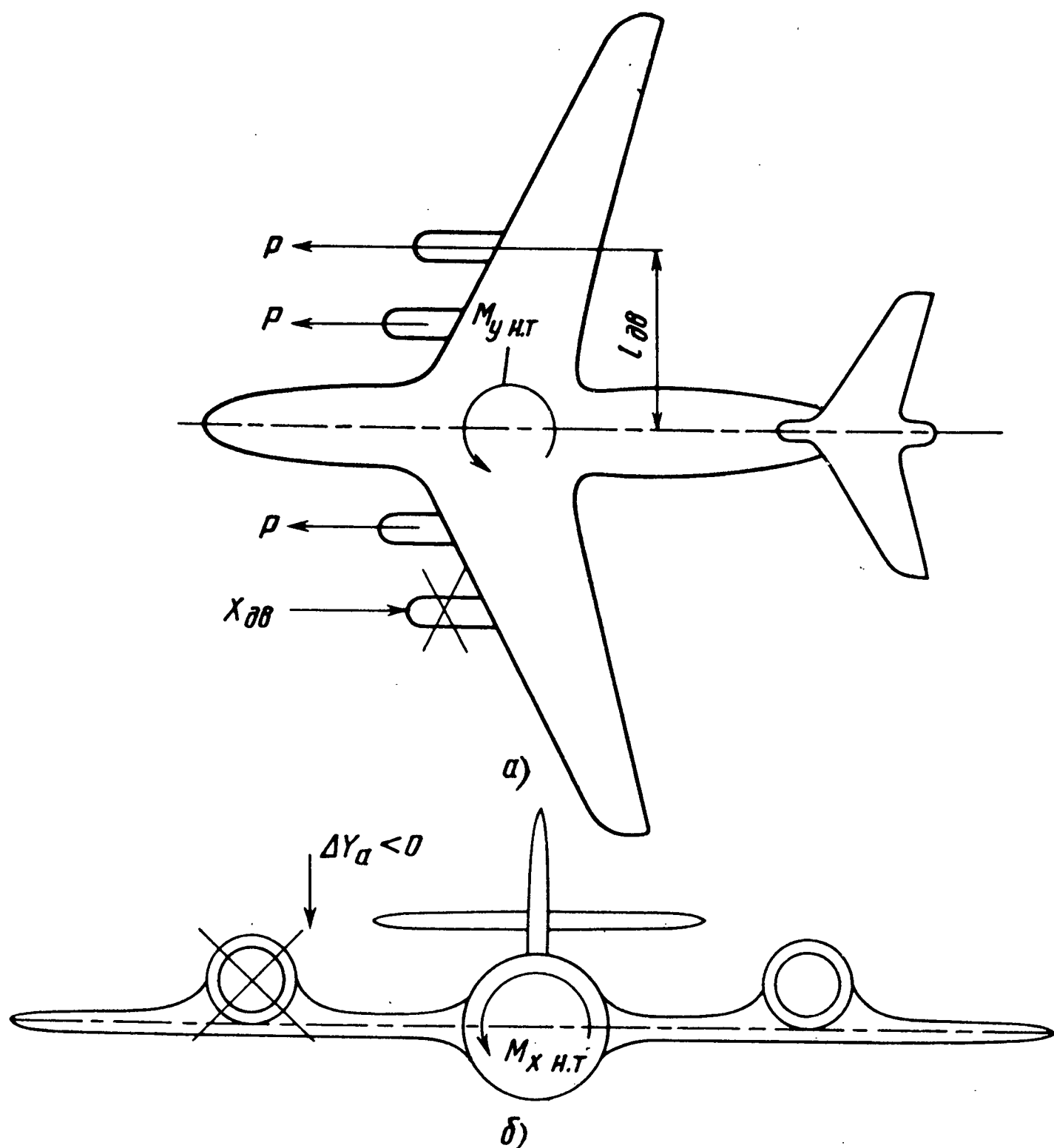


Рис. 5.26. Схемы возникновения моментов рысканья несимметричной тяги (а) и крена (б) при отказе двигателя на многодвигательном самолете

При отказе одного из двигателей, расположенного на расстоянии $l_{\text{дв}}$ от плоскости симметрии многодвигательного самолета, происходит значительное изменение аэродинамических сил и моментов, которое приводит к развитию сложного бокового движения. Это вызвано тем, что при отказе одного двигателя нарушается симметрия сил и возникает несбалансированный момент несимметричной тяги $M_{y \text{ н.т.}}$, стремящийся развернуть самолет вокруг вертикальной оси:

$$M_{y \text{ н.т.}} = (P + X_{\text{дв}}) l_{\text{дв}}. \quad (5.13)$$

Как видно из выражения (5.13), этот момент зависит от тяги ра-

ботающего двигателя, его удаления от оси самолета и сопротивления отказавшего двигателя.

Дополнительное сопротивление отказавшего двигателя определяется его типом, местом установки на самолете, скоростью полета. Очень большое лобовое сопротивление создает авторотирующий турбовинтовой двигатель, поэтому при его отказе винт обязательно переводится во флюгерное положение, т.е. лопасти ставятся по потоку.

При отказе двигателя не только возрастает лобовое сопротивление, но и уменьшается подъемная сила той половины крыла, на которой расположен отказавший двигатель. Это объясняется тем, что прекращается обдув этой половины крыла реактивной струей двигателя или винта. В результате этого появляется несбалансированный момент крена $M_{хн.т}$, который стремится наклонить самолет в сторону отказавшего двигателя (рис. 5.26, б).

При отказе бокового двигателя самолет под действием момента $M_{ун.т}$ начинает разворачиваться с угловой скоростью ω_y , а под действием момента $M_{хн.т}$ — крениться с угловой скоростью ω_x . Вследствие этого на самолете возникает скольжение (β), которое вызывает дополнительные аэродинамические моменты: M_y , препятствующий развороту самолета, и M_x , способствующий его кренению. Коэффициенты дополнительных моментов можно приближенно оценить по формулам

$$m_x = m_x^\beta \beta + m_x^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y; m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x + m_y^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y.$$

Как показывают исследования, при отказе одного из двигателей на многодвигательном самолете и невмешательстве летчика в управление развивается сложное боковое движение. Оно сопровождается энергичным разворотом и кренением, которые могут привести к сваливанию самолета на крыло.

Чтобы продолжить установившийся полет при отказе бокового двигателя, необходимо сбалансировать самолет по крену и рысканью. Достигается это путем отклонения элеронов и руля направления. При этом полет может происходить либо со скольжением без крена, либо с креном без скольжения, либо со скольжением и креном. В общем случае к исходному сопротивлению самолета $X_{нсх}$ добавляются еще четыре составляющие:

сопротивление отказавшего двигателя $X_{\text{дв}}$;

прирост сопротивления ΔX_{β} , вызванный скольжением самолета;

дополнительное сопротивление от отклонения элеронов ΔX_{ϵ} ;

дополнительное сопротивление от отклонения руля направления $\Delta X_{\text{н}}$.

В результате при полете с несимметричной тягой лобовое сопротивление самолета

$$X_a = X_{\text{исх}} + X_{\text{дв}} + \Delta X_{\beta} + \Delta X_{\epsilon} + \Delta X_{\text{н}}.$$

5.13. Влияние ограничивающих поверхностей на аэродинамические характеристики вертолетов

При работе вблизи граничных поверхностей последние оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета. Эффект этого влияния зависит не только от расстояния до граничной поверхности, но и от ее ориентации относительно плоскости вращения винта. Рассмотрим наиболее типичные случаи.

Наиболее характерным является висение вертолета вблизи горизонтальной поверхности (вблизи земли). В этом случае тяга несущего винта возрастает. Дело в том, что отбрасываемый винтом поток, наталкиваясь на экран, например на поверхность земли, тормозится (рис. 5.27), образуя как бы "воздушную подушку". При этом возрастает давление под винтом, увеличиваются углы атаки лопастей, в результате возрастает тяга винта T по сравнению с тягой T_{∞} вне влияния поверхности земли. Это влияние "воздушной подушки" зависит от относительного расстояния винта $\bar{H} = H/D$ (D – диаметр винта) до поверхности земли (рис. 5.28, а). У современных вертолетов максимальный прирост тяги вблизи поверхности земли может составлять 15...20 %.

Если вертолет имеет вблизи поверхности земли горизонтальную скорость полета, то эффект "воздушной подушки" уменьшается и при скорости $V = 10...15$ м/с практически исчезает. Это объясняется тем, что при косой обдувке струя винта отбрасывается не вниз, а назад и торможение потока о поверхность земли происходит не под несущим винтом, а сзади за ним. Поэтому при сильном ветре и гори-

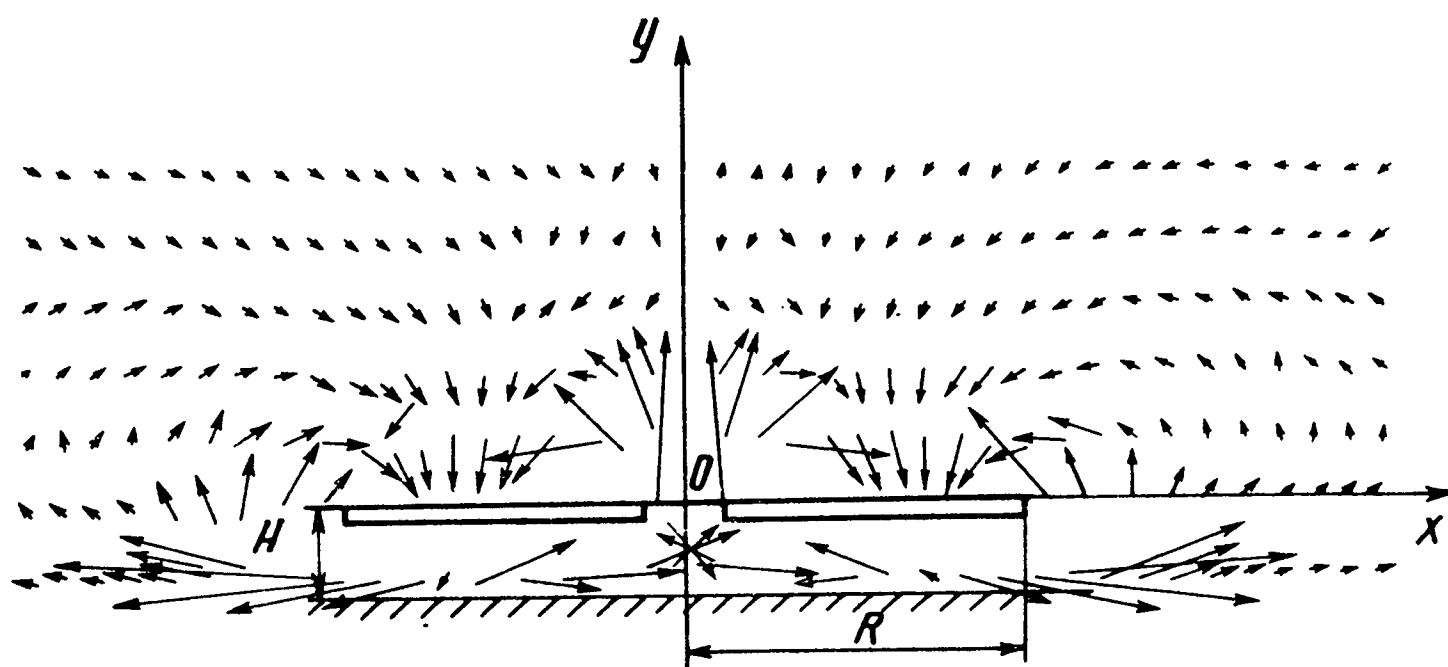


Рис. 5.27. Поле скоростей около несущего винта вблизи горизонтальной граничной поверхности

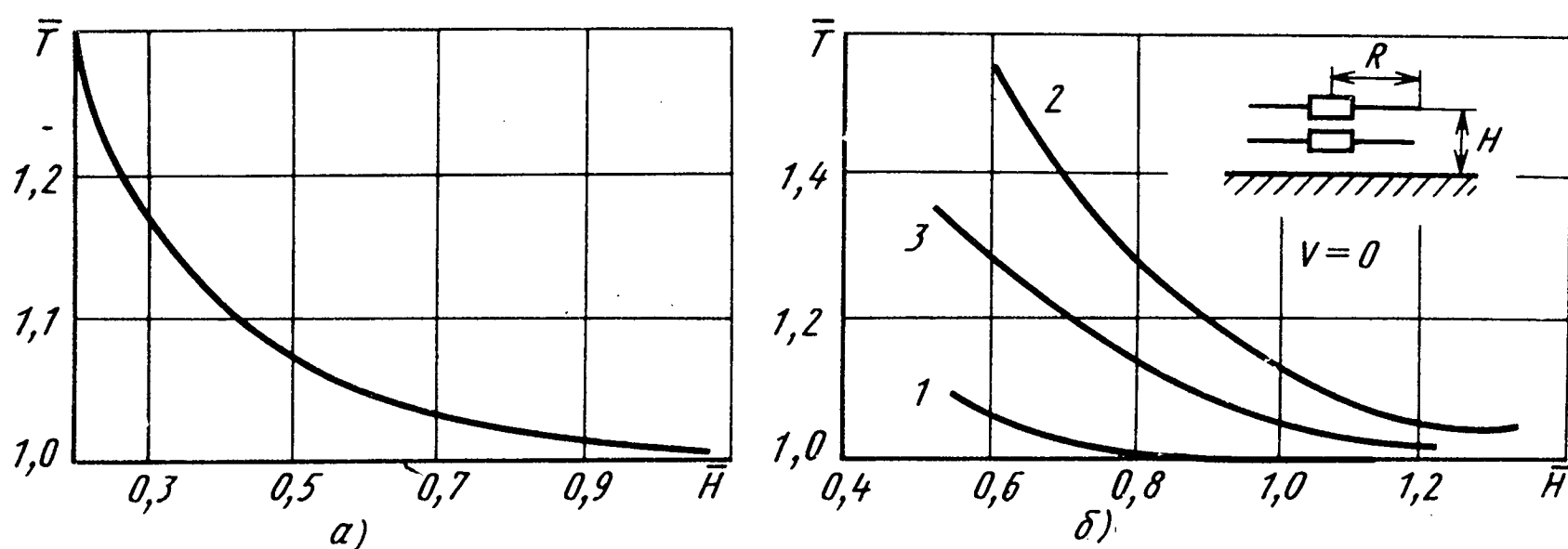
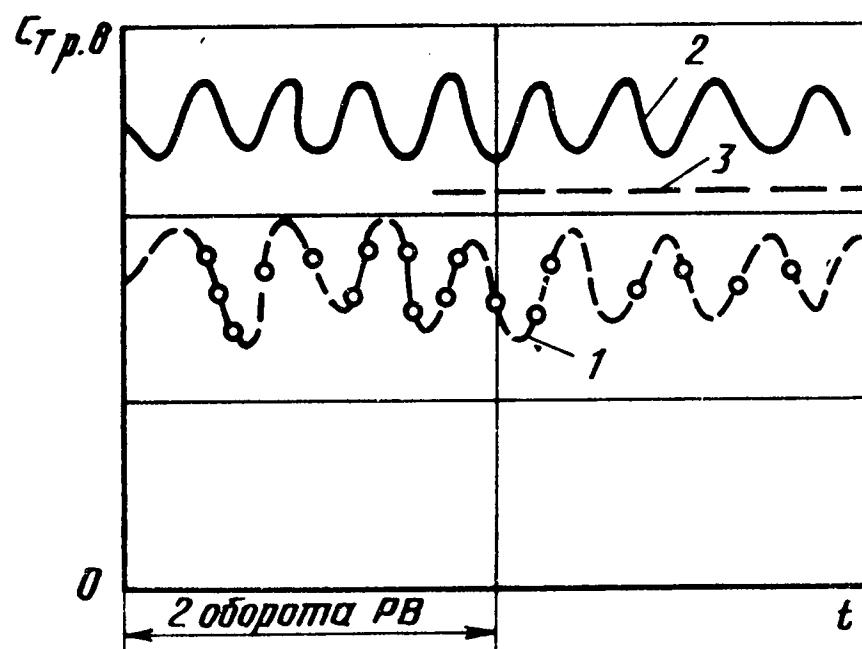


Рис. 5.28. Зависимости относительной тяги от относительного расстояния до горизонтальной граничной поверхности:
 а — одиночный винт; б — соосная комбинация винтов; 1 — верхний винт; 2 — нижний винт; 3 — комбинация винтов

Рис. 5.29. Влияние направления вращения рулевого винта на его коэффициент тяги вблизи граничной поверхности:
 1 — прямое вращение; 2 — обратное; 3 — $\bar{H} \rightarrow \infty$



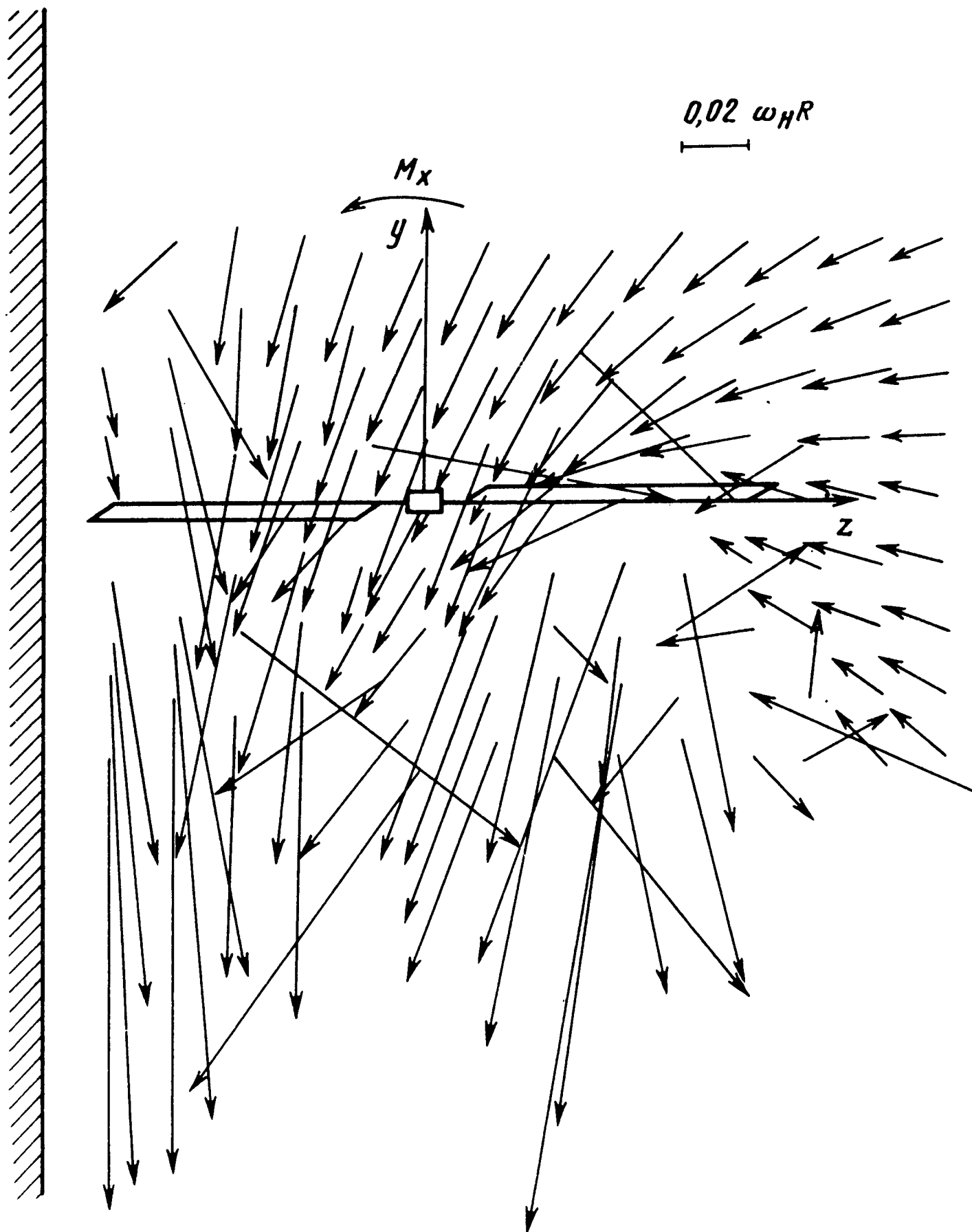


Рис. 5.30. Поле скоростей около несущего винта при работе вблизи вертикальной граничной поверхности ($\bar{V} = 0$)

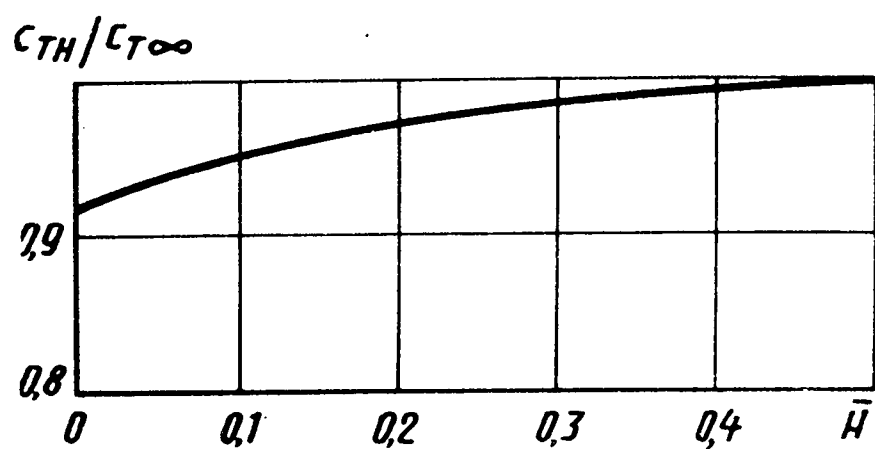


Рис. 5.31. Зависимость относительного коэффициента тяги несущего винта от относительного расстояния до вертикальной граничной поверхности

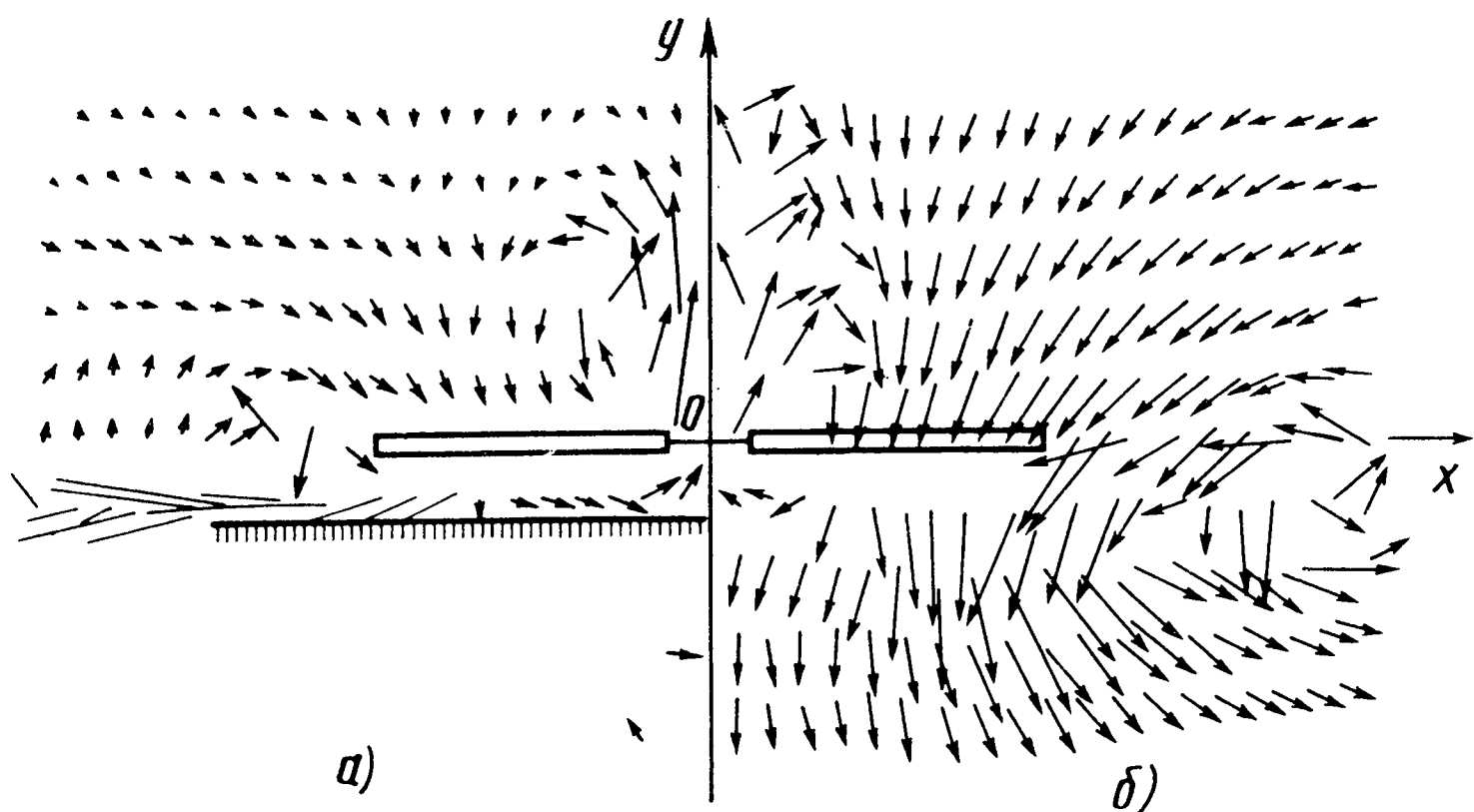
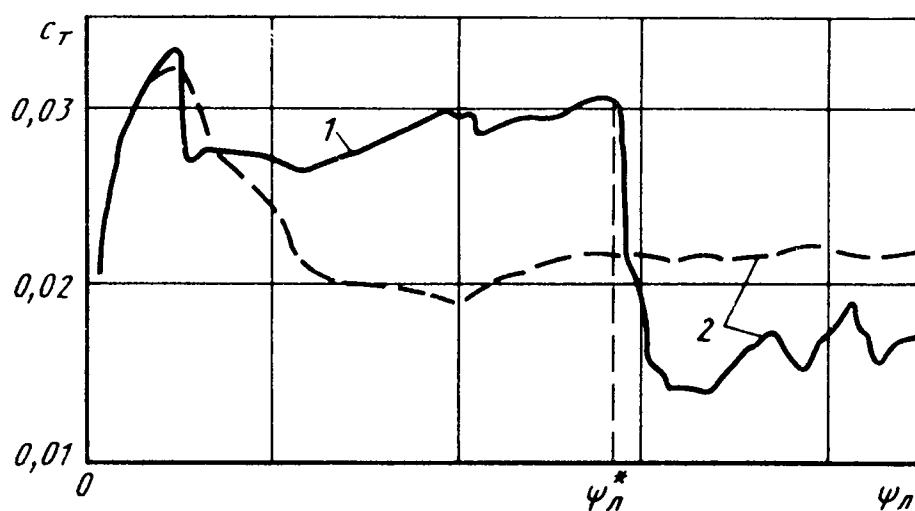


Рис. 5.32. Поля скоростей около несущего винта вблизи граничной поверхности (а) и сразу после пролета обрыва (б)

Рис. 5.33. График изменения коэффициента тяги несущего винта вертолета при пролете обрыва в безразмерный момент времени $\psi_{\text{л}}^*$:
1 — $\bar{H} = 0,25$; 2 — $\bar{H} = \infty$



зонтальном полете эффект влияния поверхности земли резко снижается.

При висении у земли вертолета с соосными винтами нижний винт практически полностью экранирует верхний, поэтому почти весь прирост тяги за счет эффекта "воздушной подушки" происходит на нижнем винте, а суммарный эффект на соосной комбинации винтов примерно такой же, как на одиночном винте (рис. 5.28, б).

Вблизи поверхности земли усиливается влияние струи несущего винта на обтекание рулевого. Как показывают исследования и опыт эксплуатации, степень этого влияния зависит от направления вращения рулевого винта. Это видно из рис. 5.29, где показаны полученные расчетом на ЭВМ значения коэффициента тяги рулевого винта ($c_{T_{\text{р.в}}}$) при прямом (рулевой винт вращается в направлении струи несущего) и обратном (навстречу этой струе) вращениях при висении у земли ($\bar{H} = 0,5$). В рассматриваемом случае из-за влияния струи

несущего винта тяга рулевого винта при прямом вращении уменьшается на 30 %, а при обратном – увеличивается на 25 % по сравнению с тягой при $\bar{H} \rightarrow \infty$. Это объясняется взаимодействием полей скорости винтов: при прямом вращении скорости вычитаются, а при обратном – складываются. В результате при обратном вращении лопасти рулевого винта обтекаются с большими скоростями и тяга его возрастает.

При висении вертолета около вертикальной стенки нарушается симметрия струи несущего винта и происходит ее поджатие стенкой (рис. 5.30). В результате возрастают индуктивные скорости в азимутах, расположенных ближе к стенке, уменьшаются углы атаки лопастей и тяга несущего винта (рис. 5.31). Кроме этого, из-за нарушения симметрии обтекания винта по азимуту в зависимости от ориентации вертолета относительно стенки появляются дополнительные моменты крена или тангажа (см. рис. 5.30), действующие в сторону стенки. Если ограничивающая поверхность расположена под произвольным углом, то на вертолете частично реализуются эффекты, характерные для горизонтальной и вертикальной ограничивающих поверхностей.

С эффектом "воздушной подушки" связан особый случай полета вертолета – полет над обрывом. При пролете обрыва или края палубы авианесущего корабля резко изменяется расстояние между плоскостью вращения несущего винта и граничной поверхностью. При этом картина течения в струе резко меняется (рис. 5.32): из-за резкого удаления граничной поверхности скорости за винтом возрастают, давление падает и резко уменьшается тяга несущего винта (рис. 5.33), что может вызвать интенсивное снижение вертолета.

5.14. Особенности аэродинамики вертолетов на режиме вихревого кольца, при самовращении несущего винта и самопроизвольном вращении вертолета

При снижении вертолет может попасть в режим вихревого кольца. Как известно, при вращении несущего винта с его лопастей сходит вихревая пелена, которая образует под винтом сложный вихревой след. При снижении вертолета с определенной вертикальной скоростью несущий винт может догнать собственный след. На рис. 5.34 показано поле поперечных скоростей, полученное расчетом на ЭВМ для случая снижения вертолета со скоростью $\dot{V}_y = 0,02\omega R$. Как видно, на этом режиме лопасти винта находятся в зоне сильного вихревого потока –

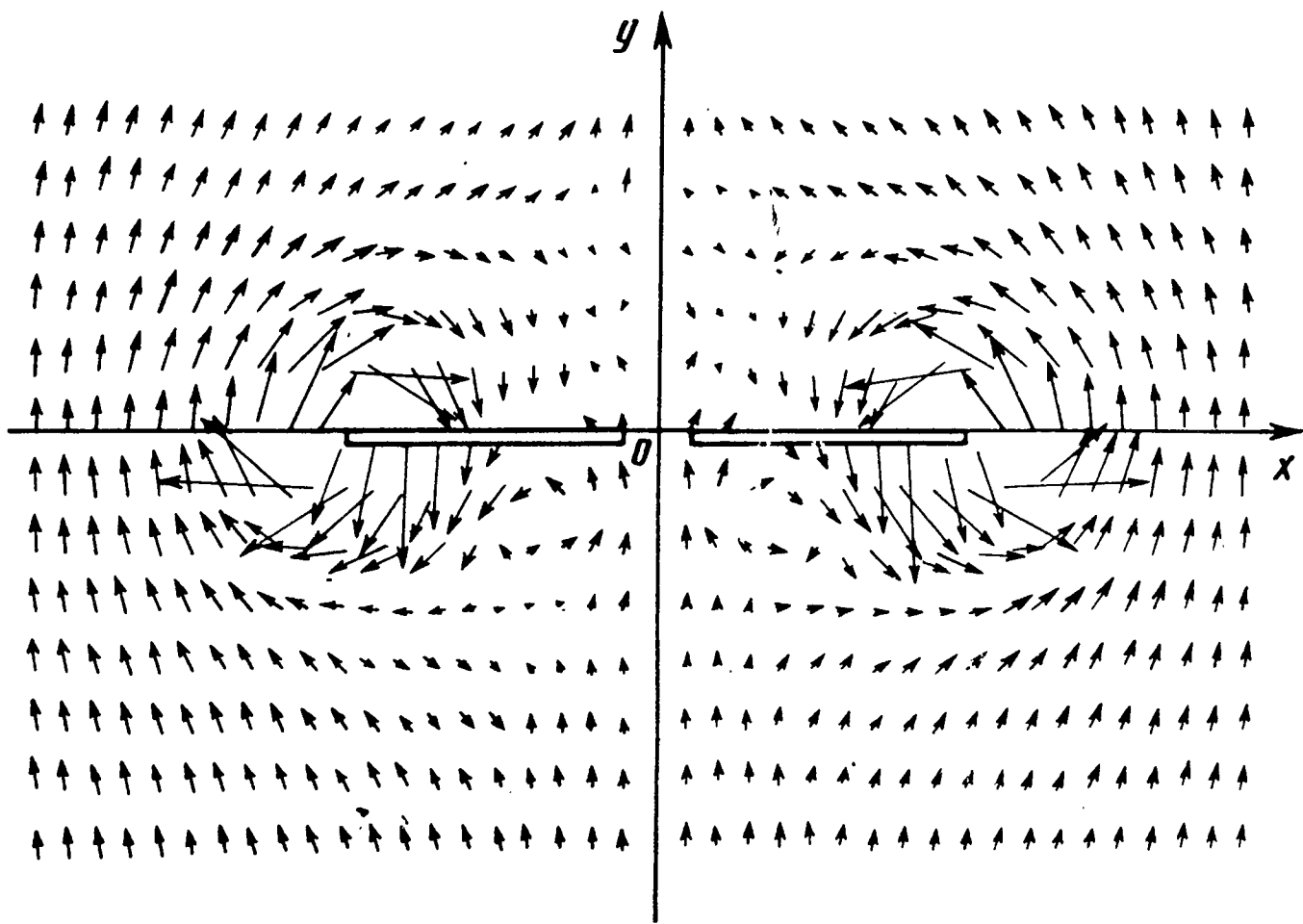


Рис. 5.34. Поле скоростей около несущего винта на режиме вихревого кольца

в вихревом кольце. В этом случае воздух из струи под винтом, перетекая через концы лопастей, снова подсасывается винтом и включается в кольцевое движение. При этом происходит значительное изменение индуктивных скоростей, углов атаки сечений лопастей и аэродинамических нагрузок на лопастях. Эти изменения зависят как от скорости снижения V_y , так и от поступательной скорости полета вертолета V_x . Как показывают исследования, имеются две характерные зоны скоростей, которые соответствуют режиму вихревого кольца (рис. 5.35).

При снижении вертолета со скоростями, соответствующими зоне I, тяга винта падает до значения, меньшего, чем при работе винта на месте (рис. 5.36, а). Среднее значение тяги может составлять 75...80 % от тяги при работе на месте. В зоне I (см. рис. 5.35) наблюдается режим вихревого кольца по тяге.

Зона II характерна тем, что при снижении вертолета со скоростями, соответствующими этой зоне, среднее значение тяги винта больше, чем при работе на месте (рис. 5.36, б). Однако при этом наблюдается сильная пульсация тяги — реализуется режим вихревого кольца по тряске. Как показывают исследования, на обоих режимах возрастает потребная для вращения винта мощность.

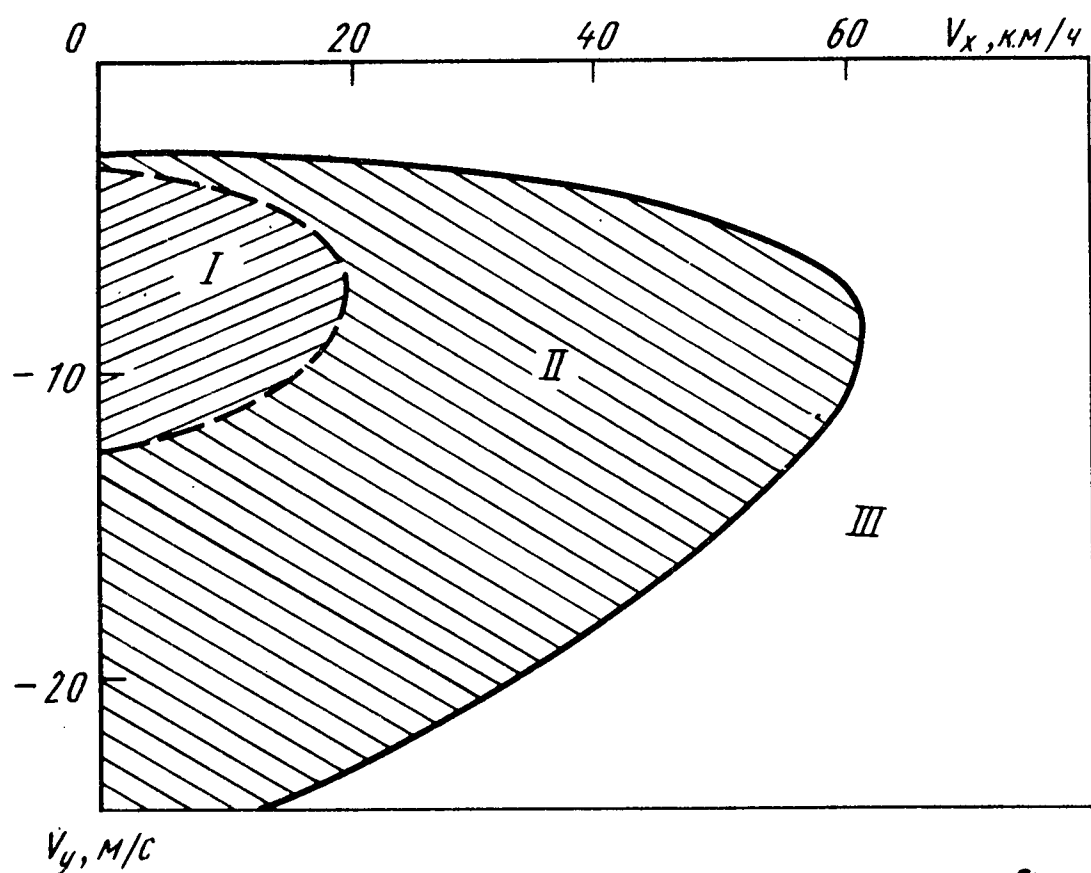


Рис. 5.35. Области режимов вихревого кольца по тяге (I), по тряске (II) и отсутствия режима вихревого кольца (III)

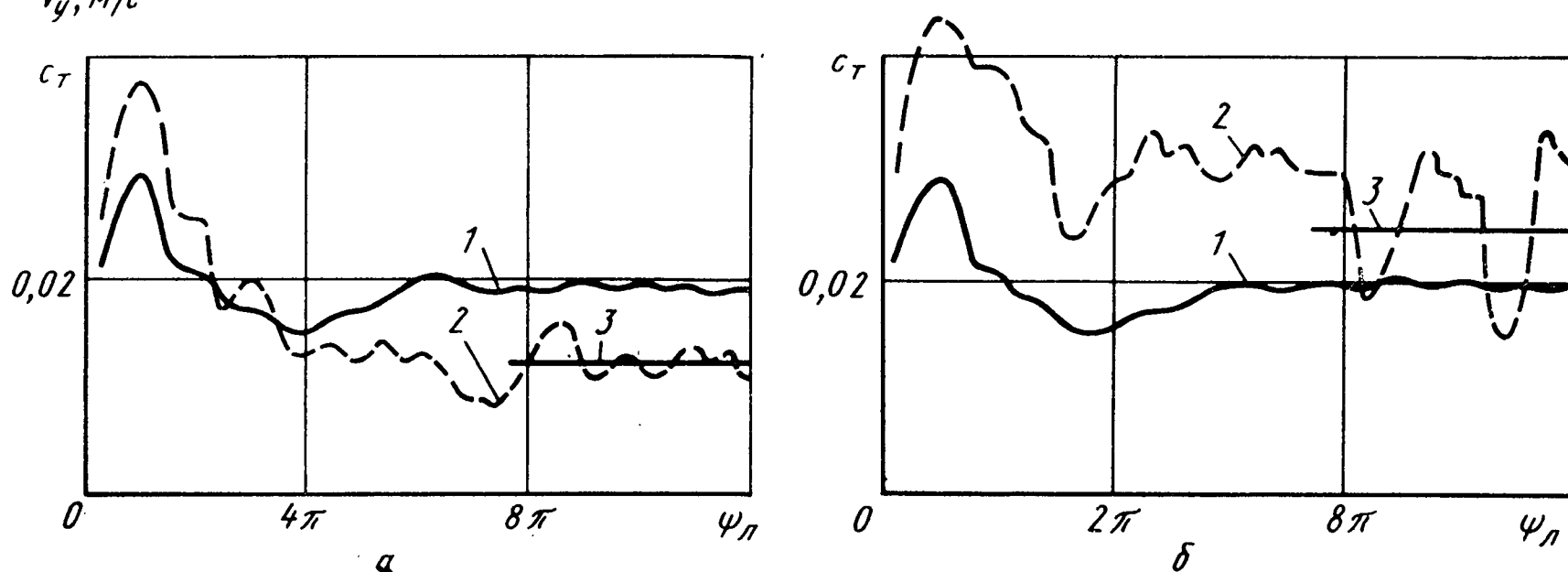


Рис. 5.36. Графики изменения коэффициента тяги несущего винта на режимах вихревого кольца по тяге (а) и по тряске (б):

1 — висение; 2 — снижение; 3 — среднее значение

При полете вертолета со скоростями, значения которых лежат вне зон I и II (см. рис. 5.35), вихревое кольцо не образуется. В этом случае вихревой след как бы "продувается", т.е. располагается ниже, выше или сзади винта.

Указанные аэродинамические особенности работы винта на режиме вихревого кольца вызывают вибрации и тряску вертолета, его снижение происходит с рывками и раскачиванием, с резкой потерей высоты. Значительно затрудняется управление вертолетом в каналах крена и тангажа. Кроме того, на одновинтовом вертолете рулевой винт оказывается вблизи или внутри вихревого кольца, что может привести к резкому ухудшению путевой управляемости. Поэтому вертикальные скорости снижения современных вертолетов ограничиваются величинами 2...3 м/с.

Для аварийной посадки вертолета при отказах двигателей используется режим самовращения (авторотации) несущего винта, когда энергия для его вращения подводится от воздуха за счет уменьшения потенциальной энергии вертолета. Для обеспечения режима установившегося самовращения необходимо равенство нулю крутящего и реактивного моментов несущего винта. Это возможно только при определенной ориентации лопастей относительно потока. В общем случае, как известно, элемент лопасти совершает сложное пространственное движение (вращение, взмахи, поступательное перемещение). Скорость элемента V_z можно разложить на две составляющие V_n и V_τ (рис. 5.37).

Направление результирующей аэродинамической силы элемента dR_z определяется его углами установки φ_z и атаки α_z . При определенном сочетании этих углов, как правило, при малом угле установки φ_z сила dR_z перпендикулярна плоскости вращения ($dX_z = 0$) – элемент находится в условиях установившегося самовращения. Если сила dR_z направлена вперед ($dX_z < 0$), то реализуется ускоренное самовращение, если назад ($dX_z > 0$) – замедленное самовращение.

Условия обтекания элемента лопасти зависят от его радиуса r и азимута ψ_l . Следовательно, условие установившегося самовращения изменяется и по радиусу, и по азимуту. Лопать в целом будет находиться в условиях установившегося самовращения, если ее суммарная аэродинамическая сила $R_a = \int dR_z$ направлена перпендикулярно плоскости вращения. В этом случае (рис. 5.38) в концевых сечениях лопасти реализуются условия замедленного самовращения ($dX_z > 0$), в центральных и

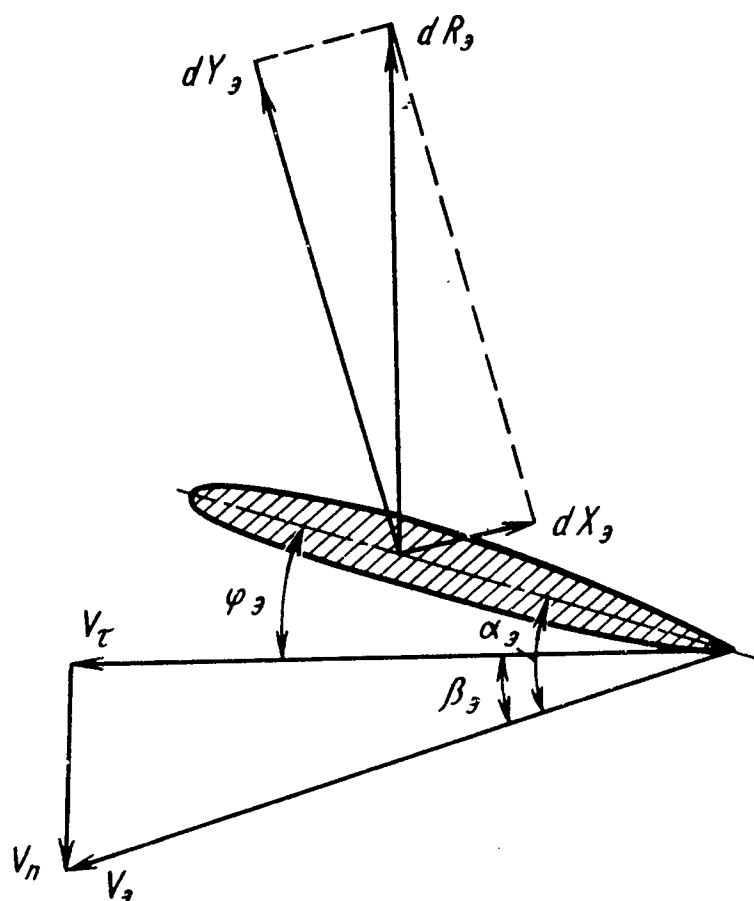


Рис. 5.37. Схема скоростей и сил на элементе лопасти несущего винта

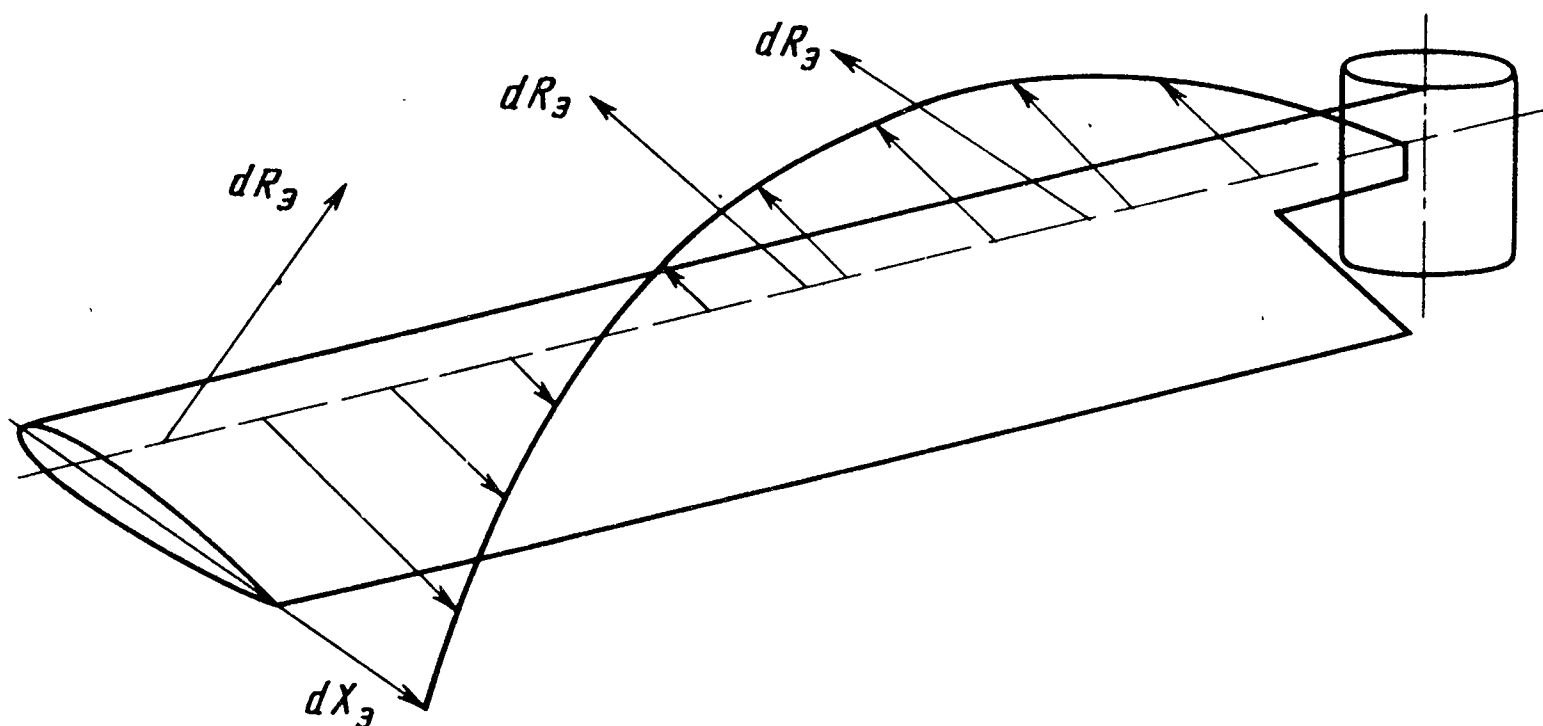


Рис. 5.38. Схема сил в сечениях лопасти на режиме ее самовращения

комлевых – ускоренного ($dX_z < 0$) и лишь в одном сечении – установившегося ($dX_z = 0$).

Винт в целом находится в условиях установившегося самовращения, если его крутящий момент $M_k = 0$. В этом случае каждая его лопасть в азимутах $\psi_l = 0...180^\circ$ работает в условиях замедленного самовращения, а в азимутах $\psi_l = 180...360^\circ$ – ускоренного. Следовательно, при установившемся самовращении несущего винта его лопасти поочередно раскручивают и тормозят вращение винта.

При самовращении несущего винта реактивный момент отсутствует, вместо него появляется небольшой увлекающий момент. Он уравнивается за счет тяги рулевого винта, лопасти которого устанавливаются на отрицательные углы.

Режим самовращения у вертолета соосной схемы характеризуется тем, что при снижении скошенный нижним винтом поток уменьшает углы атаки лопастей верхнего. В результате этого нижний винт работает в условиях ускоренного самовращения, а верхний – замедленного. Из-за малых величин разности увлекающих моментов нижнего и верхнего винтов снижается эффективность путевого управления. Поэтому в соосной схеме вертолета на киях обязательно устанавливаются рули направления.

На одновинтовом вертолете в определенных условиях может возникнуть режим неуправляемого вращения относительно вертикальной оси, расположенной впереди носовой части вертолета. Как показывает практика, в этом случае вертолет практически не реагирует на

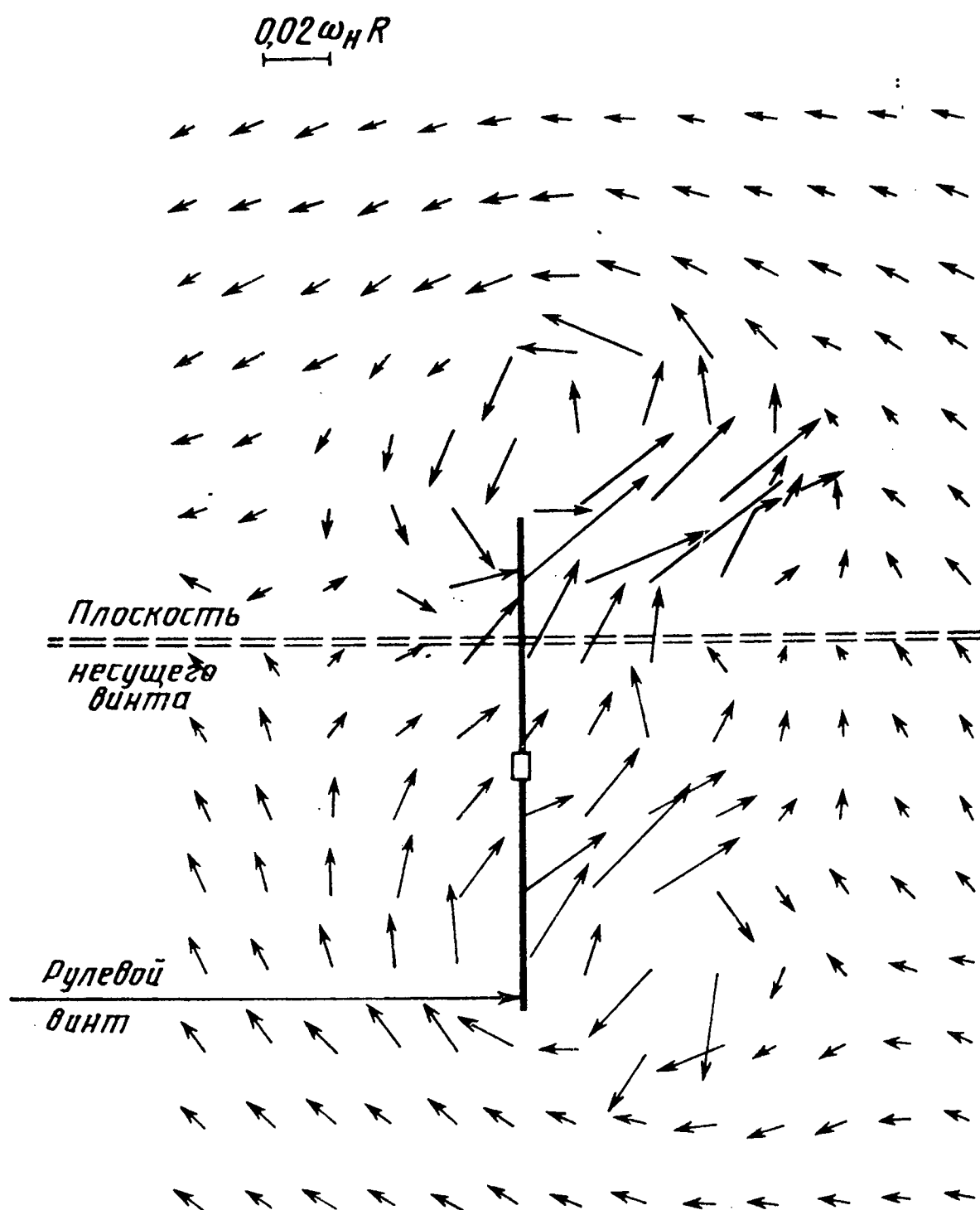


Рис. 5.39. Поле скоростей около рулевого винта при боковом ветре

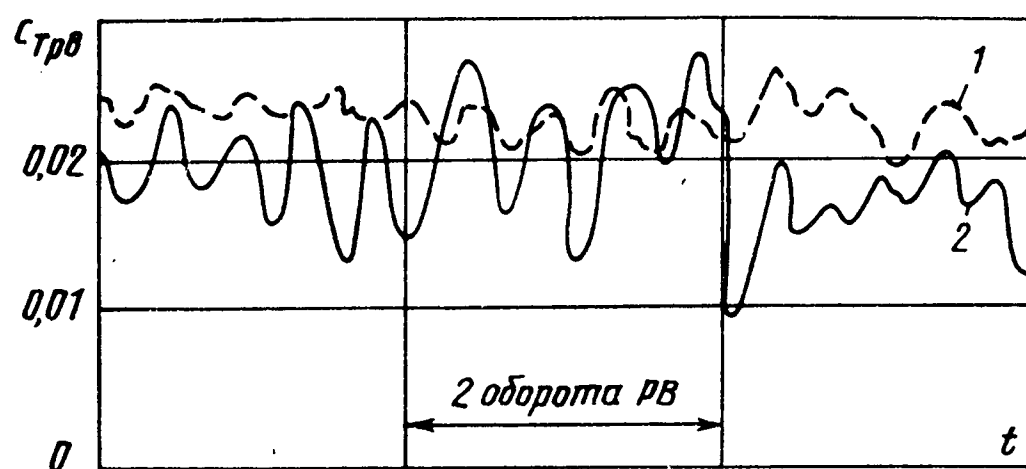


Рис. 5.40. Кривые влияния бокового ветра на коэффициент тяги рулевого винта:

1 — $W = 0$, 2 — $W = 7$ м/с

попытки остановить вращение путем изменения угла установки лопастей рулевого винта. У летчика может сложиться впечатление об отказе путевого управления. Режим обычно возникает при правом боковом ветре определенной величины или при энергичном левом развороте. Попадание на этот режим наиболее опасно у земли и при нахождении вблизи препятствий.

Исследованиями установлено, что причиной неуправляемого вращения вертолета является попадание рулевого винта в режим вихревого кольца и резкое уменьшение его тяги (рис. 5.39 и 5.40). Эффективной мерой предотвращения этого опасного режима явилось изменение направления вращения рулевого винта на обратное. Это связано с тем, что при таком направлении вращения растет тяга рулевого винта, особенно на висении у земли. При этом режим вихревого кольца на рулевом винте отодвигается на большие скорости бокового ветра или разворота вертолета.

5.15. Подхват и сваливание вертолетов

При энергичном маневрировании в вертикальной плоскости вертолет может попасть на режимы подхвата и сваливания. Подхват вертолета объединяет несколько опасных явлений: самопроизвольное затягивание в кабрирование, снижение и даже потеря эффективности продольного управления, затяжеление или даже кратковременное заклинивание ручки управления в продольном канале.

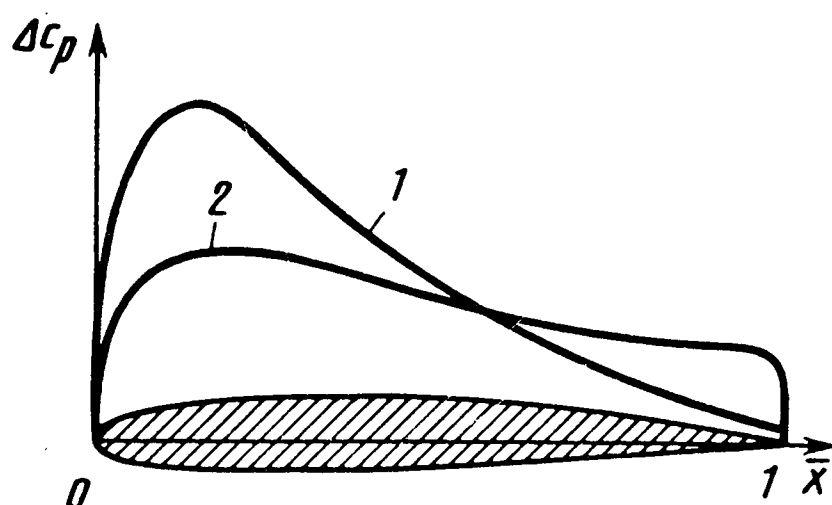
При маневрировании происходит увеличение угла атаки вертолета, усиливается срыв потока с лопастей. При этом увеличиваются завал конуса вращения назад и кабрирующий момент, стремящийся еще больше увеличить угол атаки. Если пикирующий момент от стабилизатора не уравновешивает кабрирующий момент от несущего винта, то вертолет входит в режим самопроизвольного кабрирования – подхвата. Явление усугубляется возникновением срыва потока со стабилизатора из-за чрезмерного увеличения угла атаки вертолета.

Срыв потока с лопастей несущего винта при маневрировании вызывает уменьшение тяги и, следовательно, управляющего момента тангажа. При этом на режиме подхвата дестабилизирующий (кабрирующий) момент возрастает очень интенсивно, а управляющий (пикирующий) – ограничен по своей величине. Происходит уменьшение или вообще потеря эффективности продольного управления вертолетом.

И, наконец, при резком взятии ручки управления на себя и энергичном маневрировании происходит увеличение углов атаки лопастей,

Рис. 5.41. График влияния срыва потока на распределение аэродинамической нагрузки в сечении лопасти:

1 — срыва нет; 2 — срыв есть



усиливается срыв потока с них. Вызванное этим перераспределение аэродинамической нагрузки по хорде (рис. 5.41) вызывает увеличение шарнирных моментов лопастей и усилий в системе управления. Мощность гидроусилителя может оказаться недостаточной для преодоления этих усилий, и он как бы запирается. Вертолет становится неуправляемым и продолжает интенсивно кабрировать. Для предотвращения подхвата вертолета, основной причиной которого является срыв потока с лопастей, при маневрировании необходимо не превышать перегрузку, указанную в инструкции экипажу вертолета.

Сваливание вертолета может произойти при полете на максимальных или близких к ним скоростях в двух случаях: при резком взятии ручки на себя и при отказе силовой установки. В первом случае, как и на режиме подхвата, усиливается срыв потока с лопастей в азимутах $270...310^\circ$, который вызывает большой кренящий момент и сваливание вертолета. Во втором случае причиной сваливания вертолета является его путевая разбалансировка. В первые мгновения после отказа силовой установки резко уменьшается реактивный момент, а тяга рулевого винта сохраняется почти неизменной, при этом вертолет энергично разворачивается и сваливается.

Г л а в а 6

ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ФОРМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

6.1. Изменения формы летательных аппаратов в процессе эксплуатации и при повреждениях

В процессе эксплуатации внешние формы ЛА претерпевают ряд изменений. С точки зрения аэродинамических характеристик интерес представляют, главным образом, изменения внешних форм несущих и рулевых поверхностей. Эти изменения можно разделить на два вида.

Первый вид изменений внешних форм ЛА в процессе эксплуатации — это изменения преднамеренные, заранее известные. К ним относятся: изменение стреловидности крыла в полете, выпуск шасси, закрылков и тормозных щитков, отклонения интерцепторов и спойлеров, наличие подвесок на внешних точках и др.

Ко второму виду изменения внешних форм относятся изменения непредвиденные, неожиданные, непреднамеренные: пробойны, обрывы и отломы несущих и рулевых поверхностей, вмятины и другие повреждения.

Если при изменениях формы ЛА первого вида аэродинамические характеристики известны и в какой-то мере изучены, то при изменениях второго вида они заранее неизвестны. Конечно, желательно было бы их знать в каждом конкретном случае. Что произошло? И каким образом при этом изменятся аэродинамические характеристики ЛА?

Рассмотрим наиболее вероятные и типичные изменения аэродинамических характеристик ЛА при повреждениях его несущих и рулевых поверхностей.

6.2. Изменение стреловидности крыла в полете

Желание иметь высокое аэродинамическое качество самолета на дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета привело к идее применения крыла с изменяемой геометрической формой. Известны проекты изменения формы крыла путем изменения кривизны или формы в плане. Однако усложнение конструкции крыла и возрастание его массы, с одной стороны, и небольшой диапазон скоростей полета эксплуатируемых в то время самолетов, с другой, не давали на практике заметных преимуществ самолетам с крылом изменяемой формы в плане.

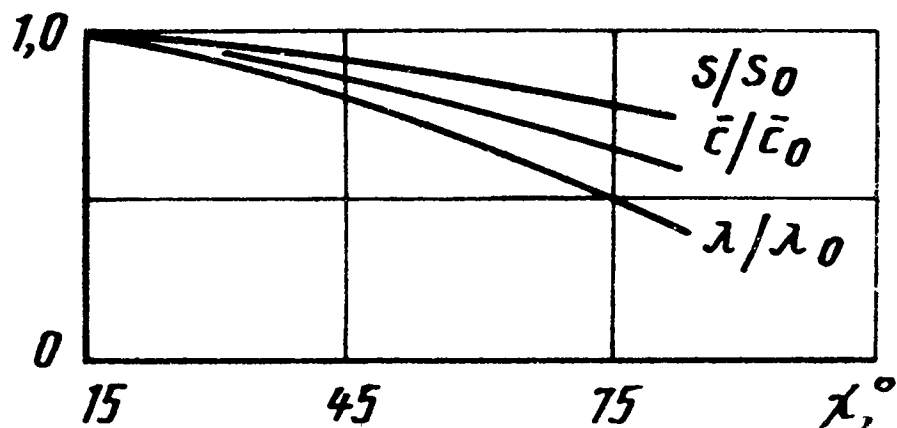
Расширение диапазона скоростей полета самолетов на трансзвуковые и сверхзвуковые скорости привели к применению крыла стреловидной и треугольной формы в плане, при которых возросли взлетно-посадочные скорости и, следовательно, снизилась безопасность полетов на этих режимах. Стремление обеспечить во всем этом диапазоне скоростей высокое аэродинамическое качество привело к применению крыла с изменяемой стреловидностью в полете. Малые углы стреловидности крыла ($\chi \approx 15^\circ$) используются на режимах взлета и посадки, умеренные ($\chi \approx 45^\circ$) при маневренном полете, большие углы ($\chi \approx 75^\circ$) на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

При увеличении угла стреловидности крыла изменяются также другие его геометрические параметры (рис. 6.1). Уменьшается площадь крыла, происходит более значительное уменьшение относительной толщины. Наиболее сильно уменьшается удлинение крыла (на 40...60 %).

Если представить качественную картину изменения основных аэродинамических характеристик самолета при изменении угла стреловидности крыла на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, то получим графики, приведенные на рис. 6.2.

По этим данным можно сделать следующий вывод. На дозвуковых скоростях полета за-

Рис. 6.1. Графики изменения геометрических параметров крыла по углу его стреловидности



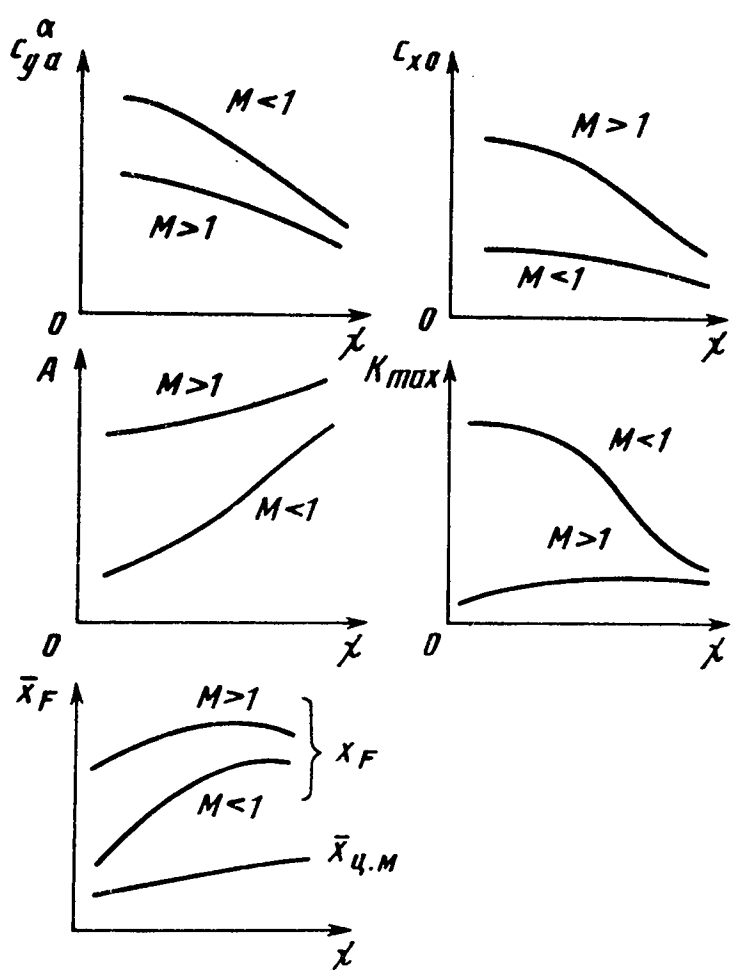


Рис. 6.2. Зависимость основных аэродинамических характеристик крыла от угла его стреловидности на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета

метно изменяются c_{ya}^a , A , $\bar{x}_F$ и K_{max} , а на сверхзвуковых скоростях только c_{x0} . Следует заметить, что на самолетах с изменяемой стреловидностью крыла вместо элеронов используются интерцепторы. Элероны достаточно удалены от оси жесткости крыла. При значительной упругости конструкции

отклонения элеронов приводят к закручиванию крыла и снижению их эффективности. Поэтому на самолетах с крылом изменяемой стреловидности обычно вместо элеронов используют интерцепторы, располагая их вблизи оси жесткости. Однако с увеличением угла стреловидности крыла наблюдается интенсивное падение эффективности элеронов и интерцепторов (см. рис. 3.32, б).

6.3. Влияние упругих деформаций

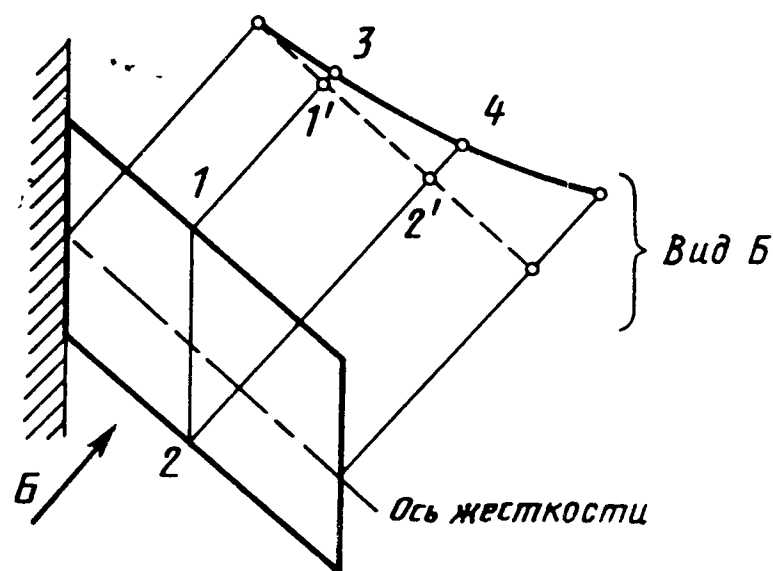
В полете под действием аэродинамических сил конструкция ЛА деформируется. Деформация частей ЛА вызывает изменение аэродинамических сил и моментов. Таким образом, эти явления тесно взаимосвязаны и взаимообусловлены. Как правило, аэродинамические характеристики ЛА при деформациях ухудшаются.

На аэродинамические характеристики самолета влияют деформации крыла, горизонтального и вертикального оперения, фюзеляжа и проводки управления. Рассмотрим влияние деформации этих элементов на аэродинамические характеристики самолета.

Крыло под влиянием деформации изгибается и закручивается. При этом изменяются местные углы атаки и угол поперечного V крыла, следствием чего является изменение распределенных аэродинамических сил по хорде $\Delta c_p(x)$ и по размаху $c'_y(z)$. В конечном счете изменяются также суммарные силы и моменты (c_{ya}^a , c_{xa}^a , m_x , m_y , m_z).

Рассмотрим два характерных случая деформации крыла.

Рис. 6.3. Влияние упругих деформаций стреловидного крыла на углы атаки в сечениях вдоль его размаха



Крыло большой стреловидности (рис. 6.3). Изгиб такого крыла по оси жесткости приводит к кручению в сечениях по потоку. Хорда 1–2 по стрелке B представляет отрезок 1'–2'. При изгибе крыла эти точки соответственно займут места, обозначенные цифрами 3 и 4. Поскольку при изгибе точка 3 меньше удалена от исходного положения 1', чем точка 4 от 2', то отрезок 3–4 закручен в данном случае на уменьшение угла атаки. Уменьшение угла атаки тем больше, чем больше скоростной напор. Вследствие этого несущие способности крыла падают, фокус крыла сдвигается к носку, возрастает коэффициент A , характеризующий составляющую силы лобового сопротивления, обусловленной подъемной силой. В итоге падает максимальное значение аэродинамического качества ($K_{\max}$).

На рис. 6.4 приведены характерные изменения величин c_{ya}^a и $\bar{x}_F$ самолета с крылом большой стреловидности при наличии упругих деформаций его конструкции ($H = 0$ км) и в случае незначительных деформаций ($H = 10$ км).

Крыло, имеющее малую стреловидность, как и крылья прямоугольной формы в плане, на дозвуковых скоростях полета имеет переднее расположение линии фокусов относительно оси жесткости (рис. 6.5). Приращение подъемной силы вследствие упругих деформаций приводит к

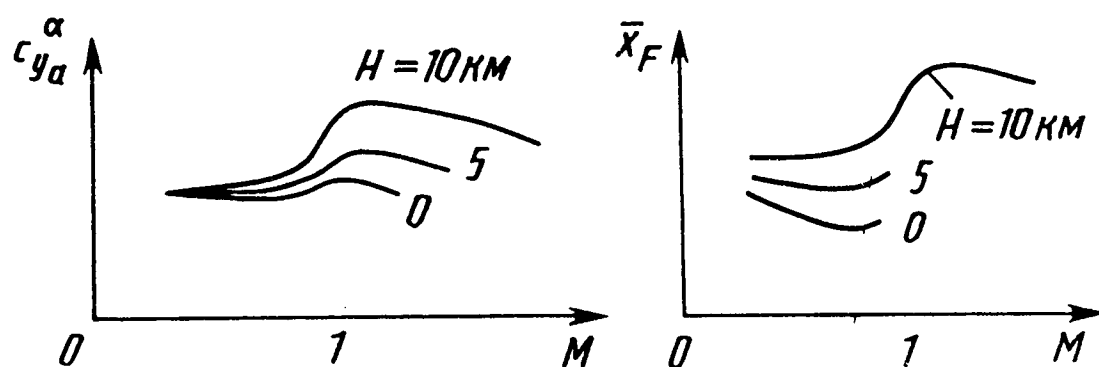


Рис. 6.4. Графики изменения аэродинамических характеристик самолетов при деформациях крыла умеренной и большой стреловидности

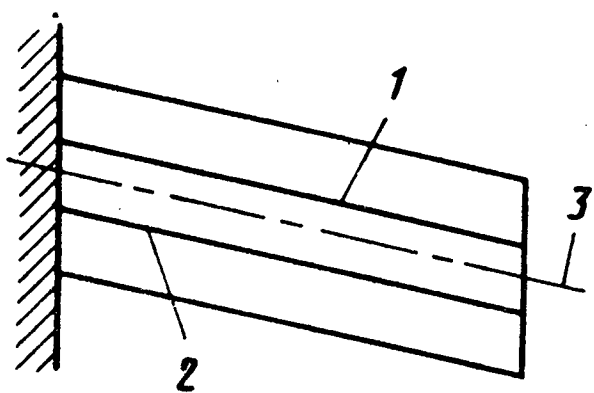


Рис. 6.5. Крыло малой стреловидности:

1 и 2 — линии фокусов соответственно на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета; 3 — ось жесткости крыла

Рис. 6.6. График влияния упругой деформации крыла малой стреловидности на величину c_{ya}^a на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета

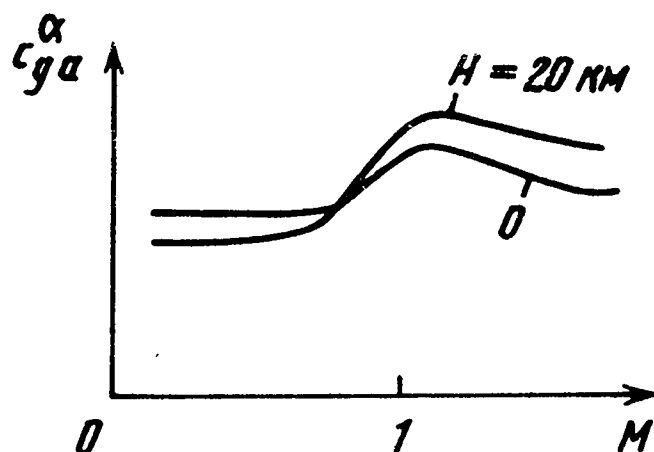
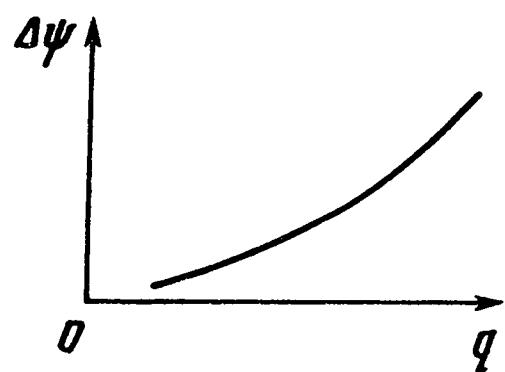


Рис. 6.7. График увеличения угла поперечной стреловидности упругого крыла самолета с ростом скоростного напора

увеличению углов атаки сечений и к росту нагрузки. Поэтому в этом случае возможна дивергенция крыла.

Однако на сверхзвуковых скоростях полета фокус крыла перемещается назад относительно оси жесткости. При упругих деформациях уменьшается угол атаки сечений крыла. В этом случае дивергенция крыла не возникает. Характер изменения c_{ya}^a по числам M при упругих деформациях ($H = 0$ км) показан на рис. 6.6.

В целом, рассматривая влияние упругих деформаций на характеристики ЛА, можно дополнительно отметить возможность возникновения следующих явлений.

1. С увеличением скоростного напора (q) растет угол поперечного V крыла (ψ) (рис. 6.7) (вследствие изгиба консоли), что приводит к увеличению поперечной устойчивости самолета. Возрастает по абсолютной величине m_x^β .

2. Отклонение элеронов вниз приводит к закручиванию крыла и к уменьшению угла атаки, следовательно, падает эффективность элеронов (рис. 6.8, а).

3. Деформации фюзеляжа уменьшают эффективность горизонтального

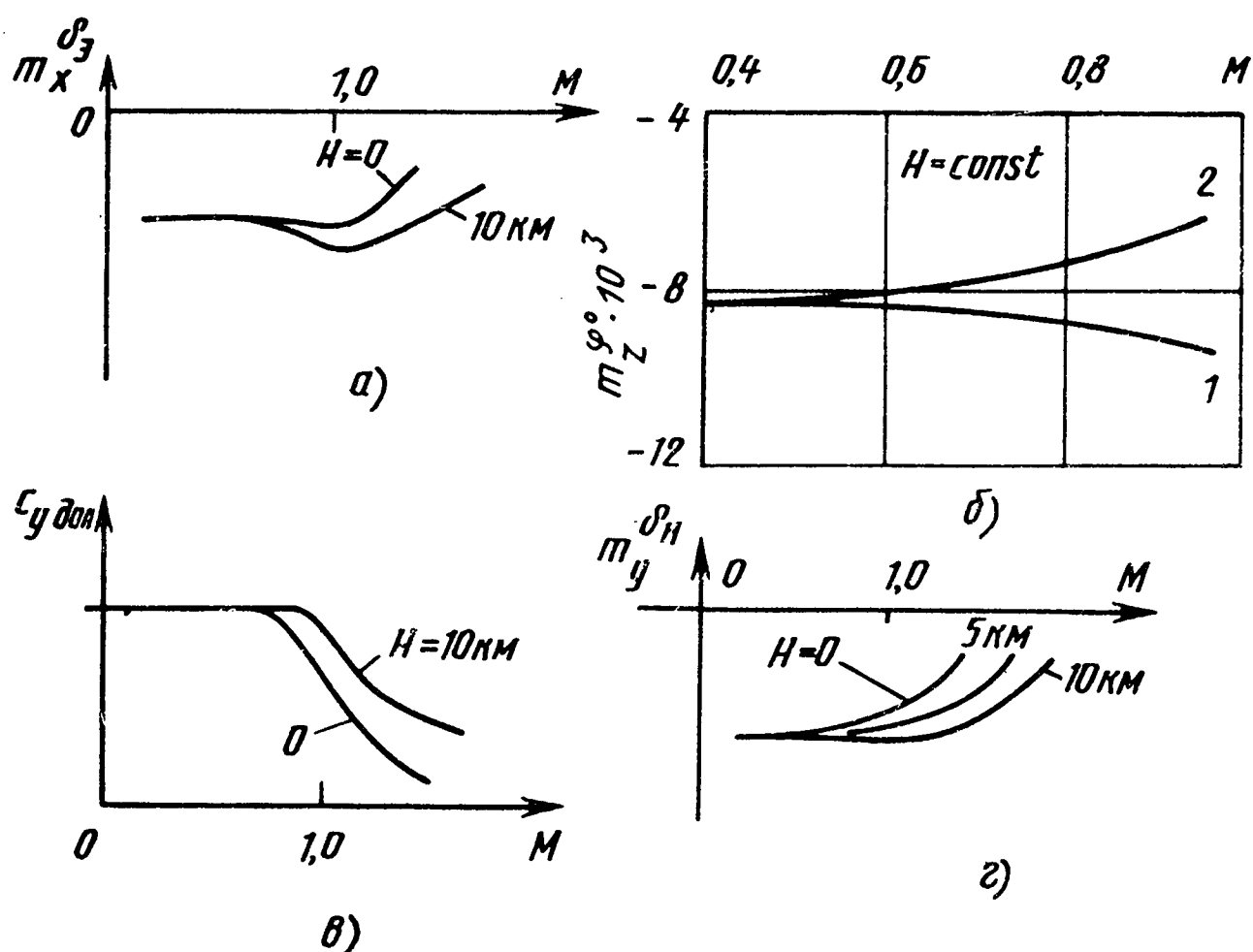


Рис. 6.8. Влияние упругих деформаций на эффективность рулевых органов и $C_{y \text{ доп}}$:

δ
 а — зависимость $m_x^{\delta}(M)$ при полете ($H = 0$ и 10 км); б — изменение $m_z^{\delta}(M)$ из-за упругости конструкции; в — изменение $C_{y \text{ доп}}$ по числу M полета при $H = 0$ и 10 км; г — зависимость эффективности руля направления по числу M полета при $H = 0$ (значительные деформации), 5 и 10 км (менее значительные деформации, так как с ростом высоты полета падает значение скоростного напора при постоянстве числа M и поэтому уменьшаются и величины упругих деформаций)

оперения (рис. 6.8, б). На сверхзвуковых скоростях полета это приводит к уменьшению $C_{y \text{ доп}}$ и к дополнительному ограничению маневренных характеристик самолета (рис. 6.8, в).

4. Деформации фюзеляжа, кроме того, изменяя положение вертикального оперения самолета, уменьшают эффективность рулевых органов (рис. 6.8, г).

5. Упругие деформации конструкции самолета могут привести к искажению показаний различного рода датчиков, создают помехи в работе радиолокационных станций и фотооборудования.

6. Вследствие деформации фюзеляжа могут появиться неоднозначные связи между отклонениями рычагов управления и управляющими поверхностями или самопроизвольное их отклонение.

6.4. Обледенение частей летательного аппарата

При обтекании носовой части профиля крыла дозвуковым потоком воздуха поток разгоняется вследствие уменьшения площади поперечного сечения струй. Возрастание скорости сопровождается падением давления и температуры. В атмосфере с повышенным содержанием влаги в этом случае возможно образование льда – обледенение.

Очевидно, что наибольшее падение температуры следует ожидать в местах наибольшей деформации струй потока. Поэтому часто обледенению подвержены передние кромки крыла, стабилизатора, киля, воздухозаборников и лобовые стекла фонарей. В общих чертах последствиями обледенения являются увеличение массы ЛА и уменьшение его аэродинамического качества.

Рассмотрим некоторые подробности этого явления. Различают следующие виды обледенения элементов самолета: прозрачный лед; матовый полупрозрачный смешанный лед; изморозь – белый крупнозернистый, кристаллический лед; иней – белый мелкозернистый налет; барьерный лед, возникающий под действием "теплового ножа". Во всех случаях обледенение вызывает изменение внешних форм ЛА и профиля несущих поверхностей. При этом наблюдаются изменения структуры потока (турбулизация, срыв потока), распределенных и суммарных аэродинамических сил и моментов, характеристик устойчивости и управляемости ЛА.

Наиболее вероятным моментом появления обледенения является режим захода самолета на посадку, когда, снижая скорость, летчик увеличивает угол атаки. Сильная деформация струй при этом вызывает более интенсивное разрежение и падение температуры. Образовавшееся обледенение нарушает форму профиля, приводит к срыву потока и уменьшению подъемной силы. Рост угла атаки для увеличения подъемной силы приводит к распространению зоны срыва на большую часть крыла и к дальнейшему уменьшению подъемной силы.

У самолетов с прямоугольными крыльями срыв потока приводит к смещению фокуса назад и к увеличению продольной устойчивости. Появляется тенденция к пикированию. У стреловидных крыльев срыв возникает в концевых частях и смещает фокус вперед. Статическая устойчивость уменьшается. Имеется тенденция на кабрирование. Возможные характерные изменения зависимости $c_{ya}(a)$ самолета при явлениях обледенения показаны на рис. 6.9, а.

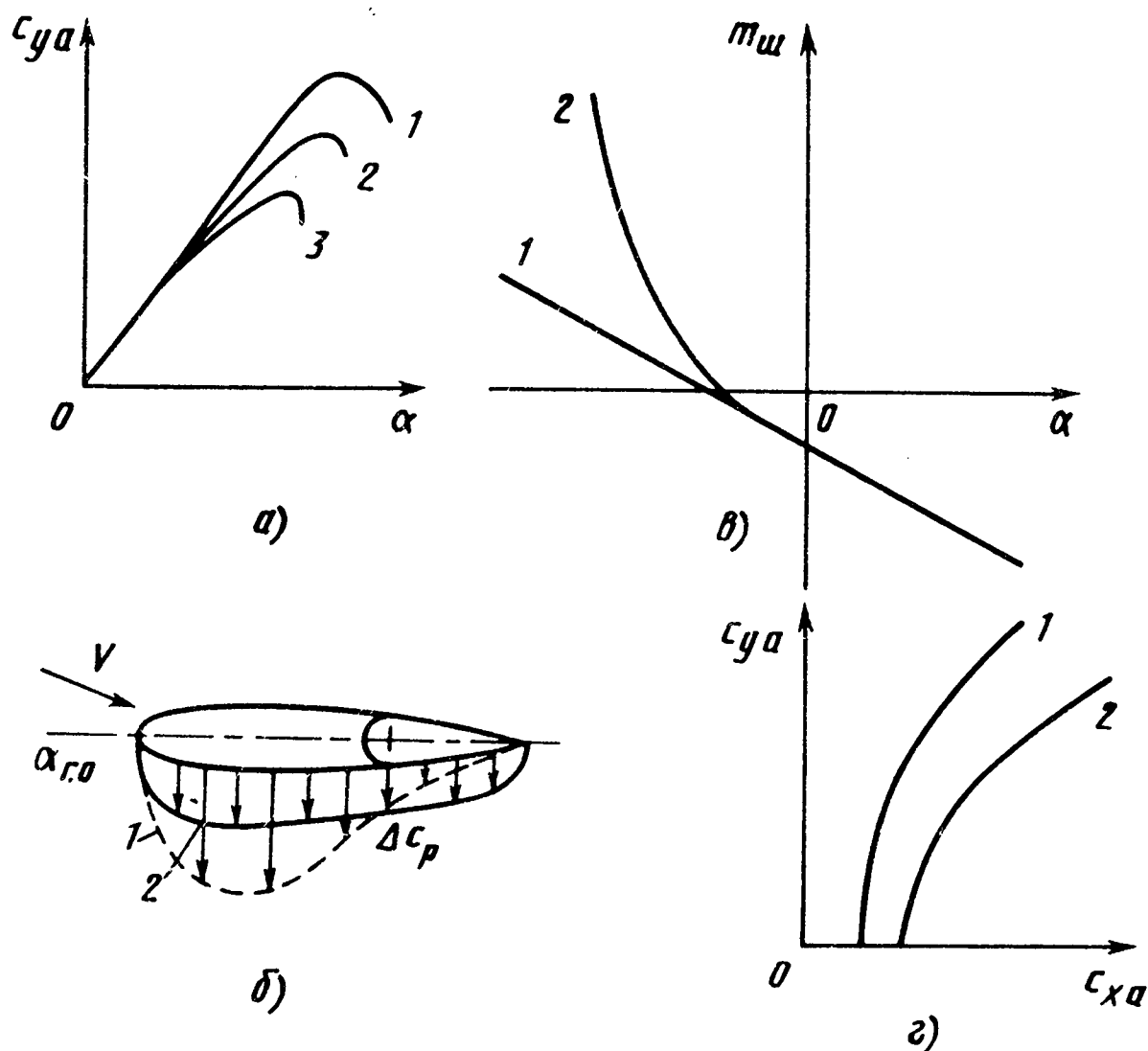


Рис. 6.9. Влияние обледенения на аэродинамические характеристики самолета:

a — зависимость $c_{ya}(\alpha)$ (1 — без обледенения; 2 — с противообледенительной системой; 3 — при обледенении); *б* — изменение распределенных аэродинамических сил по хорде горизонтального оперения (1 — без обледенения; 2 — при обледенении); *в* — зависимость коэффициента шарнирного момента от угла атаки (1 — без обледенения, плавное обтекание; 2 — при срыве потока из-за обледенения); *г* — поляра самолета (1 — без обледенения; 2 — при обледенении)

На посадочных режимах полета с отклонением закрылка возрастают скосы потока в районе горизонтального оперения. Поскольку на этих режимах стабилизатор для балансировки отклонен на значительные отрицательные углы, то с выпуском закрылков отрицательный угол его отклонения по абсолютной величине растет и возможно обледенение его носовой части и срыв потока с нижней поверхности, что при незначительных изменениях аэродинамических сил может существенно изменить аэродинамический момент самолета. Нарушается продольная балансировка самолета, появляется тенденция к пикированию, что, в свою очередь, сопровождается дальнейшим ростом отрицательного значения угла атаки стабилизатора и падением аэродинамических сил, приводящих к росту пикирующего момента. Это явление получило название "клевка".

Обледенение и срыв потока на крыле, особенно на горизонтальном оперении, снижают также и демпфирующие свойства самолета, приводят к существенной нелинейности зависимостей аэродинамических сил и моментов от кинематических параметров движения самолета (α , β , ..., δ_n , ...). Перераспределение нагрузки по хорде крыла и стабилизатора при обледенении и срыве потока приводит к росту шарнирного момента (рис. 6.9, б и в).

Во всех случаях обледенения увеличивается коэффициент силы лобового сопротивления ($c_{x_{тр}}$, $c_{x_{давл}}$), а во многих случаях — и коэффициент A . Все это заметно уменьшает аэродинамическое качество самолета (рис. 6.9, г).

Наибольшую опасность представляет обледенение транспортных, пассажирских самолетов и лопастей несущего винта вертолета, поскольку при этом не только нарушается плавность их обтекания, но возрастают центробежные силы и появляется разбалансировка несущего винта.

6.5. Влияние изменения формы несущих поверхностей летательного аппарата на характеристики обтекания, несущие свойства и лобовое сопротивление

В процессе эксплуатации самолета его несущие поверхности могут изменить свою форму (шероховатость поверхности, вмятины, обрыв обшивки или отлом части несущих и рулевых поверхностей). Это неизбежно приводит к изменению характера обтекания, несущих свойств лобового сопротивления самолета. Характер обтекания частей самолета определяется наличием зон плавного или срывного обтекания, а также наличием или отсутствием скачков уплотнения.

Были рассмотрены следующие характерные места срыва (рис. 6.10): срыв потока с концов стреловидных и треугольных крыльев; вязкий срыв с поверхности профиля крыла на больших углах атаки и срыв при отклонениях интерцепторов, тормозных щитков; срыв потока с передней кромки наплыва крыла сложной формы в плане.

Помимо этих известных мест срывов потока в эксплуатации и при повреждениях могут появиться новые, например вмятины обшивки профиля, вызывающие зоны дополнительных деформаций струей потока и изменений положительных градиентов давлений (рис. 6.11, а и б). Эти обстоятельства могут привести к появлению новых зон срыва

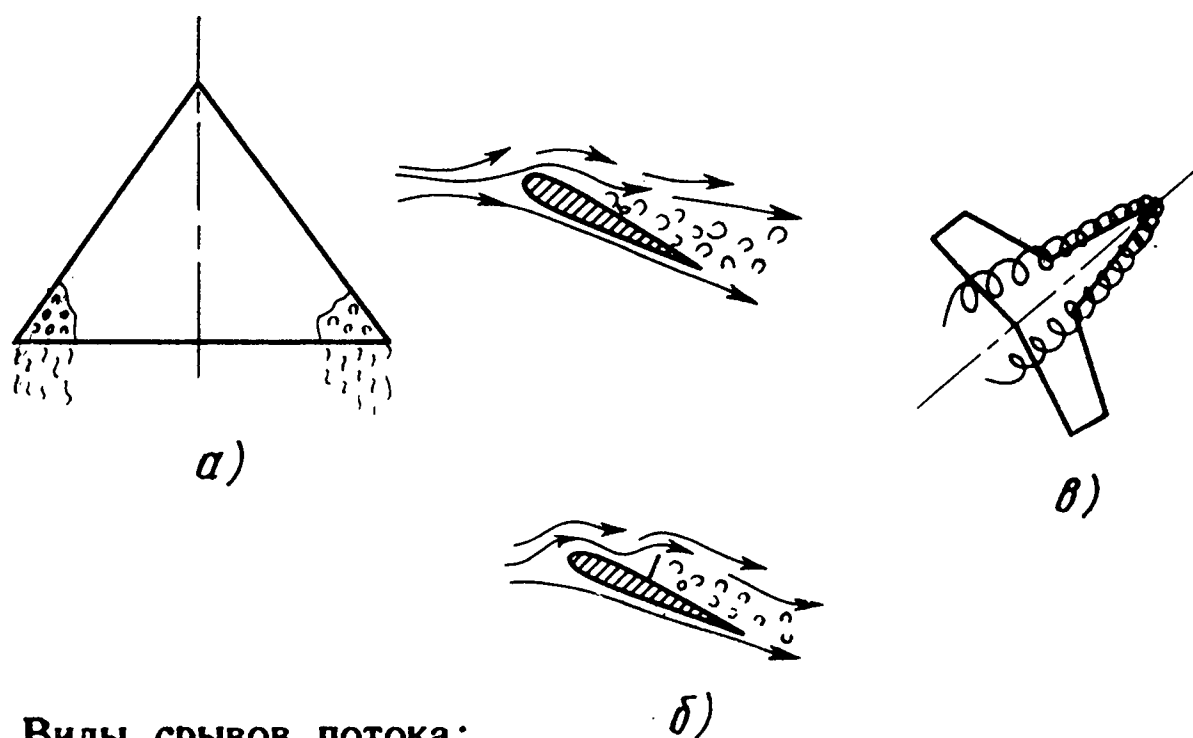


Рис. 6.10. Виды срывов потока:

а — с концевой части треугольных и стреловидных крыльев; *б* — вязкий срыв поверхности профиля или срыв при отклонениях интерцепторов и спойлеров; *в* — с передней кромки наплыва крыла

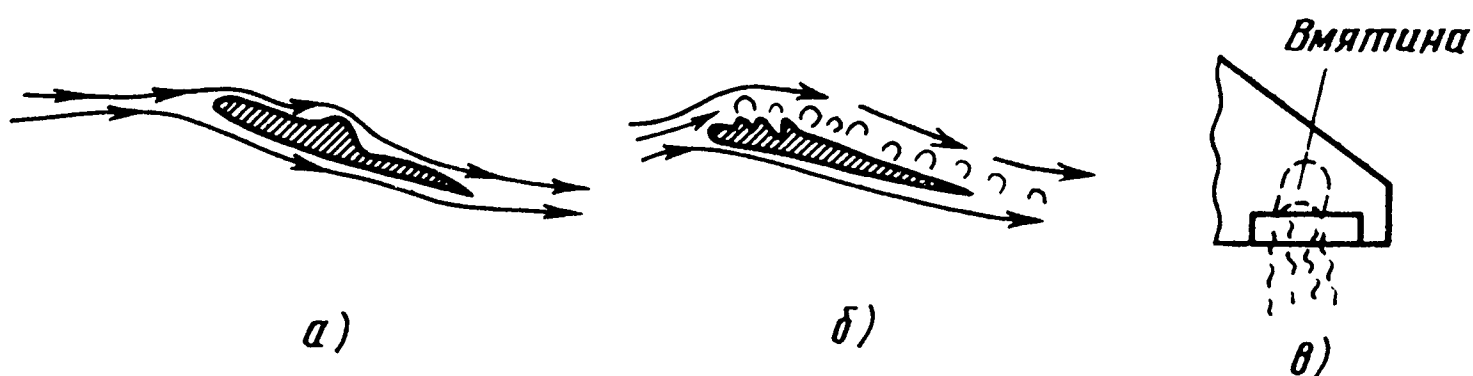
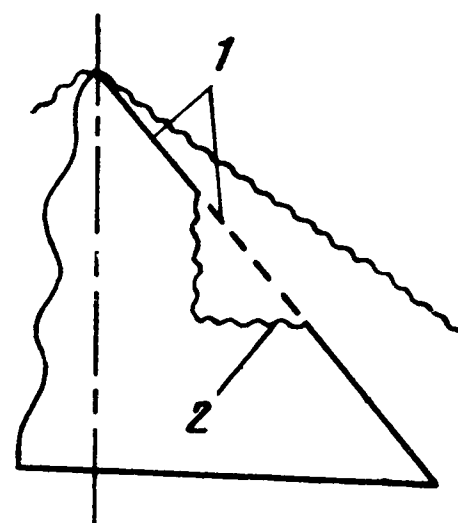


Рис. 6.11. Схемы изменения картины обтекания при повреждениях несущих поверхностей:

а — вмятины обшивки; *б* — повреждения обшивки носка профиля; *в* — повреждение несущей поверхности перед элероном

Рис. 6.12. Схема повреждения передней кромки крыла сверхзвукового самолета:

1 — исходная кромка; 2 — поврежденная кромка



потока. Вследствие интенсивного давления струек местные скорости потока могут стать равными или больше скорости звука. На поверхности крыла в этом случае возникают дополнительные скачки уплотнения. Эти явления могут привести к падению эффективности рулевых органов (рис. 6.11, *в*), к тряске самолета и уменьшают $c_{y_{\max}}$ и $a_{кр}$.

На сверхзвуковых скоростях полета в местах повреждений могут возникнуть дополнительные скачки уплотнения (рис. 6.12). Лобовое сопротивление при повреждениях обычно возрастает. Теоретически вырывы и отломы, уменьшая поверхность трения, должны уменьшить лобовое сопротивление. Так и происходит, но нарушение плавности обтекания, переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный, уменьшение подсасывающей силы и значительный рост сопротивления давления в целом приводят к росту лобового сопротивления и падению аэродинамического качества.

6.6. Аэродинамические характеристики летательного аппарата при частичных разрушениях несущих и рулевых поверхностей

Современные численные методы позволяют рассчитать в линейной постановке аэродинамические характеристики ЛА с повреждениями несущих и рулевых поверхностей.

При таких повреждениях обычно аэродинамические силы изменяются не столь значительно. Однако в случаях, когда места повреждений несущих или рулевых поверхностей удалены на большие расстояния от центра масс летательного аппарата, моментные характеристики изменяются существенным образом. В качестве примера на гипотетическом самолете с треугольным крылом рассмотрим ряд конкретных задач. Координаты центра масс от носка средней аэродинамической хорды $x_{ц.м} = 0,32b_A$. На рис. 6.13 показана зависимость потребных углов отклонения элеронов (или оставшегося элерона) и руля направления от угла скольжения самолета при числе полета $M = 0,2$ на угле атаки $\alpha = 10^\circ$. При обрыве одного из элеронов эффективность оставшегося достаточна для балансировки самолета. Потребный угол отклонения руля направления при этом значителен, и при углах скольжения $\beta > 17^\circ$ его эффективности для балансировки поврежденного самолета явно не хватает.

Представляет интерес вопрос об эффективности стабилизатора при его повреждениях. Изменение нормальной перегрузки по времени при $\varphi = -5^\circ$ у принятой модели самолета при обрыве одного из элеронов и одной половины стабилизатора показано на рис. 6.14 ($\bar{x}_{у.м} = 0,32$).

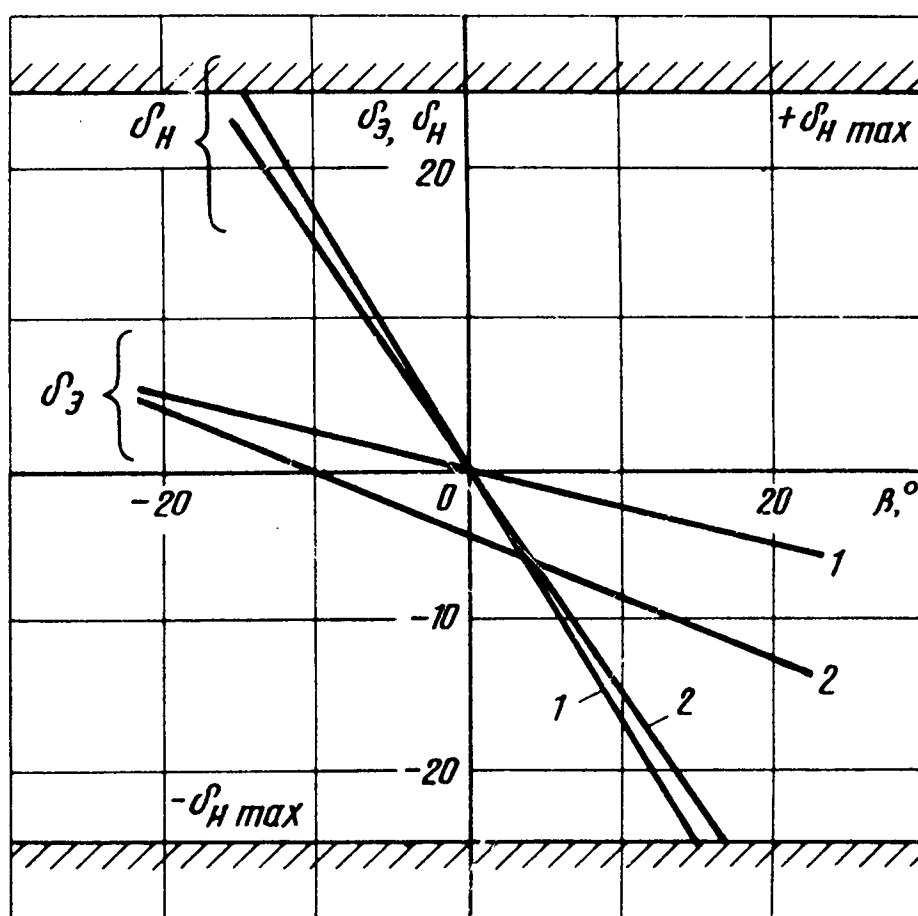


Рис. 6.13. Зависимость требуемых углов отклонения одного элерона и руля направления от угла скольжения:
1 — самолет без повреждений; 2 — при обрыве правого элерона

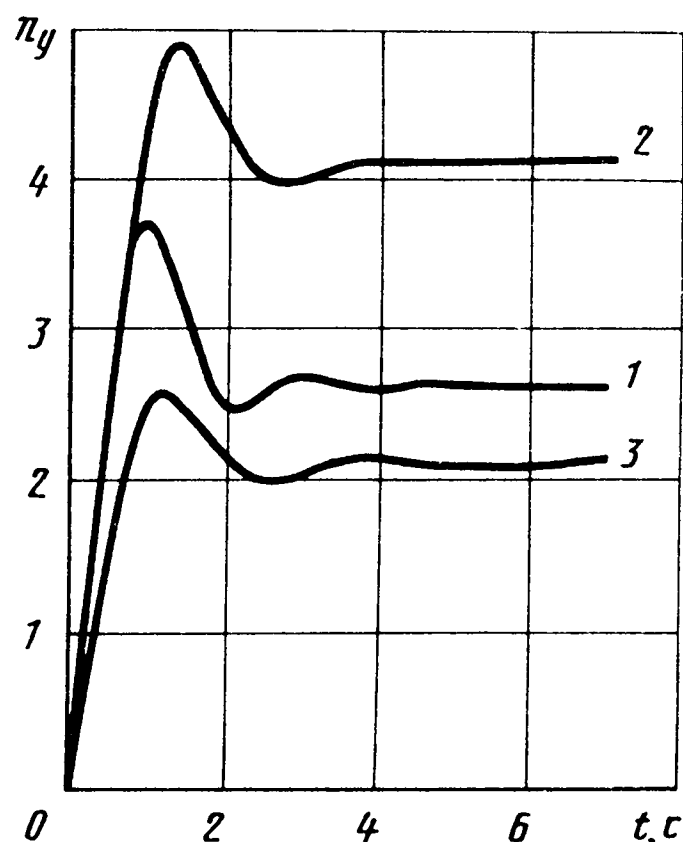


Рис. 6.14. График изменения нормальной перегрузки по времени при отклонении стабилизатора на $\varphi = -5^\circ$:
1 — исходный самолет; 2 — обрыв одного элерона; 3 — обрыв одной половины стабилизатора

Отклонение стабилизатора на $\varphi = -5^\circ$ выводит исходный самолет на $n_y = 2,7$. При обрыве одной половины стабилизатора отклонение оставшейся половины на тот же угол обеспечивает выход самолета на величину нормальной перегрузки не вдвое меньшую, как следовало бы ожидать, а только на 12 % ($n_y = 2,2$), что объясняется сдвигом фокуса самолета вперед и уменьшением продольной статической его устойчивости.

Заметный рост нормальной перегрузки при отклонении стабилизаторов на -5° в случае обрыва одного из элеронов по сравнению с исходным самолетом объясняется той же причиной — изменением положения фокуса самолета.

Из рассмотренных примеров ясно, что многообразие возможных вариантов повреждений несущих и рулевых органов ЛА можно заранее обследовать и выработать ряд практических рекомендаций с целью повышения безопасности полетов.

6.7. Влияние внешних подвесок на аэродинамические характеристики

Для многих современных самолетов характерным является наличие многочисленных подвесок на внешних точках. Они заметно ухудшают летно-технические характеристики самолета. Рассмотрим в общих чертах ряд характерных явлений, связанных с наличием внешних подвесок на самолетах.

Подъемная сила и лобовое сопротивление. Внешние подвески, как правило, являются слабооперенными (по сравнению с самолетом) телами и мало влияют на суммарную подъемную силу самолета. Лобовое сопротивление самолета с внешними подвесками заметно возрастает и главным образом за счет роста величины $c_{x0} = c_{x\text{тр}} + c_{x\text{давл}}$; увеличивается оmyаемая поверхность и, следовательно, возрастает $c_{x\text{тр}}$; возникают дополнительные силы давления и возрастает также и $c_{x\text{давл}}$, особенно на транс- и сверхзвуковых скоростях полета.

Формулу для определения коэффициента лобового сопротивления самолета с подвесками можно представить в виде

$$c_{x0} = c_{x0\text{исх}} + \sum_i c_{x0\text{подв } i} k_i S_i / S, \quad 1,2 \leq k_i \leq 3,$$

где $c_{x0\text{исх}}$ и $c_{x0\text{подв } i}$ — коэффициенты c_{x0} соответственно у исходного самолета и для каждой i -й подвески; S_i — площадь миделя i -й подвески; k_i — коэффициент интерференции.

Качественно изменение c_{x0} по числам M при наличии внешних подвесок показано на рис. 6.15. Практика показывает, что прирост лобового сопротивления самолета за счет внешних подвесок в зависи-

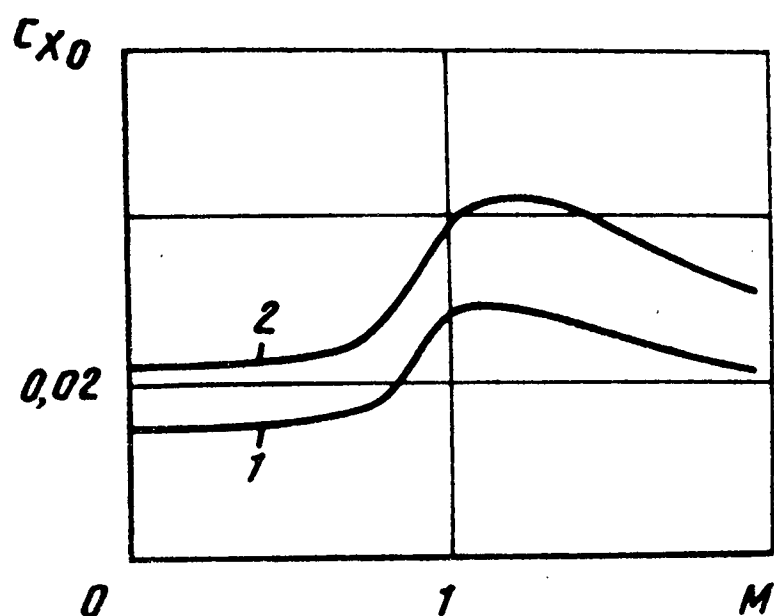


Рис. 6.15. График изменения коэффициента c_{x0} самолета по числу M :

1 — без подвесок; 2 — с подвесками

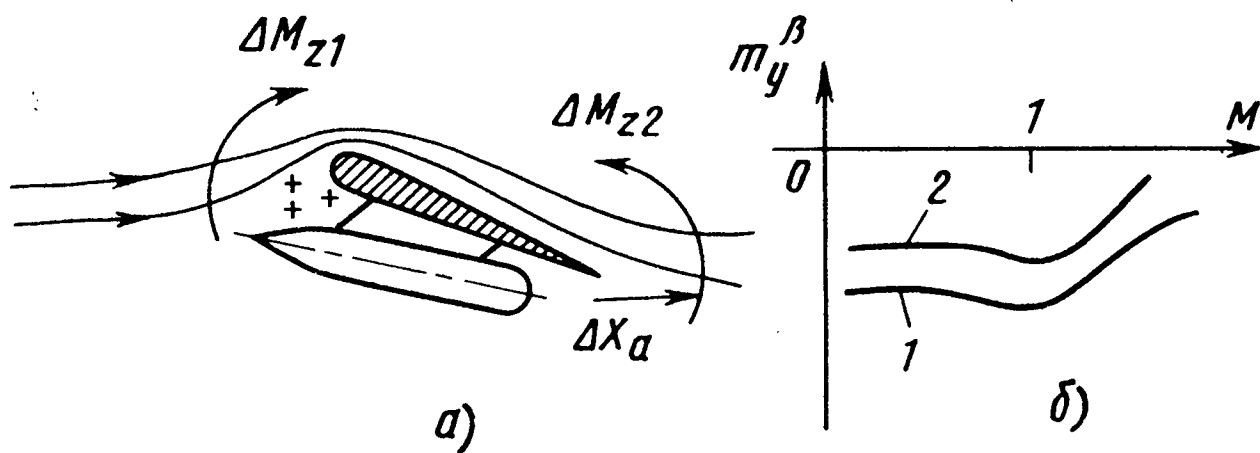


Рис. 6.16. Влияние внешних подвесок на моментные характеристики:

а — схема возможных направлений действия моментов тангажа на самолет при наличии внешних подвесок; *б* — зависимость величины m_y^β самолета от числа M полета (1 — без внешних подвесок; 2 — с подвесками)

мости от их места, размеров и величины может составить до 30...40 % и снизить аэродинамическое качество на 15...30 %.

Моментные характеристики. Наличие внешних подвесок приводит к изменению аэродинамических моментов, действующих на самолет. Причина этого — появление дополнительных сил и изменение характера распределения аэродинамических сил.

Наличие внешних подвесок влияет на распределенные аэродинамические силы крыла, которое в свою очередь оказывает влияние на величину и распределение сил на самих подвесках. Наблюдается также взаимное влияние грузов на внешних подвесках. Расчетные исследования показывают, что перемещение точки подвески внешних грузов к концам размаха и к задней кромке крыла по хорде приводит к росту подъемной силы на крыле. Однако крыло на подвески в этих случаях влияет отрицательно и уменьшает подъемную — силу подвески, включая изменение знака действующих на них сил. Качественное влияние подвесок на моментные характеристики самолета можно проследить по схеме, показанной на рис. 6.16, *а*. Некоторый прирост подъемной силы в передней части крыла и подъемная сила головной части подвески создают дополнительный кабрирующий момент ΔM_{z1} . Сила лобово-

го сопротивления подвески может относительно центра масс самолета вызвать дополнительный момент на пикирование ΔM_{z2} . Суммарное их влияние зависит от соотношения величин этих дополнительных моментов.

Следует заметить ряд особенностей в изменении аэродинамических характеристик самолета при наличии внешних подвесок. Во-первых,

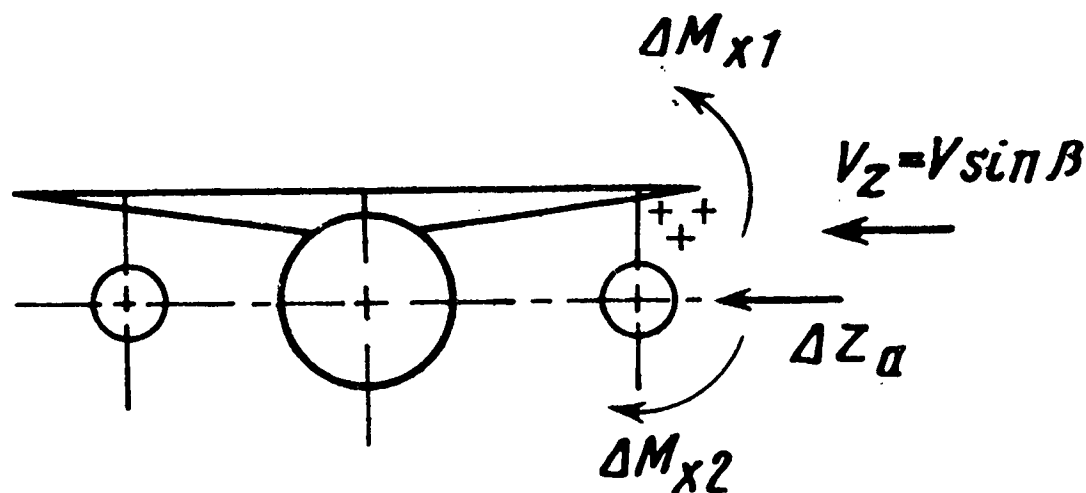


Рис. 6.17. Схема действия боковой силы и моментов крена на самолет с внешними подвесками при наличии скольжения

самолеты с внешними подвесками имеют дополнительные ограничения по числу M полета, так как жесткость конструкции в этом случае заметно снижается. Во-вторых, внешние подвески оказывают влияние на характеристики устойчивости и управляемости самолета. Появляется дополнительный момент M_{z0} . Изменяется величина m_y^β , характеризующая путевую статическую устойчивость, обычно в сторону уменьшения по абсолютному значению на 10...50 % (рис. 6.16, б). Дело в том, что боковая сила на головной части подвески приложена впереди центра масс самолета и создает дестабилизирующий момент рысканья. Влияние внешних подвесок на величину m_x^β неоднозначное. С одной стороны, наблюдается эффект интерференции, как у высокоплана, и действует момент ΔM_{x1} , направленный на увеличение устойчивости по крену. С другой – возникающая боковая сила ΔZ , обычно действующая ниже центра масс самолета, дает момент ΔM_{x2} , уменьшающий поперечную его устойчивость. Результат зависит от компоновки самолета с внешними подвесками, от соотношения величин ΔM_{x1} , ΔM_{x2} (рис. 6.17).

В-третьих, внешние подвески вызывают значительный рост коэффициента k , характеризующего динамическую боковую устойчивость самолета. Все это усугубляется ростом k при увеличении угла стреловидности крыла у самолетов с крылом изменяемой стреловидности, что в сумме может составить увеличение k в четыре-пять раз.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов / Е.С. Галашев, Н.М. Лысенко, С.А. Микоян и др.; Под ред. Н.М. Лысенко. М.: Воениздат, 1984. 544 с.
2. Аэродинамика и динамика полета неманевренных самолетов / А.Я. Горбов и др.; Под ред. В.Г. Браги. М.: Воениздат, 1983. 399 с.
3. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 352 с.
4. Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Динамика вертолета: Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
5. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов: Аэродинамика. М.: Транспорт, 1984. 256 с.
6. Изаксон А.М. Советское вертолетостроение. М.: Машиностроение, 1981. 295 с.
7. Исследование сверхзвуковой аэродинамики самолетов на ЭВМ / С.М. Белоцерковский, Н.А. Кудрявцева, С.А. Попыталов, В.Г. Табачников. М.: Наука, 1983. 336 с.
8. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел / С.М. Белоцерковский, В.Н. Котовский, М.И. Ништ, Р.М. Федоров, М.: Наука, 1988. 232 с.
9. Моделирование отрывных течений на ЭВМ / О.М. Белоцерковский, С.М. Белоцерковский, Ю.М. Давыдов, М.И. Ништ. М.: Наука, 1984. 122 с.
10. Павленко В.Ф. Силовые установки с поворотом вектора тяги в полете. М.: Машиностроение, 1987. 200 с.
11. Проблемы создания и применения математических моделей в авиации // Вопросы кибернетики. М.: Наука, 1983. 167 с.
12. Тараненко В.Т. Динамика самолета с вертикальным взлетом и посадкой. М.: Машиностроение, 1978. 248 с.
13. Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты. М.: Мир, 1983. 432 с.
14. Чжен П. Управление отрывом потока / Пер. с англ. М.: Мир, 1979. 552 с.
15. Численный эксперимент в прикладной аэрогидродинамике: [Статьи] // Вопросы кибернетики. М.: Наука, 1986. 184 с.
16. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета / А.К. Мартынов, П.М. Новоселов, А.В. Степанов и др.; Под ред. А.К. Мартынова. М.: Машиностроение, 1980. 240 с.

О Г Л А В Л Е Н И Е

Предисловие	3
Введение	4
Глава 1. Общие сведения об аэродинамике летательных аппаратов	8
1.1. Обтекание тел газом	8
1.2. Системы координат. Кинематические параметры	11
1.3. Аэродинамические силы и моменты. Аэродинамические коэффициенты	13
1.4. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики летательных аппаратов	15
1.5. Требования к аэродинамической компоновке и аэродинамическим характеристикам	21
Глава 2. Исследование аэродинамических характеристик летательных аппаратов	23
2.1. Математические модели аэродинамики летательных аппаратов	23
2.2. Расчет линейных аэродинамических характеристик на дозвуковых скоростях	26
2.3. Расчет линейных аэродинамических характеристик на сверхзвуковых скоростях	29
2.4. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик самолетов	32
2.5. Экспериментальные аэродинамические исследования	36
2.6. Методы аэрофизических исследований	39
2.7. Исследование аэродинамических характеристик летательных аппаратов с повреждениями	41
2.8. Расчет аэродинамических характеристик вертолета	43
2.9. Расчет аэродинамических характеристик рулей	48
Глава 3. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов	57
3.1. Влияние формы крыла и фюзеляжа на подъемную силу самолета	57
3.2. Влияние формы профиля крыла на лобовое сопротивление самолета	61
3.3. Влияние формы крыла и фюзеляжа на сопротивление самолета	64
3.4. Обеспечение высокого аэродинамического качества самолетов средствами аэродинамической компоновки	69

3.5. Аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости при продольном движении	73
3.6. Особенности аэродинамической компоновки самолетов, связанные с обеспечением необходимых характеристик продольной устойчивости и управляемости	79
3.7. Аэродинамические характеристики устойчивости и управляемости современных самолетов при боковом движении .	84
3.8. Особенности аэродинамической компоновки самолетов, связанные с обеспечением необходимых характеристик боковой устойчивости и управляемости	92
3.9. Особенности обеспечения маневренных характеристик современных самолетов	96
3.10. Особенности аэродинамической компоновки, связанные с обеспечением заданных характеристик самолета на взлете и посадке	99
3.11. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолетов	103
3.12. Особенности аэродинамических характеристик самолетов с крыльями сложной формы в плане	106
3.13. Использование механизации крыла в полете	112
3.14. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов вертикального взлета и посадки	117
3.15. Улучшение аэродинамических характеристик самолетов энергетическими методами	119
3.16. Некоторые особенности аэродинамики новых органов управления самолетом	127
3.17. Улучшение аэродинамических характеристик самолетов при использовании активных систем управления	132
3.18. Особенности аэродинамических характеристик самолетов с адаптивным крылом	137
3.19. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов с непосредственным управлением подъемной и боковой силами	140
3.20. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов с пониженным запасом продольной статической устойчивости	145
3.21. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик самолетов схем "утка" и "бесхвостка"	148

- 3.22. Особенности аэродинамической компоновки и характеристик самолетов с крылом обратной стреловидности и антисимметричным крылом 151
- 3.23. Особенности аэродинамической компоновки и аэродинамических характеристик летательных аппаратов со сверхзвуковой крейсерской и гиперзвуковой скоростями 155

Глава 4. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики вертолетов 159

- 4.1. Аэродинамическая компоновка и аэродинамические схемы современных вертолетов 159
- 4.2. Основные аэродинамические характеристики вертолетов и их частей 162
- 4.3. Некоторые особенности аэродинамики винтов вертолетов с жестким и шарнирным креплением лопастей 166
- 4.4. Некоторые особенности аэродинамики соосных винтов вертолетов 172
- 4.5. Особенности создания управляющих моментов на одновинтовых и многовинтовых вертолетах 175
- 4.6. Некоторые особенности аэродинамики переходных и неустановившихся режимов работы винта 177
- 4.7. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов, связанные с увеличением скорости полета 180
- 4.8. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов, связанные с обеспечением характеристик устойчивости, управляемости и маневренности 185
- 4.9. Особенности аэродинамической компоновки комбинированных и преобразуемых вертолетов 187

Глава 5. Особенности аэродинамических характеристик летательных аппаратов на предельных и критических режимах и в особых случаях полета 189

- 5.1. Предельные и критические режимы и особые случаи полета 189
- 5.2. Особенности аэродинамических характеристик самолетов на больших углах атаки 190
- 5.3. Аэродинамическая сущность подхвата самолета по углу атаки 192
- 5.4. Аэродинамическая сущность сваливания и штопора самолета 195
- 5.5. Особенности аэродинамических характеристик устойчи-

ности и управляемости самолетов на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях полета	197
5.6. Критические явления в устойчивости и управляемости самолетов на трансзвуковых и больших сверхзвуковых скоростях полетов	199
5.7. Аэродинамическая тряска самолетов	203
5.8. Аэроупругость современных самолетов	206
5.9. Влияние турбулентной атмосферы и потока за ударной волной на аэродинамические характеристики летательных аппаратов	211
5.10. Предельные режимы полета самолетов по условиям проч- ности и по кинетическому нагреву	214
5.11. Изменение аэродинамических характеристик самолета при попадании в спутный след другого самолета	217
5.12. Аэродинамические характеристики самолета при отказе силовой установки	221
5.13. Влияние ограничивающих поверхностей на аэродинамичес- кие характеристики вертолетов	224
5.14. Особенности аэродинамики вертолетов на режиме вихре- вого кольца, при самовращении несущего винта и само- произвольном вращении вертолета	228
5.15. Подхват и сваливание вертолетов	234
<i>Глава 6. Влияние изменения формы летательных аппаратов на их аэродинамические характеристики</i>	<i>236</i>
6.1. Изменения формы летательных аппаратов в процессе экс- плуатации и при повреждениях	236
6.2. Изменение стреловидности крыла в полете	237
6.3. Влияние упругих деформаций	238
6.4. Обледенение частей летательного аппарата	242
6.5. Влияние изменения формы несущих поверхностей лета- тельного аппарата на характеристики обтекания, несущ- щие свойства и лобовое сопротивление	244
6.6. Аэродинамические характеристики летательного аппарата при частичных разрушениях несущих и рулевых поверх- ностей	246
6.7. Влияние внешних подвесок на аэродинамические характе- ристики	248
Список литературы	251

Производственное издание

**Бушуев Валерий Ильич, Ганиев Фангали Исламгалиевич,
Локтер Борис Ефимович и др.**

**АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА
И ХАРАКТЕРИСТИКИ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Редактор *Г.Д. Журавлева*

Художественный редактор *В.В. Лебедев*

Переплет художника *Е.В. Бекетова*

Технический редактор *А.В. Боголюбова*

Корректор *К. М. Корепанова*

ИБ № 6393

Сдано в набор 24.10.89.

Подписано в печать 29.08.91.

Формат 60×88 1/16.

Бумага офсетная № 2.

Печать офсетная.

Усл.печ.л. 15,68.

Усл.кр.-отт. 15,68.

Уч.-изд.л. 15,60.

Тираж 1500 экз.

Заказ № 1499

Цена 3 р. 60 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",
107076, Москва, Стромьинский пер., 4

Отпечатано в московской типографии № 8

Государственного комитета СССР по печати,

101898, Москва, Хохловский пер., 7

с оригинала-макета, изготовленного в издательстве "Машиностроение"
на персональных ЭВМ по программе "Астра-Н", разработанной НИИЦЭВТ
