САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

В.А. Комаров

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

САМАРА 2002

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

В.А. Комаров

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

САМАРА 2002

УДК 629.7.002.2; 629.7.001.2

Комаров В.А. **Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов:** Учеб. пособие. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2002. 96с.

ISBN 5-7883-0200-5

Систематизированно излагаются основные вопросы конструкций и проектирования крыльев самолетов и оперения. Последовательно рассмотрены: эволюция конструкций, нагрузки, выбор материалов, обеспечение ресурса, принципы и организация проектирования. Особое внимание обращено на разъяснение силовой работы авиационных конструкций, новых методов оптимизации силовых схем и теоретических основ весового анализа.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальностям: 130100 – самолето- и вертолетостроение; 130300 – техническая эксплуатация самолетов и вертолетов, 010500 – механика. Подготовлено на кафедре КиПЛА.

Табл. 4. Ил. 58. Библиогр.: 51 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева

Рецензенты: зав. кафедрой конструкции и проектирования самолетов МГТУ (МАИ)
д-р техн. наук, проф. *В.В. Мальчевский*;
директор Самарского филиала ОАО "ТУПОЛЕВ" *В.Н. Климов*

ISBN 5-7883-0200-5

© В.А. Камаров, 2002
© Самарский государственный
аэрокосмический университет

Оглавление

Предисловие 8

1. Введение 10
2. Нагрузки 13
3. Эволюция конструкции крыльев 19
4. Силовая работа крыла 23
5. Материалы 27
6. Элементы конструкции 31
   - 6.1. Обшивка 31
   - 6.2. Лонжероны 33
   - 6.3. Нервюры 34
   - 6.4. Стрингеры 36
   - 6.5. Подкрепленные панели 37
7. Проектирование конструкций 39
   - 7.1. Выбор силовой схемы 39
   - 7.2. Ориентация ребер панелей 43
   - 7.3. Проектирование конструкций несущих поверхностей 45
     - 7.3.1. Неподвижная часть крыла с изменяемой стреловидностью 48
     - 7.3.2. Крыло малого удлинения 52
     - 7.3.3. Стреловидное крыло 54
     - 7.3.4. Верхняя часть киля в Т-образном оперении 56
   - 7.4. Развитие алгоритма 56
   - 7.5. Оптимизация распределения материала 57
8. Особенности проектирования оперения 60
9. Стыки с фюзеляжем 63
10. Обеспечение ресурса 67
11. Весовой анализ 71
    - 11.1. Весовые формулы 71
    - 11.2. Силовой фактор 73
    - 11.3. Геометрически подобные преобразования конструкций 77
    - 11.4. Закон "квадратов и кубов" 82
    - 11.5.Влияние удельной нагрузки на массу конструкций крыльев 83
    - 11.6. Конструкции с нагрузками от собственной массы 85
    - 11.7. Весовой контроль 87

12. Автоматизация проектирования 89
12.1. Технология автоматизированного проектирования 89
12.2. Последовательная оптимизация 90
12.3. Использование высокоточных моделей 92
Список литературы 94

Условные обозначения

C_y - коэффициент аэродинамической подъемной силы;

C_G - коэффициентом силового фактора;

$\overline{c}$ - относительная толщина крыла;

E - модуль упругости;

F - площадь поперечного сечения;

f - коэффициент безопасности;

G - силовой фактор;

g - ускорение свободного падения;

H - строительная высота;

R - эквивалентные потоки усилий;

J - момент инерции;

K_{IC} - коэффициент интенсивности напряжений;

k_r - коэффициент геометрического подобия;

k_v - коэффициент изменения объема материала;

l - размах крыла; длина;

M - изгибающий момент;

m_0 - взлетная масса самолета;

$\overline{m}$ - относительная масса;

N - усилие;

n - перегрузка;

P_j - узловая сила;

$P_р$ - расчетная нагрузка;

$P_э$ - эксплуатационная нагрузка;

p_0 - удельная нагрузка;

Q - обобщенная сила;

Q_z, Q_x - перерезывающие силы;

q - удельная масса; скоростной напор;

S - площадь элемента;

T - поток касательных усилий;

V - объем материала конструкции;

$V_т$ - теоретически необходимый объем;

U - потенциальная энергия деформации;

u - скорость;

W - момент сопротивления;

Y - подъемная сила.

$\sigma_{вр}$ - разрушающее напряжение;

$\sigma_{т}$ - предел текучести;

$\overline{\sigma}$ - удельная прочность материала;

$\sigma^{экв}$ - эквивалентное напряжение;

$[\sigma]$ - допускаемое напряжение;

ρ - плотность;

τ - касательное напряжение;

χ - стреловидность крыла;

φ - коэффициент полной массы;

Ω - удвоенная площадь замкнутого контура.

Сокращения

БКЭ - библиотека конечных элементов;

ГКС - главные касательные силы;

КЭМ - конечно-элементная модель;

МКЭ - метод конечных элементов;

НЧК - неподвижная часть крыла;

ПГУ - потоки главных усилий.

Индексы

к - конструкция;

кр - крыло;

обш - обшивка;

оп - оперение;

сам - самолет;

стр - стрингер;

т - теоретический.

Предисловие

Несущие поверхности – крылья и оперение – наиболее характерные авиационные конструкции как по внешним формам, так и по внутреннему устройству. При их разработке используются достижения практически всех авиационных дисциплин: аэродинамики, строительной механики, аэроупругости, материаловедения, производственных технологий, методов математического моделирования, методов оптимизации и многих других.

При всей своей сложности, крылья очень хороший объект для подготовки конструкторов. Крылья всегда были и остаются предметом пристального внимания ученых различных специальностей. В них, пожалуй, наиболее ярко проявляется диалектическое противоречие между прочностью, жесткостью и массой как причина их постоянного совершенствования. Самые разнообразные конструкции крыльев, созданные на первых порах интуитивно, прошли довольно быстро большой путь развития, и лучшие образцы сегодня восхищают своим техническим совершенством и математически строгой красотой. Это не литературный штамп. Именно рационально структурированные конструкции крыльев с четким разделением функций отдельных элементов – каркаса, клеток обшивки, стенок лонжеронов и нервюр – породили в 60-е годы прошлого века метод конечных элементов (МКЭ), который стал вскоре универсальным компьютерным методом для анализа напряженно-деформированного состояния произвольных пространственных конструкций любой сложности и решения многих других задач.

При разработке конструкций крыльев выкристаллизовались два основных принципа проектирования: передача сил в конструкции возможно меньшими внутренними усилиями по кратчайшим путям и обеспечение эффективной работы одних и тех же элементов в различных случаях нагружения. Осмысление этих принципов и разработка соответствующих алгоритмов выполнены в КуАИ-СГАУ и заложили основу школы силового конструирования, которая общепризнанно считается школой проф. Комарова А.А.

Предлагаемое читателю учебное пособие содержит материал различной сложности и "продвинутости". (Есть хорошее английское слово – advanced – продвинутый, передовой).

Во-первых, оно знакомит начинающего читателя с основами устройства крыльев, и при этом особое внимание обращено на выяснение путей передачи сил в конструкции и роли отдельных элементов. Значительное внимание уделено также проблеме выбора материалов.

Во-вторых, в нем обращено внимание на ряд эффектов, которые недостаточно отражены в литературе по авиационным конструкциям, но с которыми часто приходится иметь дело при доводках в реальном проектировании. Это эффект "широкополого двутавра", эффект мультипликации напряжений при присоединении тонкостенных элементов к балкам с большим моментом инерции, проблемы стыковки крыльев и оперения с фюзеляжем и ряд других. Эти проблемы можно рассматривать как конструкторские задачи, и вдумчивый читатель может провести свое исследование, изучить эти явления, используя математическое моделирование, например МКЭ, в курсовом и дипломном проектировании.

И, наконец, в-третьих, в пособии излагаются новые подходы к организации проектирования на основе высокоточного математического моделирования, новые методы проектирования силовых схем, новая теория и методы весового анализа и весового проектирования авиационных конструкций. Эти подходы и методы еще только начинают входить в проектную практику, они нуждаются в широкой апробации, развитии и совершенствовании.

Пособие касается очень широкого круга вопросов. Поэтому оно завершается довольно внушительным списком литературы, который никак не должен пугать читателя. В некоторые учебники нужно будет заглянуть обязательно. В другие книги – по мере необходимости во время учебы и будущей работы.

Главная цель пособия познакомить читателя с ключевыми, фундаментальными проблемами конструкций и проектирования несущих поверхностей.

Автор искренне надеется, что и пособие, и его читатели внесут свою лепту в развитие науки о проектировании авиационных конструкций.

1. ВВЕДЕНИЕ

К несущим поверхностям самолетов относят крылья и оперение. Как правило, это конструкции, в которых два размера явно преобладают над третьим. Основное назначение несущих поверхностей – создание полезных аэродинамических сил: подъемной силы на крыле, стабилизирующих и уравновешивающих сил на оперении.

Задача проектирования несущих поверхностей состоит в обеспечении необходимых аэродинамических сил на всех режимах полета, взлета и посадки самолета с минимизацией вредного аэродинамического сопротивления и массы конструкции.

Помимо основной функции несущие поверхности самолета выполняют множество других: на них могут размещаться двигатели, крыло может воспринимать нагрузки от основных стоек шасси подвесных грузов, служить для размещения топливных баков и др.

К конструкции крыльев и оперения предъявляются разнообразные противоречивые требования: заданного ресурса, технологичности, безопасной повреждаемости, ремонтопригодности, герметичности и др.

Одновременно учесть все критерии качества и ограничения при проектировании авиационных конструкций практически невозможно. Поэтому проектирование несущих поверхностей представляет собой решение последовательности сложных оптимизационных задач.

Конструкции крыльев и оперения являются наиболее нагруженными и наиболее характерными агрегатами планера самолета. Их главная особенность состоит в необходимости передачи больших поперечных сил на большие рас-

стояния в условиях малых строительных высот. Они постоянно служат объ-

[illegible]

совершенствуются и порождают новые технические решения и методы проектирования.

Первоначально проектирование авиационных конструкций базировалось, в основном, на интуиции и носило эвристический характер. В период от зарождения авиации и примерно до начала 30-х годов господствующим был метод "*проб и ошибок*". Справедливости ради нужно отметить, что в этот период были созданы весьма совершенные в весовом отношении ферменные и балочно-ферменные конструкции и предложены многие удачные технические решения, которые надолго вошли в практику самолетостроения как типовые [1]. Главной заслугой этого периода было создание большого числа самолетов с разнообразными схемами, размерами и конструкциями, что позволило накопить огромный статистический материал и разработать "*метод проектирования по прототипам*" [2]. Методы проектирования постоянно развиваются [4, 5, 6]. Сложившийся за многие годы порядок проектирования авиационных конструкций, который можно назвать "традиционным" показан на рис.1.1.

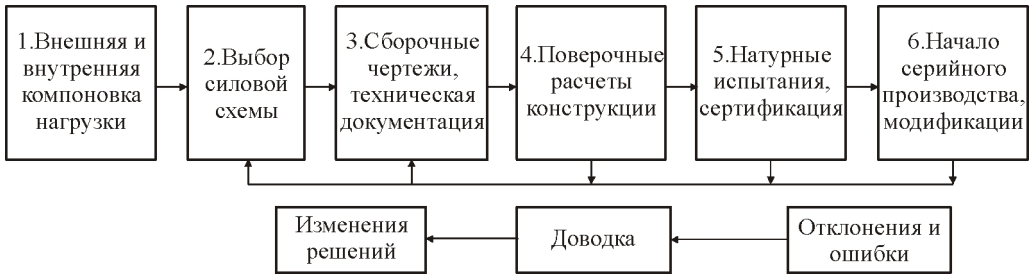


Рис. 1.1. Традиционный порядок проектирования авиационных конструкций:
а – этапы разработки; б – содержание работ; в – организация работы

Целый ряд обстоятельств, который обсуждается в разделе 7, приводит сейчас к появлению новой проектной парадигмы [3], суть которой состоит в использовании технологии "concurrent design" - "*точного попадания*", основанной на высокоточном математическом моделировании.

Эта технология берет свое начало из задач проектирования несущих поверхностей [9] и наиболее актуальна для них, так как проектирование есть процесс создания нового [7] и именно несущие поверхности отличаются ог-

ромным разнообразием и во многих случаях определяют концепцию летательного аппарата [8].

Для создания эффективных современных конструкций несущих поверхностей необходимо полное понимание путей передачи сил внутри них и функций отдельных элементов, а также использование научных методов анализа напряженно-деформированного состояния пространственных конструкций и их оптимизации.

2. НАГРУЗКИ

В процессе эксплуатации самолета на земле и в воздухе на него действуют разнообразные нагрузки как по величине, так и по характеру приложения.

Нагрузки имеют вероятностный характер, поскольку на них оказывают существенное влияние такие факторы, как рельеф взлетно-посадочной полосы, состояние атмосферы и действия пилота. В результате обработки статистических данных летных испытаний, анализа летных происшествий и математического моделирования возможных ситуаций, в которые может попасть самолет, определяются характерные варианты нагружения, которые принято называть "*расчетными случаями*". Расчетные случаи описываются в специальных регламентирующих национальных и международных документах: НЛГС (Нормы летной годности гражданских самолетов СССР [13]), FAR (США) и др. Удовлетворение требованиям норм при проектировании авиационных конструкций является обязательным и проверяется при сертификации самолета. Требования норм направлены на обеспечение безопасной эксплуатации самолетов и находятся в процессе международной унификации.

Расчетный случай определяется перегрузкой n и законами распределения поверхностных сил.

Перегрузка – это отношение равнодействующих поверхностных и объемных сил (за исключением инерционных и гравитационных) к произведению массы на ускорение свободного падения.

Максимально возможная из перегрузок при совершении определенного маневра, при наезде на неровность при движении по земле или при встрече с воздушным порывом называется эксплуатационной и обозначается $n^э$.

Примерные значения максимальных эксплуатационных перегрузок имеют следующие величины для различных самолетов:

7…9 - легкие маневренные;

4…5 - легкие тренировочные;

3…4 - средние пассажирские;

2…3 - тяжелые пассажирские.

Замечание: цифровая и графическая информация в данном разделе приводится только для знакомства с проблемой. При выполнении проектных работ необходимо использование специальных регламентирующих документов.

Случаи нагружения, задаваемые для каждой части самолета нормами прочности, как правило, соответствуют предельным режимам полета или посадки и обозначаются заглавными буквами латинского алфавита и делятся на *полетные и посадочные.* В расчетных полетных случаях задаются две из трех величин n, q и C_y, а третья определяется из формулы $n = C_y \frac{qS}{mg}$, устанавливающей связь этих величин между собой. Основными полетными случаями нагружения являются случаи A, A', B, C, D, D' (рис. 2.1); основными посадочными случаями нагружения — E, E', G, R и др. В каждом полетном случае задается *нагружение крыла* и в соответствии с этим выявляется нагружение других частей самолета: оперения, фюзеляжа, двигательной установки. В посадочных случаях задаются *нагрузки на шасси,* и в соответствии с ними выявляется нагружение других частей самолета: фюзеляжа, двигательной установки и крыла (в основном для конструкций, у которых стойки шасси крепятся к крылу).

Кроме того, задаются *особые* расчетные случаи для оперения, фюзеляжа и двигательной установки. Рассмотрим *основные полетные случаи нагружения крыла.*

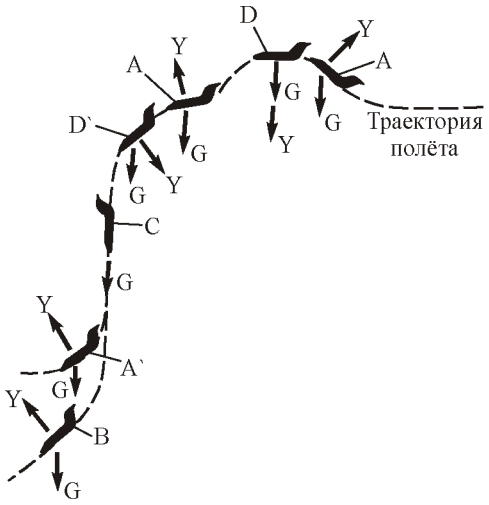


Рис. 2.1. Полетные случаи нагружения самолета

Случай A — криволинейный полет на угле атаки, соответствующем $C_{y_{\max}}$; перегрузке $n_A = n^э{}_{\max}$. Скоростной напор в этом случае невелик. Случай A соответствует таким режимам полета, как выход из пикирования, вход в горку, действие восходящего потока воздуха (для тяжелых самолетов). Этот случай из-за больших значений $n_A^э$ может определить (после сравнения с другими случаями нагружения) прочность крыла, оперения, фюзеляжа, узлов крепления двигателя, агрегатов и грузов.

. *Случай A′* — криволинейный полет, при котором $n^э{}_{A'} = n^э{}_{\max}$, $q^э{}_{A'} = q_{\max\max}$, где $q_{\max\max}$ - предельно достижимый самолетом скоростной напор. Угол атаки крыла и $C_{y_{кр}}$ при этом невелики.

Этот случай соответствует началу выхода из пикирования или воздействию горизонтального порыва на отвесно пикирующий самолет. Он может быть расчетным для тех же частей самолета, что и случай A. Случай A' отличается от случая A другим распределением нагрузки из-за меньших углов атаки и больших чисел M полета.

Случай B — криволинейный полет $q = q_{\max\max}$ и $n^э{}_B = 0{,}5n^э{}_{\max}$. Коэффициент C_y здесь в два раза меньше, чем в случае A'. Принимается, что элероны отклонены. Их угол отклонений задается нормами прочности. Случай B возможен на тех же маневрах, что и случай A', и может быть расчетным для тех же частей самолета, что и случаи A и A'.

Случай C — полет, при котором $q = q_{\max\max}$ и $C_{y_{сам}} = 0$ (подъемная сила самолета равна нулю). Полет рассматривается с отклоненными элеронами. Этот случай возможен при отвесном пикировании, а также при пологом пикировании, когда на самолет действует нисходящий поток воздуха со скоростью u, при которой $C_{y_{сам}}$, становится равным нулю. Случай C может быть расчетным для крыла, фюзеляжа и оперения.

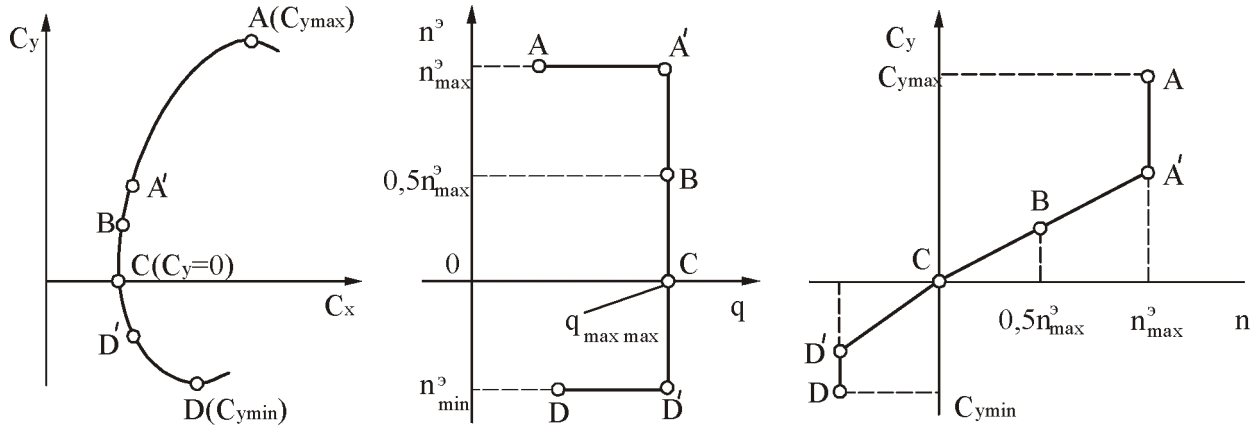


Рис. 2.2. Нормирование нагрузок на крыло

Случай D — криволинейный полет на угле атаки, соответствующем наибольшему отрицательному значению C_y с перегрузкой $n^э_D = n^э_{\min}$. Случай D характерен для таких режимов полета, как вход в пикирование или горизонтальный полет при воздействии на самолет нисходящего порыва. Он по сравнению со случаем A характерен обратным направлением действующих сил.

Случай D′ — криволинейный полет при малом отрицательном угле атаки, при $q = q_{\max\max}$ и $n^э_{D'} = n^э_{\min}$. Случай D' возможен при обратном выходе из пикирования или при действии горизонтального порыва при отвесном пикировании. Этот случай по направлению действующих сил аналогичен случаю D, а по распределению — случаю A'.

Эти случаи нагружения дают возможность рассмотреть весь диапазон предельных режимов полета самолета.

На рис. 2.2 дана зависимость $n^э = f(q)$ и поляра самолета, на которой отмечены все полетные случаи нагружения.

Распределение воздушной нагрузки по крылу задается нормами: по размаху – циркуляцией и по хорде – распределением давления, которые могут уточняться по экспериментальным данным.

Авиационные конструкции проектируются таким образом, чтобы в процессе эксплуатации в них не возникали остаточные деформации, но в то же время они должны иметь возможно меньшую массу. Для достижения этих це-

лей в рассмотрение вводится *расчетная нагрузка* $P_р$ путем умножения эксплуатационной нагрузки $P_э$ на *коэффициент безопасности f*

$$P_р = fP_э . \qquad (2.1)$$

На эту нагрузку производится расчет конструкции и обеспечивается выполнение условий прочности

$$\sigma_i \le \sigma_{i\,разр}, \qquad (2.2)$$

где $\sigma_{i\,разр}$,- разрушающее напряжение *i*-го элемента конструкции.

Коэффициент безопасности зависит от многих факторов: стабильности свойств материала, достаточности значения внешних нагрузок, сложности узла, уровня производственных допусков и т.п. Исторически коэффициент безопасности в авиастроении, в отличие от общего машиностроения, где он имеет величину 3…5, первоначально назначался f=1,5 исходя из примерного отношения $\sigma_{вр}$ (временного сопротивления) к $\sigma_т$ (пределу текучести). В настоящее время для кратковременных, редко встречающихся нагрузок берется f=1,5; для часто повторяющихся и действующих длительное время нагрузок – f=2.

Для крыла могут оказаться расчетными, т.е. определяющими сечения некоторых его силовых элементов, нагрузки от других агрегатов, которые крепятся на крыле: нагрузки от выпущенных закрылков, нагрузки от шасси. Причем актуальность взлетно-посадочных случаев нагружения возрастает с ростом взлетной массы самолета и его абсолютных размеров.

Для самолетов с необычной формой крыла или всей аэродинамической схемой просматриваются путем математического моделирования и физического эксперимента все возможные потенциально опасные случаи нагружения. Например, для схемы "бесхвостка" с крылом оживальной формы, характерной для сверхзвуковых пассажирских самолетов, таким случаем нагружения является резкое отклонение элевонов вниз, которое вызывает большую нагрузку области задней кромки крыла, где строительные высоты малы.

В качестве другого примера может быть приведен экспериментальный самолет-амфибия вертикального взлета и посадки [15], рис. 2.3. Он имеет со-

ставное крыло и необычное двухбалочное оперение. Как потенциально опасные для него рассматривались более 15 расчетных случаев нагружения, и почти все они оказались определяющими для тех или иных элементов конструкции крыла.

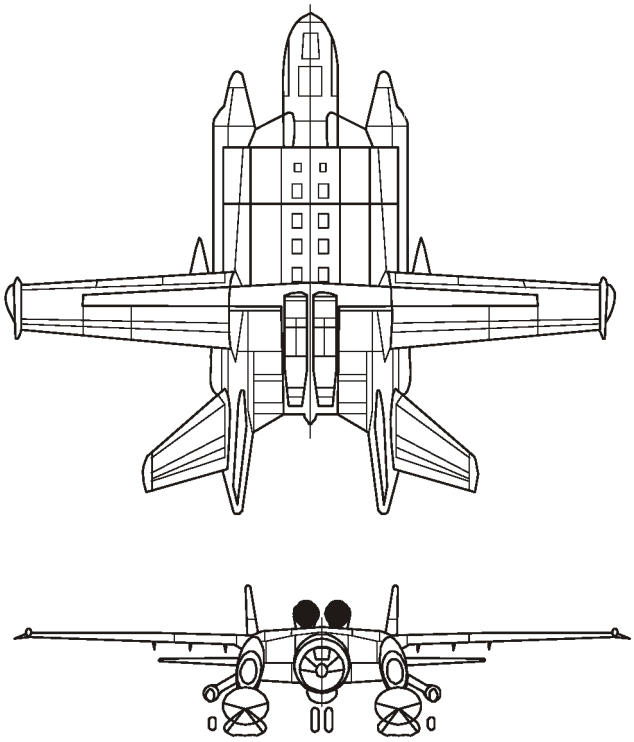


Рис. 2.3. Самолет-амфибия вертикального взлета и посадки

Для тяжелых самолетов случай *А* заслуживает рассмотрения с пустым крылом и с заполненным топливом в различных вариантах и т.п.

Нормами прочности регламентируются также требования по обеспечению безопасности самолета в отношении явлений статической и динамической аэроупругости: дивергенции крыла, реверса рулей, флаттера. Для удовлетворения этим требованиям определяются: необходимая крутильная жесткость крыла и ее соотношение с изгибной жесткостью крыла, взаимное расположение оси жесткости конструкции и линии центров масс сечений крыла и ряд других параметров.

3. ЭВОЛЮЦИЯ КОНСТРУКЦИЙ КРЫЛЬЕВ

Внешняя форма крыла описывается рядом геометрических параметров: площадью $S_{кр}$, удлинением λ, сужением η, углом стреловидности χ, формой в плане, формой профиля и его относительной толщиной $\bar{c}$ и др. К числу важнейших *удельных* характеристик крыла относятся: *удельная нагрузка* на крыло $p_0 = \frac{m_0 g}{S_{кр}}$ и *удельная масса* – масса квадратного метра конструкции $q_{кр} = \frac{m_{кр}}{S_{кр}}$, где m_0 - взлетная масса самолета, $m_{кр}$ - масса крыла.

Эти параметры у первых самолетов невелики: $p_0 = 10...20\, даН/м^2$ и $q_{кр} = 6...10\, кг/м^2$.

Конструкция этих крыльев представляет набор стержневых элементов, расчалок и полотняной обшивки, рис. 3.1.

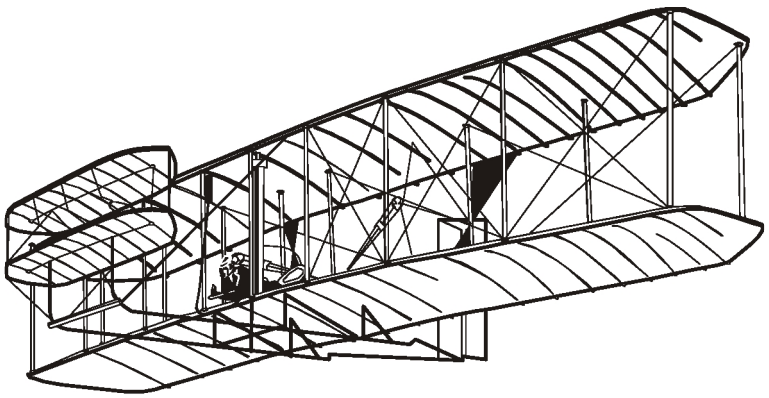


Рис. 3.1. Самолет братьев Райт, 1903г.

С точки зрения строительной механики обшивка *полипланових* крыльев работает только на растяжение как мембрана, стержневые элементы – в основном на растяжение-сжатие и на местный изгиб, расчалки – на растяжение, кры-

ло в целом – как пространственная ферма. Схема "биплан" успешно применяется на легких самолетах – сельскохозяйственных, учебных и тренировочных.

При скоростях свыше 150…200 км/час податливость полотняной обшивки и сопротивление стоек и расчалок становятся неприемлемыми, и более предпочтительна схема "*свободно несущий моноплан*".

Для схемы моноплан основным разрушающим фактором является изгибающий момент. Главный силовой элемент моноплана – балка (лонжерон), расположенный в зоне наибольшей относительной толщины профиля $\bar{c}_{max}$. Желание с помощью одного элемента конструкции обеспечить и прочность и крутильную жесткость приводит к использованию трубчатого поперечного сечения лонжерона, рис. 3.2а. Однако при работе на изгиб из плоскости крыла трубчатый профиль существенно уступает оптимальному для этих целей поперечному сечению, близкому к идеальному двутавру. В большинстве однолонжеронных крыльев используется именно такая конструкция, а крутильная жесткость обеспечивается замкнутым контуром: стенка лонжерона – зашитый носок, рис. 3.2б; либо стенка лонжерона – обшивка – задняя стенка, рис. 3.2в.

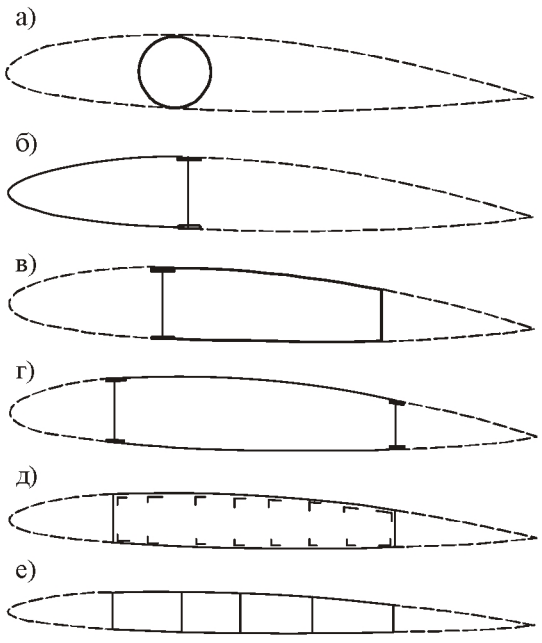


Рис. 3.2. Эволюция конструкций крыльев

При возрастании скоростей свыше 300…400 км/час растут требования к крутильной жесткости по соображениям аэроупругости. Крутильная жесткость крыла большого удлинения определяется площадью замкнутого контура и толщинами: обшивок и передней и задней стенок лонжеронов. При этом становится целесообразным использовать двухлонжеронную схему с размещением первого лонжерона примерно на 20% хорды профиля крыла и на 70% - заднего, рис. 3.2г.

При дальнейшем росте скоростей полета возникает необходимость использования меньших относительных толщин профилей, потребная толщина обшивки возрастает, и ее эффективное включение в работу крыла на изгиб

обеспечивается специально подбираемым стрингерным набором. Роль поясов лонжеронов в восприятии усилий от изгиба крыла с учетом того, что пояса не находятся в зоне с максимальными строительными высотами, становится менее значительной, и в них закладывается меньшая доля конструкционного материала.

При относительно большом расстоянии между первым и задним лонжеронами ($B/H > 4$, рис. 3.3) гипотеза плоских сечений (Герца-Беляева), в соответствии с которой нормальные напряжения в крыле считаются пропорциональными расстоянию от нейтральной оси

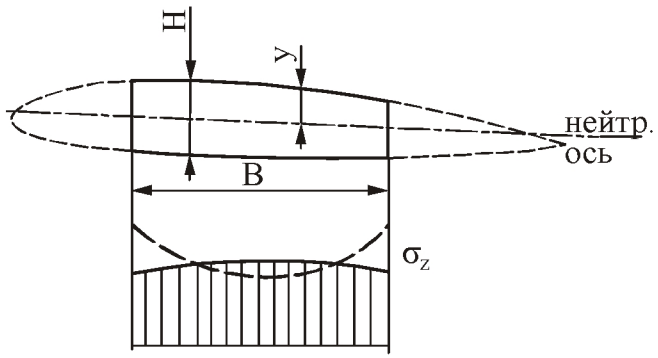


Рис. 3.3. Распределение нормальных напряжений в сечении крыла

$$\sigma_z = \frac{M_x}{J_x} y, \qquad (3.1)$$

оказывается не вполне справедливой и в действительности напряжения распределяются по профилю примерно, как показано штриховой линией. Этот эффект подробно рассмотрен в книге [10] и назван эффектом *широкопологого двутавра*. Иногда этот эффект объясняют и называют "*запаздыванием нормальных напряжений по сдвигу*". В действительности этот эффект имеет еще более сложную природу, связанную со сближением в вертикальном направлении волокон верхней и нижней панелей обшивки между лонжеронами, т.е. где отсутствует продольная стенка. В итоге строительная высота профиля крыла не используется в полной мере. Поэтому в крыльях с тонкими профилями используются многолонжеронные или многостеночные схемы, рис. 3.2.е. (Здесь и далее ось z считается направленной по размаху крыла, M – изгибающий момент, J – момент инерции сечения тонкостенной конструкции, y – расстояние от нейтральной оси).

Крылья современных самолетов имеют очень сложную конструкцию как по наличию множества подвижных частей, связанных с органами управления и

улучшения аэродинамических характеристик, так и по внутреннему устройству, связанному с вырезами и узлами приложения сосредоточенных сил от шасси, двигателей и грузов, рис. 3.4.

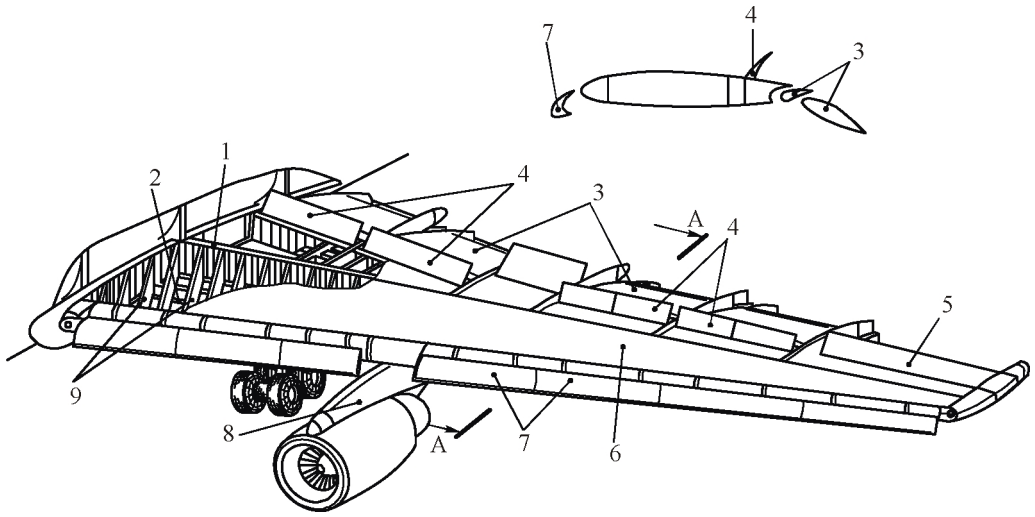


Рис. 3.4. Крыло современного пассажирского самолета:
1 – лонжерон, 2 – стрингер, 3 – закрылки, 4 – интерцепторы, 5 – элерон,
6 – обшивка, 7 – предкрылки, 8 – пилон крепления двигателя, 9-нервюры

4. СИЛОВАЯ РАБОТА КРЫЛА

На рис. 4.1. показана типичная конструкция двухлонжеронного крыла и его силовая схема (с упрощениями).

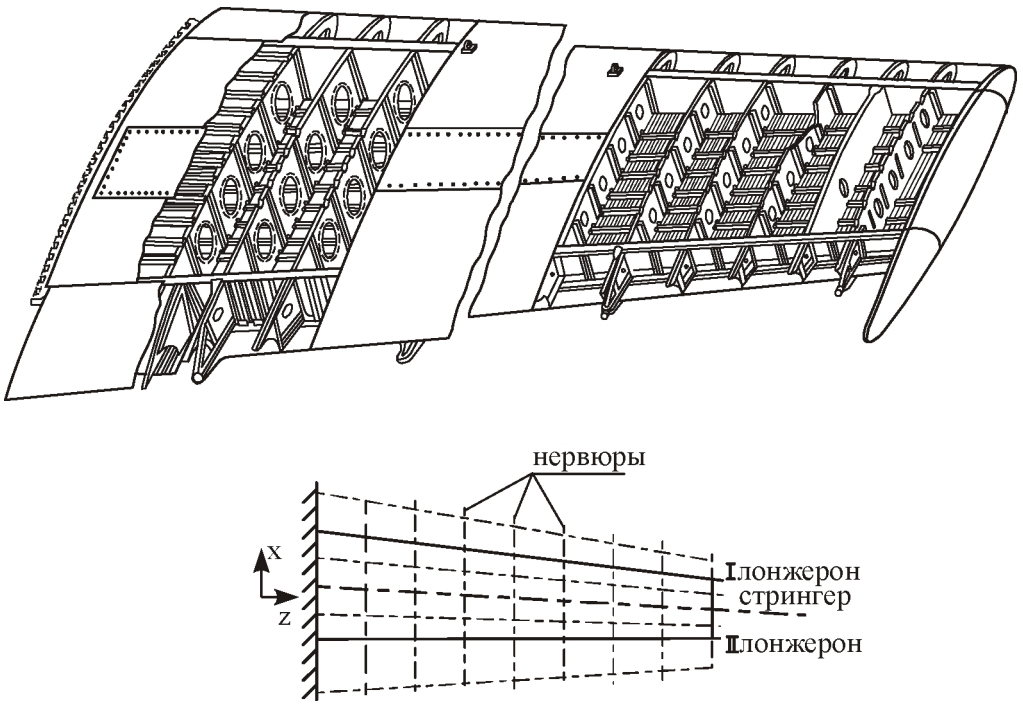


Рис. 4.1. Двухлонжеронное крыло

Воздушная нагрузка в виде сил разряжения и давления первоначально воспринимается обшивкой, рис. 4.2. При этом в клетке тонкой обшивки, заключенной между двумя парами соседних стрингеров и нервюр, возникают в основном мембранные усилия, а в достаточно толстой обшивке – перерезывающие и изгибные усилия.

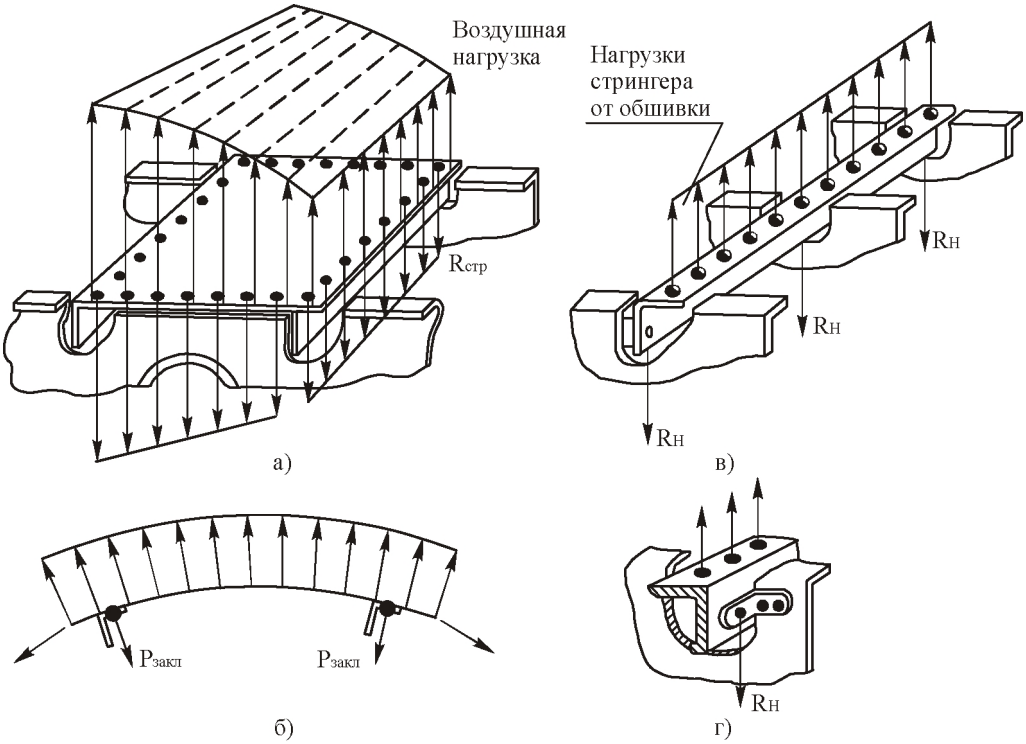


Рис. 4.2. Действие воздушной нагрузки на крыло

В местах соединения обшивки с каркасом через заклепки, винты, сварные или клеевые точки и швы воздушная нагрузка передается на каркас. Причем, так как обычно шаг стрингеров значительно меньше шага нервюр, можно считать, что стрингер на участке между двумя соседними нервюрами собирает воздушную нагрузку с двух прилегающих половин клеток обшивки.

Таким образом на стрингер действует распределенная нагрузка, рис. 4.2в. В правильно спроектированном крыле обеспечивается связь стрингеров с нервюрами, обычно с помощью специальных фитингов, рис. 4.2. В этом случае стрингер работает как многоопорная балка и в местах соединения с нервюрами передает собранную воздушную нагрузку на нервюры через реакции R_s.

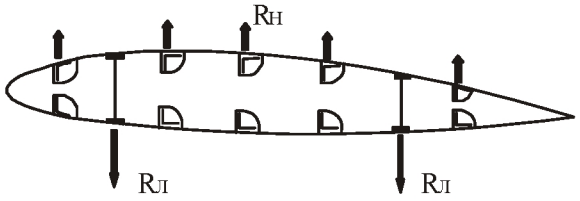


Рис. 4.3. Нагружение нервюры

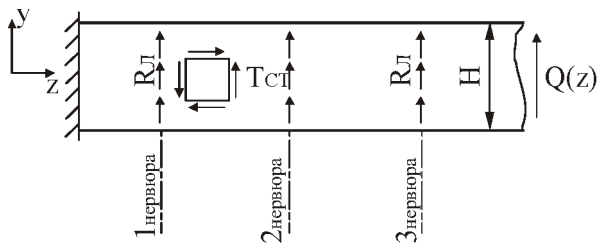


Рис. 4.4. Нагружение стенки лонжерона

Нервюры, в свою очередь, нагружаются реакциями R_s, опираются на стенки лонжеронов, рис. 4.3 и уравновешиваются реакциями R_N.

Реакции R_N нагружают стенки

лонжеронов, рис. 4.4, и таким образом стенки лонжеронов "собирают" аэродинамические силы, действующие на крыло, и передают их на узлы крепления (борт фюзеляжа). Стенка лонжерона при этом передает перерезывающую силу Q и работает на сдвиг.

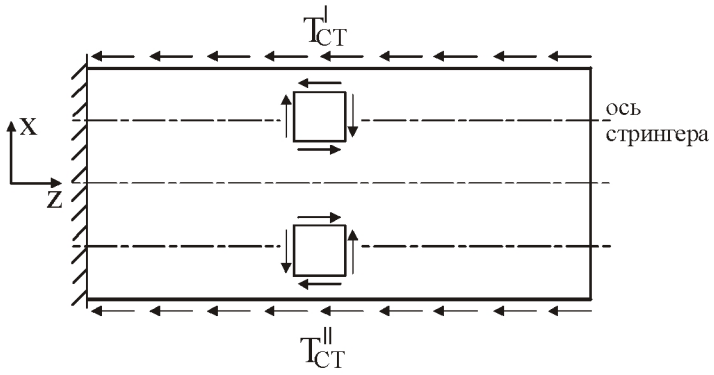


Рис. 4.5. Нагружение панели обшивки касательными силами

Потоки касательных сил $T_{ст}$ в стенках лонжеронов действуют, в свою очередь, на панель обшивки вместе с поясами лонжеронов, как показано на рис. 4.5.

Характерные "пилообразные" распределения потоков касательных сил в поперечном сечении крыла показаны на рис. 4.6: a – поперечная нагрузка приложена по оси жесткости; b – вне оси жесткости, т.е. с кручением крыла [11].

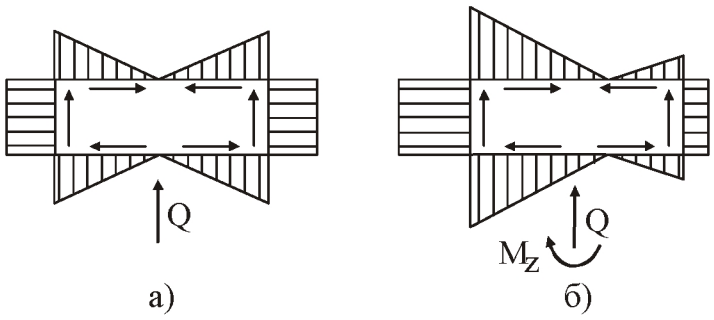


Рис. 4.6. Распределение касательных сил в поперечном сечении крыла

Максимальные потоки касательных усилий в обшивке возникают в стыке с лонжеронами, и если площади поперечных сечений поясов лонжеронов значительно меньше площади сечения панели обшивки, то эти потоки соизмеримы с усилиями в стенках лонжеронов и обычно оказываются значительно большими, чем вычисляемые только из условия работы замкнутого контура на кручение по известной формуле Бредта

$$T = \frac{M_{кр}}{\Omega}, \qquad (4.1)$$

где Ω - удвоенная площадь замкнутого контура.

Но именно пиковые значения потоков касательных сил в обшивке определяют подбор ее толщины и параметров заклепочных швов по условиям прочности. Здесь же нужно отметить, что величины и даже направления (знаки) по-

токов касательных сил в тонкостенных элементах конструкции крыла сильно зависят от закона изменения строительных высот (конусности).

Суммарное осевое усилие в панели обшивки на расстоянии z от заделки имеет величину

$$P_z = \int_l^z (T_{ст_I} + T_{ст_II}) dz . \qquad (4.2)$$

Другим способом эта величина может быть вычислена очень просто через изгибающий момент в крыле M_x в соответствующем сечении и среднюю строительную высоту H

$$P_z = \frac{M_x}{H} . \qquad (4.3)$$

Однако рассмотрение всей цепочки передачи аэродинамических сил в конструкции крыла дает комплексное представление о его силовой работе.

Заметим также, что если работу всех элементов конструкции крыла на поперечные нагрузки можно считать продуктивной как связанную со сбором распределенных поверхностных сил и передачей их на борт самолета, то осевые усилия в панелях обшивки и поясах лонжеронов носят как бы паразитный характер, так как нужны только для обеспечения равновесия стенок лонжеронов. При этом потребная масса материала стенок не зависит от строительной высоты крыла, а масса обшивки с поясами лонжеронов и стрингеров обратно пропорциональна строительной высоте.

Практически во всех крыльях масса панелей обшивки с поясами лонжеронов значительно больше массы стенок.

5. МАТЕРИАЛЫ

Авиационные конструкции предъявляют разнообразные и очень высокие требования к материалам. Материалы и конструкции в авиастроении находятся в тесной взаимосвязи.

С одной стороны, всякое улучшение характеристик и появление новых свойств тотчас же используется в самолетостроении, например, возможность управлять упругими свойствами элементов конструкций за счет схемы армирования в композиционных материалах.

С другой стороны, запросы авиастроения определяют направления поисков в создании новых материалов. Так, например, концепция проектирования безопасно повреждаемых конструкций требует создания сплавов с малой скоростью распространения трещин при повторных нагрузках. Для повышения эффективности сжатых панелей желательно повышение модуля упругости и уменьшение плотности.

Основные требования к конструкционным материалам:

- высокая статическая удельная прочность $\overline{\sigma} = \frac{\sigma_{вр}}{\rho}$ и жесткость $\overline{\mathrm{E}} = \frac{\mathrm{E}}{\rho}$;
- сопротивление усталости;
- медленное развитие трещин;
- коррозионная стойкость и совместимость с другими материалами;
- жаростойкость;
- обрабатываемость;
- приемлемая цена.

Механические характеристики некоторых высокопрочных конструкционных материалов даны в табл. 5.1. (по данным зарубежной справочной литературы).

Таблица 5.1

Механические характеристики материалов

Основной материал	Марка	Свойства			Плотность ρ (г/см^3)	Конструкционная эффективность	
		$\sigma_в$ (Мпа)	$\sigma_{0,2}$ (Мпа)	E (10^4 Мпа)		$\frac{\sigma_в}{\rho \cdot g}$,(км)	$\frac{E}{\rho \cdot g}$,(км)
Алюминий	2024-Т3	440	270	7,2	2,8	16	2600
	7075-Т6	540	490	7,1	2,8	19	2540
Титан	6AI-4V	1080	1050	11,0	4,4	24	2500
Сталь	4340	1240	1190	20,0	7,8	16	2560
	300М	1930	1700	20,0	7,8	25	2560
Никель	Inconel	1070	690	21,4	8,3	13	2580
Бериллий	SR200D	450	300	29,3	1,8	25	16300
Магний	AZ31B-H24	270	170	4,5	1,8	15	2500
Стекло	Glass/Epoxy*	550	410	3,4	1,8	30	1890
Кевлар	Kevlar/Epoxy*	1100	280	8,3	1,4	79	5930
Графит	Graphite/Epoxy*	1200	970	15,0	1,6	75	9400
* Композиты с содержанием однонаправленных волокон 60%.							

При выборе материалов для тонкостенных авиационных конструкций доминирующими могут быть следующие соображения.

• В зонах с преобладающими растягивающими напряжениями предпочтение следует отдавать прежде всего материалам не склонным к хрупкому разрушению, с большой величиной специальной характеристики K_{IC} - "*коэффициент интенсивности напряжений*" [4, 14, 16]. Для сталей этот вопрос решается выбором целесообразной термообработки. Так, хромоникелевые стали могут иметь $\sigma_{вр}$=1600МПа, но для таких ответственных элементов, как пояса лонжеронов и проушины назначается термообработка, которая дает $\sigma_{вр}$=1000…1200МПа. K_{IC} алюминиевых сплавов существенно зависит от присутствия вредных примесей и, как правило, сплавы с высоким K_{IC} имеют значительно более высокую цену.

• В сжатых зонах можно использовать материалы с высокой удельной прочностью. Но большое значение имеют и характеристики жесткости, особенно величина $\frac{\sqrt[3]{E}}{\rho}$, так как из равенства цилиндрической жесткости пластинок из различных материалов следует, что их массы соотносятся обратно пропорционально этой величине

$$\frac{m_1}{m_2} = \sqrt[3]{\frac{E_2}{E_1}}\frac{\rho_1}{\rho_2}.$$

Эффективность материала для сжатых стержней оценивается величиной $\frac{\sqrt{E}}{\rho}$.

В табл. 5.2 даны для сопоставления жесткостные характеристики основных конструкционных материалов.

Таблица 5.2

Сравнительные жесткостные характеристики материалов

Материал	E (10^4 МПа)	ρ (г/см^2)	$\frac{E}{\rho \cdot g}$ (км)	Сравн.	$\frac{\sqrt{E}}{\rho}$ $\frac{м^2}{даН^{1/2}}$	Сравн.	$\frac{\sqrt[3]{E}}{\rho}$ $\frac{м^{7/3}}{даН^{2/3}}$	Сравн.
Дерево	1,0	0,4	2500	1	30	2,2	25	2,7
Магниевый сплав	4,5	1,8	2500	1	37	1	9	1
Алюминиевый сплав	7,2	2,8	2600	1	30	0,8	7	0,8
Титан	11,0	4,4	2500	1	23	0,6	5	0,6
Сталь	20,0	7,8	2600	1	18	0,5	3	0,4

С точки зрения жесткостных требований хорошие перспективы имеют новые алюминиевые сплавы с добавкой лития, которые имеют примерно на 10% меньшую плотность и на 10% больший модуль упругости, чем традиционные материалы.

• В слабонагруженных зонах необходимые из прочностных и жесткостных расчетов размеры элементов конструкций оказываются очень малыми и принимаются из так называемых "конструктивных соображений". В таких мес-

тах целесообразно использовать материалы с большим относительным объемом $1/\rho$ [дм^3/кг]. Например, магниевые сплавы, вспененные материалы различной плотности.

Свойства высокопрочных материалов зависят довольно сильно от технологии производства и имеют в ряде случаев заметную анизотропию, которая должна учитываться при проектировании [4, 14, 17].

В композиционных материалах анизотропия, наряду с феноменальными прочностью и жесткостью в направлении армирующих волокон, является их главным механическим свойством, которое должно не только учитываться при проектировании конструкции в целом, но и служить управляемым параметром при проектировании внутренней структуры отдельных элементов конструкции. Механические характеристики композитов сильно зависят от параметров армирования. Так, элемент обшивки, образованный укладкой в равных долях тонких однонаправленных пластин ("*ламинатов*") под углами 0^0, $\pm 45^0$; 90^0 обладает почти полной изотропией в своей плоскости, но его прочность на растяжение составляет только 1/3(!) от прочности элемента такой же толщины, но с ориентацией всех армирующих волокон по направлению действующей нагрузки.

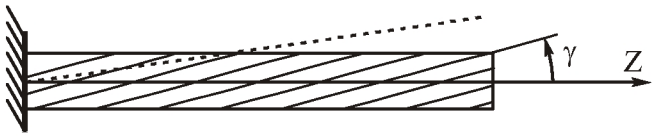


Рис. 5.1. Использование анизотропии обшивки для управления положением оси жесткости крыла

Целеустремленное использование анизотропии в тонкостенных конструкциях может давать эффекты практически невозможные при использовании традиционных изотропных материалов. Так, традиционная укладка ламинатов в верхней и нижней обшивке крыла под некоторым углом γ к оси z, как показано на рис. 5.1 приводит к выносу оси жесткости (пунктир) вперед, что позволяет повышать критическую скорость дивергенции крыла и создавать крылья с обратной стреловидностью.

6. ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИЙ

Типичная конструкция крыла состоит из обшивки и каркаса, рис. 1.2, который в свою очередь состоит из лонжеронов, нервюр и стрингеров. Хорошо спроектированные авиационные конструкции с высоким весовым совершенством, как правило, представляют собой ансамбль стержневых и тонкостенных элементов, работающих практически безмоментно. Их моментная работа по возможности ограничивается только восприятием местных нагрузок. Для понимания проблем и принципов проектирования авиационных конструкций полезно рассмотрение функций и особенностей силовой работы их отдельных частей.

6.1. Обшивка

Обшивка является основным конструктивным элементом современного крыла. Она выполняет многие функции: создает внешнюю поверхность крыла, требования качества к которой очень высоки; воспринимает местную воздушную нагрузку, рис. 4.2; участвует в общей работе крыла на изгиб, воспринимая усилия в направлении его размаха, рис. 4.5; обеспечивает крутильную жесткость конструкции; образует баки для топлива. Доля обшивки составляет 30…40% от всей массы крыла.

Конструктивно обшивка часто выполняется в виде листов постоянной толщины. В этом случае сохраняются *нагартованные* (наклепанные) в процессе производства внешние слои материала со сжимающими остаточными напряже-

ниями, что повышает сопротивление усталости. Листы обычно имеют *плакирующий* слой и высококачественную анодную пленку, что обеспечивает высокую коррозионную стойкость. Недостаток листов – избыточная масса в недогруженных зонах.

Обшивки с переменной толщиной изготавливаются химическим или механическим фрезерованием. Это позволяет проектировать конструкции переменной толщины, близкие к равнопрочным. Однако ряд ценных качеств листовых обшивок утрачивается, и их частичное восстановление требует усложнения производства: дробеструйной обработки и дополнительной защиты от коррозии.

Определенный компромисс представляют клееные обшивки. Толстая обшивка образуется из нескольких слоев тонких. Такие обшивки потенциально имеют много достоинств. Но пока их применение ограничено.

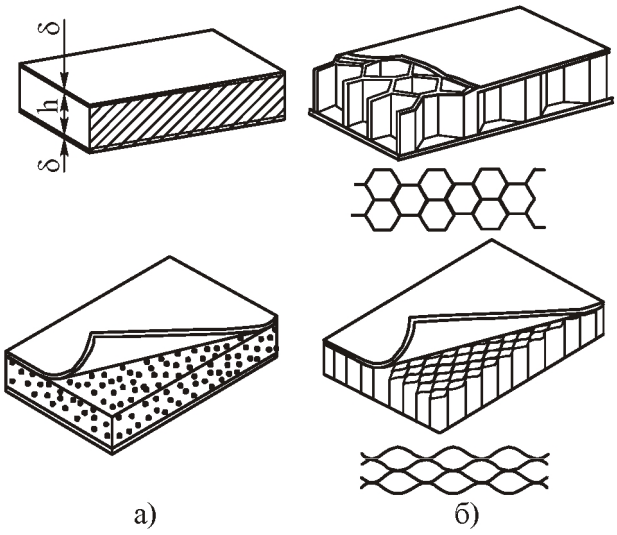


Рис. 6.1. Трехслойные обшивки

При малой величине *коэффициента напряженности* (отношение потока сжимающих усилий к протяженности их действия [18]) наибольшим весовым совершенством обладают трехслойные обшивки, состоящие из листовых несущих слоев и сотового или пенопластового заполнителя, рис. 6.1.

Применение трехслойных обшивок особенно целесообразно в конструкциях сверхлегких летательных аппаратов. Выклеенная из композиционных материалов по форме профиля крыла трехслойная конструкция представляет собой оболочку, которая может эффективно работать почти без каркаса.

6.2. Лонжероны

Основное назначение лонжеронов – передача перерезывающих сил в крыле (в полете – подъемной силы). Доля лонжеронов от всей массы крыла изменяется в широком диапазоне от 10 до 30%.

Если обшивка и стрингеры относительно слабые, то лонжероны воспринимают основную часть изгибающего момента, и такие конструкции принято называть лонжеронными. Конструкция лонжерона состоит из поясов, стенки и стоек, рис. 6.2.

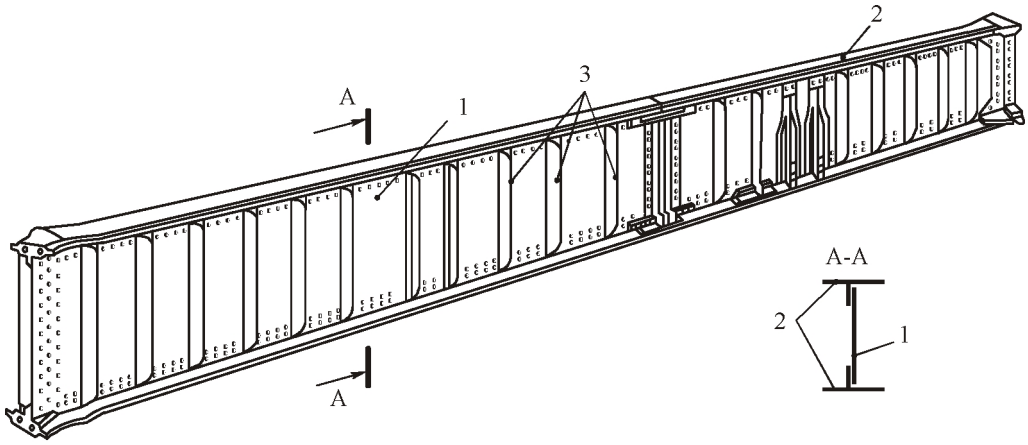


Рис. 6.2. Конструкция лонжерона: 1 – стенка, 2 - пояс, 3 - стойка

Стенка служит для передачи перерезывающей силы и работает на сдвиг. Пояса работают на растяжение-сжатие. Минимальной массой обладает поперечное сечение, близкое к идеальному двутавру. Стойки служат для поддержки стенки от потери устойчивости. Стойки работают на сжатие по двум причинам. Во-первых, в тонких стенках может допускаться потеря устойчивости от сдвига, и в них возникают "диагональные" [12, 14] растягивающие усилия, которые уравновешиваются сжатием в стойках, рис. 6.3.

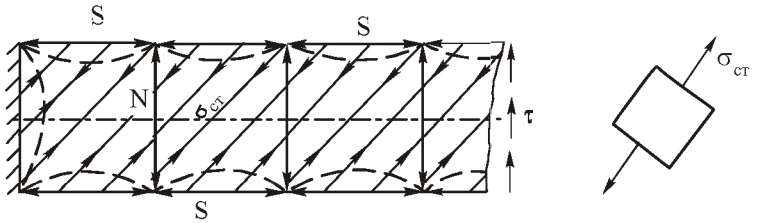


Рис. 6.3. Дополнительное нагружение поясов лонжеронов и стоек при потере устойчивости стенки: $\sigma_{ст}$ - диагональное напряжение в стенке; S и N – усилия сжатия в стойках и поясах.

Во-вторых, при изгибе балок, независимо от знака момента, происходит сжатие стенки и стоек, и величина этих усилий пропорциональна изгибающему моменту в квадрате [11], рис. 6.4. Соответствующие напряжения в стенке и стойках называются вторичными напряжениями от изгиба. Они могут быть значительными в крыльях с малой относительной строительной высотой и при использовании высокопрочных материалов, так как в этом случае крыло под нагрузкой будет иметь большую кривизну.

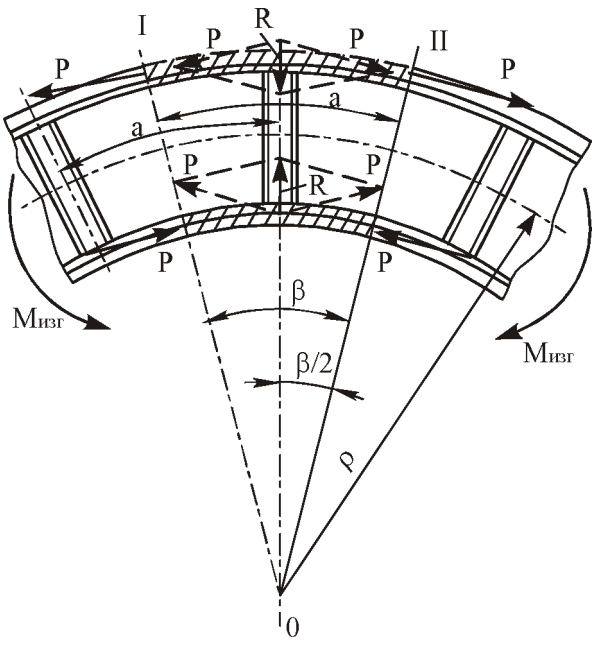


Рис. 6.4. Нагружение стоек сжатием при изгибе лонжерона: P - усилие в поясе; a - шаг стоек; ρ - радиус кривизны; R=Pa/ρ - усилие в стойке.

В крыльях с относительно мощной обшивкой и стрингерами роль поясов лонжеронов несколько меняется. Они служат продольными стыковочными элементами для панелей обшивки и выполняют функцию ограничителей распространения трещин. Но и в этом случае лонжероны остаются главными элементами конструкции, которые обеспечивают эффективную работу крыла на изгиб и вместе с прилегающими частями обшивки могут рассматриваться как широкополый двутавр.

6.3. Нервюры

Нервюры выполняют многие функции в крыле. Они задают аэродинамический профиль, собирают поперечную нагрузку со стрингеров, поддерживают панели обшивки со стрингерами от потери устойчивости при продольном сжатии, работают в свою очередь в вертикальном направлении при изгибе крыла, см. рис. 6.4. Все эти функции выполняют так называемые *рядовые*, или *нормальные нервюры*, которые ставятся с шагом 350…750 мм, рис. 6.5*а, б, г*.

Кроме того, нервюры выполняют сложную и ответственную функцию передачи сосредоточенных сил на крыло. Это силы от кронштейнов навески

элеронов, закрылков и предкрылков. Сосредоточенные силы от узлов крепления шасси и двигателей, если они размещаются на крыле. Такие нервюры называются усиленными.

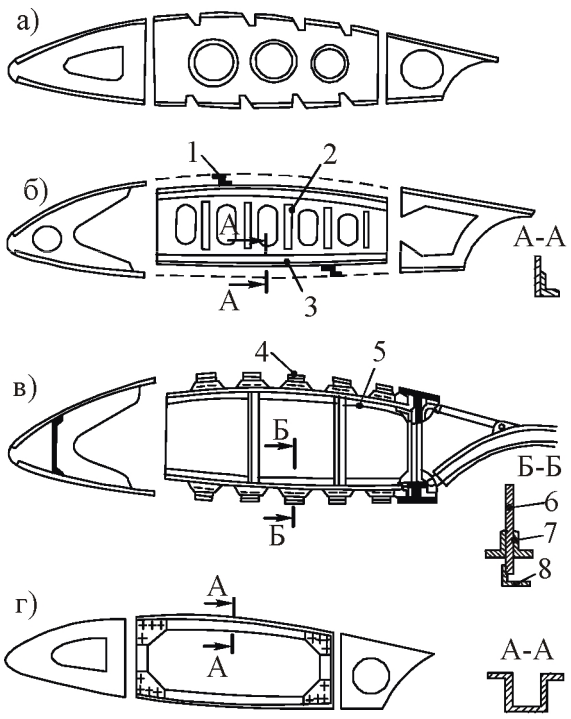


Рис. 6.5. Конструкция нервюр:
1 - стрингер; 2,6 - стенка;
3,5,7 - пояса; 4,8 - компенсаторы.

Усиленные нервюры имеют пояса, см. рис. 6.5*в*, которые располагаются, как правило, внутри крыла с определенной потерей строительной высоты из-за наличия стрингеров. В некоторых особых случаях, когда нервюра нагружается очень большими усилиями, например, от главной стойки шасси, пояса нервюры располагаются по наружной поверхности обшивки крыла. Такое решение принято в конструкции крыла Ил-86. Использование утолщения обшивки в качестве пояса усиленной нервюры может быть нежелательным по соображениям сопротивления усталости.

Усиленные нервюры ставятся также в местах стыка отдельных частей крыла и в местах резкого изменения формы крыла в направлении размаха.

С точки зрения минимизации массы конструкции крыла нервюры целесообразно размещать перпендикулярно наиболее нагруженному, обычно заднему, лонжерону. Однако, в местах крепления пилонов двигателей и шасси, в стыке крыла с фюзеляжем усиленные нервюры приходится ставить по потоку. Кроме того, установка нервюр по потоку в корневой зоне стреловидного крыла снижает концентрацию усилий в заднем лонжероне, поэтому в этой зоне иногда используется «веерное» размещение нервюр. При малой стреловидности размещение нервюр по потоку не оказывает существенного влияния на массу конструкции, но позволяет выдерживать профиль более точно. Характерные примеры размещения нервюр в крыльях показаны на рис. 6.6.

Рядовые нервюры отличаются особой ажурностью своей конструкции. Они часто выполняются штампованными из тонкого листа с большими отверстиями для облегчения. Отбортовки по контуру отверстий, а также зиги делаются для увеличения жесткости нервюр. Применяются также и ферменные нервюры.

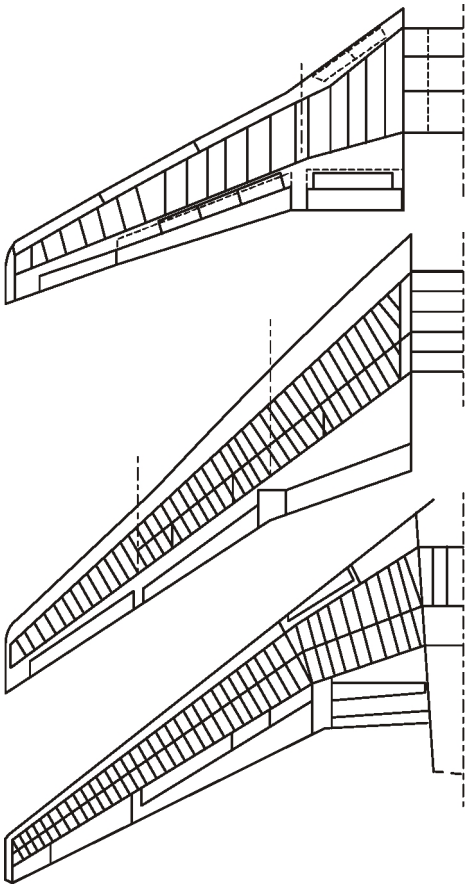


Рис. 6.6. Примеры размещения нервюры

Здесь интересно отметить, что ферменные стенки лонжеронов и нервюр были весьма популярны на легких самолетах в начале развития авиации. Затем их надолго вытеснили мембранные конструкции. Но в связи с созданием сверхзвуковых самолетов ферменные конструкции оказались снова востребованными в связи с их свойством не создавать заметных температурных напряжений. Например, когда наружные поверхности крыла нагреваются потоком воздуха, а внутри содержится "холодное" топливо.

Доля нервюр в общей массе крыла составляет 8…12%.

6.4. Стрингеры

Стрингеры собирают воздушную нагрузку с поверхности крыла, но главное их назначение – участие в восприятии продольных усилий в панелях от общего изгиба крыла и поддержка обшивки от потери устойчивости при сжатии. На практике используются самые разнообразные формы поперечных сечений стрингеров, рис. 6.7, с учетом особенностей конкретной конструкции крыла в целом.

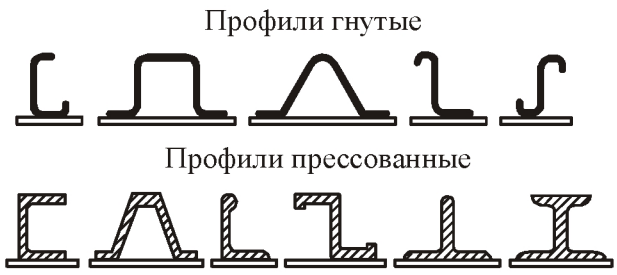


Рис. 6.7. Формы поперечных сечений стрингеров

В стрингерах можно использовать

высокопрочные материалы. Изготавливаются стрингеры из гнутых и прессованных профилей. При выборе формы сечения стрингера учитываются: местная потеря устойчивости его ребром, и для улучшения этой характеристики вводится, например, "бульба", или используется Z-образный профиль; эффективность подкрепления обшивки (с этой точки зрения преимущества имеют "корытообразные" профили, но они образуют полости, которые могут создавать проблемы внутри кессон-бака); способ соединения с нервюрой; способность стрингера служить ограничителем трещин в обшивке.

6.5. Подкрепленные панели

В кессонных конструкциях крыльев функции обшивки и стрингеров и их геометрические параметры настолько взаимосвязаны, см. рис. 6.8. что эта часть конструкции несущих поверхностей проектируется как единое целое.

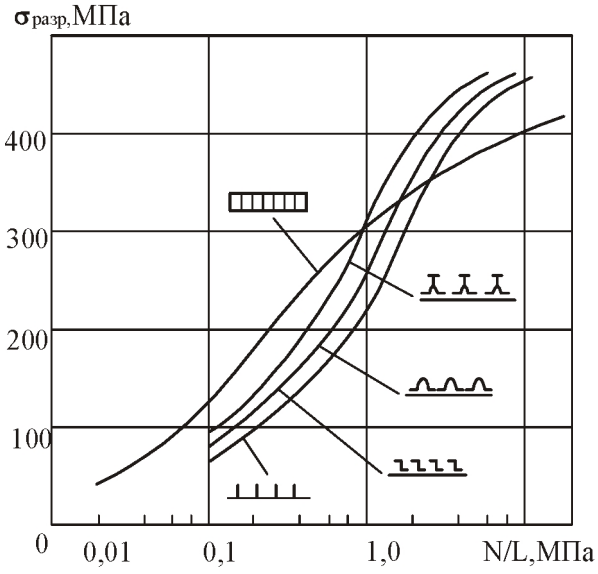


Рис. 6.8. Прочность (σ разр) различных конструкций панелей обшивки при сжатии в зависимости от коэффициента напряженности N/L (N - поток усилий, L - шаг нервюр)

Особенно привлекательны своими возможностями по оптимизации распределения материала в конструкции *монолитные панели*, которые изготавливаются на фрезерных станках с числовым программным управлением, рис. 6.9.

Впервые массово такие панели были применены на сверхзвуковых пассажирских самолетах "Ту-144" и "Конкорд" в связи с острой проблемой весового совершенства их конструкций и очень сложной геометрической формой крыльев малого удлинения, в которых в дополнение ко всем традиционным проблемам крыло нагружается изгибом почти в равной мере как в направлении размаха, так и в направлении хорд.

В настоящее время монолитные панели в конструкциях крыльев используются очень широко, достигая длины 30 м и более. Однако, необходимо отме-

тить, что наряду со многими достоинствами монолитные панели имеют и недостатки. Из них главные – высокая стоимость и опасность хрупкого разрушения.

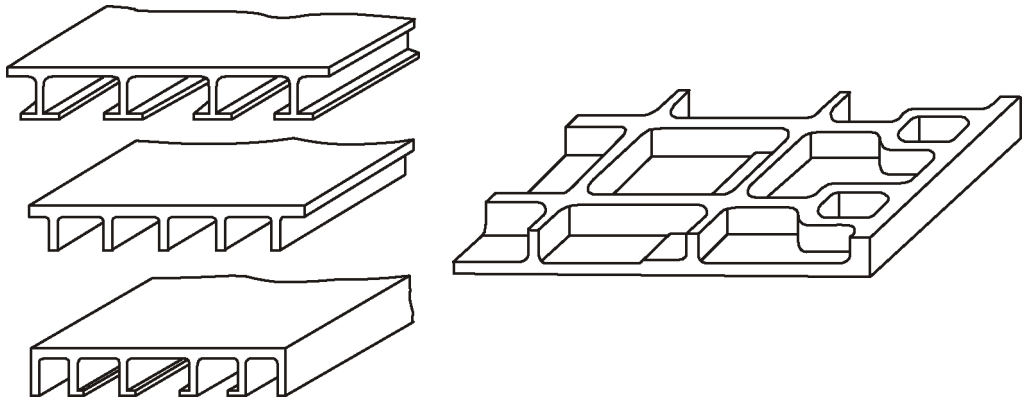


Рис. 6.9. Монолитные панели

Как продуктивный путь преодоления этих недостатков можно назвать идею монолитно-сборных конструкций, рис. 6.10.

Такие панели успешно применены в конструкции крыла самолета Ил-96. Они позволяют реализовать близкие к оптимальным законы распределения материала, образовать ограничители трещин и подобрать выгодные с точки зрения ресурса и безопасной повреждаемости комбинации материалов обшивки и стрингеров.



Рис. 6.10. Монолитно-сборные конструкции

7. Проектирование конструкций

7.1. Выбор силовой схемы

В проектировании конструкций крыльев, особенно в случае новых геометрических форм, наиболее сложным и ответственным является этап выбора силовой схемы.

Силовая схема конструкции определяется типами силовых элементов, их количеством, способом соединения между собой и расположением в пространстве. Выбор силовой схемы, с точки зрения математики, представляет собой задачу структурной оптимизации. Эти задачи отличаются особой сложностью уже на этапе постановки, так как очень трудно предложить проектные пере-

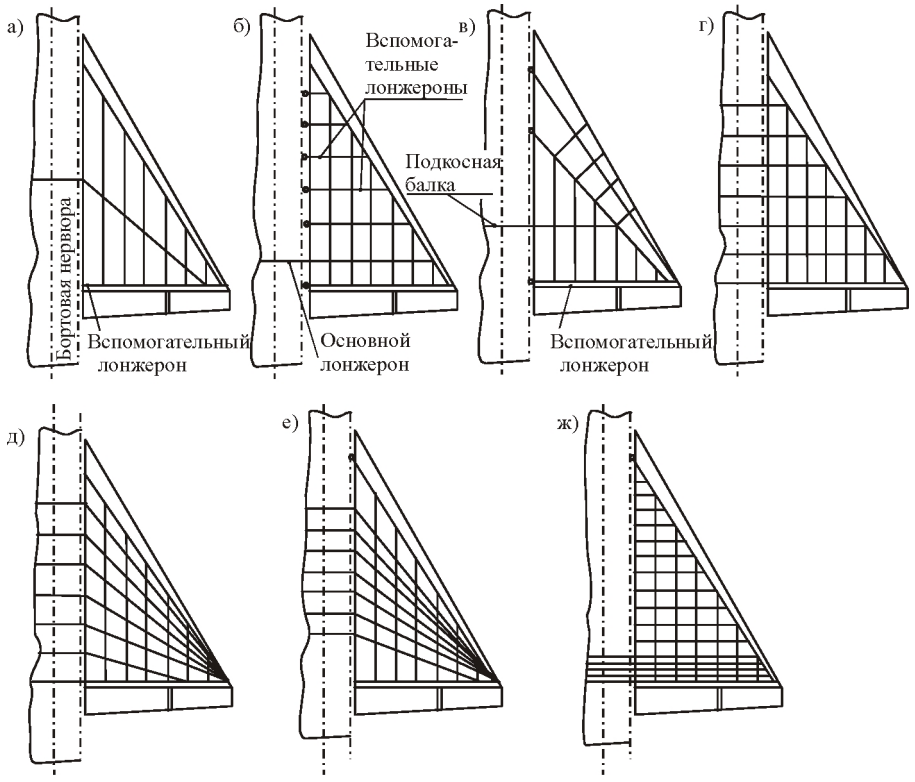


Рис. 7.1. Силовые схемы крыльев малого удлинения

менные, разным численным значениям которых соответствовали бы различные структурные решения.

В качестве примера на рис. 7.1. показаны силовые схемы крыльев малого удлинения. Обращают на себя внимание существенные различия в технических решениях даже в случае примерно одинаковых условий опирания крыльев на фюзеляж (схемы г, д, е).

Такое разнообразие схем свидетельствует скорее о поисках оптимального решения, чем о его знании.

Традиционный порядок разработки авиационных конструкций, показанный на рис. 1.1, предполагает использование прототипов или генерацию вариантов силовых схем из интуитивных соображений в блоке 2, назначение размеров силовых элементов на основе, так называемых, проектировочных расчетов [6] в блоке 3 и выполнение поверочных расчетов с использованием высокоточных математических моделей в блоке 4.

Такой порядок проектирования имеет два существенных недостатка:

1. Выбор силовой схемы делается в лучшем случае на основе сравнения нескольких вариантов. Отыскание оптимального решения не гарантируется, и отклонение от оптимума может быть большим.

2. Проектировочные расчеты, как правило, сильно упрощены и недостаточно точны. В итоге поверочные расчеты и натурные испытания выявляют много ошибок и неточностей, устранение которых приводит к большому, трудно прогнозируемому увеличению общего календарного времени разработки самолета и стоимости проекта в целом.

В настоящее время начинает использоваться более прогрессивная технология проектирования авиационных конструкций с использованием высокоточного математического моделирования, начиная с ранних стадий разработок.

Эта технология использует ряд научных достижений, связанных, прежде всего, с успехами в развитии вычислительной техники:

- метод конечных элементов (МКЭ) [23, 24] и его многочисленные реализации "РИПАК" [25], NASTRAN [26] и ряд других, которые позволяют рас-

считывать произвольные пространственные конструкции с высокой точностью в статике и динамике, в линейной и нелинейной постановке;

- численные методы аэродинамики [28, 29] ("присоединенных вихрей", "панельный", "крупных частиц") и соответствующие реализации [30], которые также обладают высокой степенью универсальности и позволяют рассчитывать распределение давления по поверхности достаточно сложных тел;

- численные методы решения оптимизационных задач как в постановке нелинейного математического программирования [31, 32, 33], так и проблемно ориентированные, существенно использующие свойства объектов проектирования (для конструкций – свойства упругих систем [34, 35, 36]);

- средства компьютерной графики, которые позволяют эффективно готовить исходные данные для численных методов анализа конструкций и визуализировать результаты расчетов.

С использованием этих достижений рациональная силовая схема конструкции может быть найдена по следующему плану.

1. В ограничения внешних размеров проектируемой конструкции вписывается непрерывная упругая среда (называемая далее *континуальной моделью*), которая включает все возможные силовые схемы.

2. Решается задача об оптимальном распределении материала в исходной континуальной модели, и находится таким образом теоретически оптимальная конструкция.

3. Анализируются основные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции, и с учетом конструктивных и технологических требований разрабатываются рациональные варианты силовых схем.

4. Через *силовой фактор* – специальную характеристику, которая одновременно учитывает величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции, оценивается относительная эффективность разработанных силовых схем и близость их к идеалу - теоретически оптимальной конструкции. (Более подробно критерий *силовой фактор* описан в разделе 11.2).

Теоретическое обоснование этого плана можно найти в [51]. Детали, связанные с его реализацией, рассмотрим последовательно на различных типах конструкций с возрастающей сложностью.

Простой иллюстрационный пример отыскания оптимальной конструкции кронштейна показан на рис. 7.2:

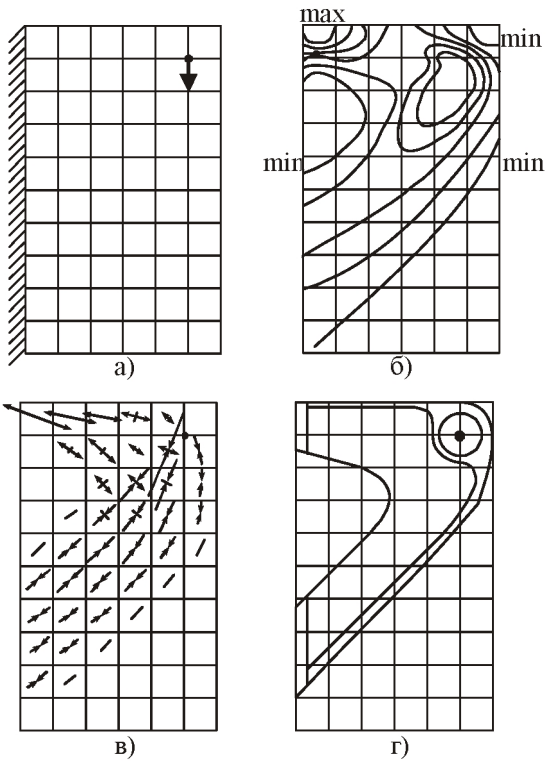


Рис. 7.2. Оптимизация конструкции кронштейна

а – постановка задачи. Сосредоточенная сила должна быть передана на заделку. Прямоугольная сетка соответствует границам допустимой области, где может размещаться кронштейн.

б – распределение материала в теоретически оптимальной конструкции. В этой задаче в качестве континуальной модели используется изотропная пластинка, которая показывает допустимую область и может иметь переменную толщину. Для отыскания закона распределения материала в теоретически оптимальной конструкции пластинка разбивается на конечные элементы, задается начальное распределение толщин элементов δ_{0i} (i – номер элемента), рассчитываются напряжения во всех элементах, определяются *эквивалентные потоки усилий* в них (по выбранной теории прочности)

$$\mathrm{R}_{0i} = \delta_{0i}\sqrt{\sigma_x^{\,2} + \sigma_y^{\,2} - \sigma_x\sigma_y + 3\tau^2} \qquad (7.1)$$

и назначаются новые толщины элементов (новое распределение материала) через допускаемое напряжение

$$\delta_{1i} = \frac{\mathrm{R}_{0i}}{[\sigma]}. \qquad (7.2)$$

Новые толщины принимаются вместо исходных, расчет повторяется до стабилизации. Этот алгоритм сходится за 5…10 итераций. В данной задаче обращают на себя внимание три зоны вырождения толщин до нуля (min). Грани-

цы этих зон очерчивают форму в плане теоретически оптимальной конструкции.

в – потоки главных усилий (ПГУ). Так называется произведение главных напряжений в каждом элементе на его толщину. ПГУ в конструкции изображаются на чертеже так: направления стрелок и их ориентация сохраняются такими же, как у главных напряжений, а длина стрелок назначается пропорционально величинам потоков усилий. Это очень удобный аппарат для анализа и понимания путей передачи сил в теоретически оптимальной конструкции.

г – результат проектирования.

7.2. Ориентация ребер панелей

Расчеты различных конструкций крыльев показывают, что на большей части панелей обшивки действуют одноосные потоки главных усилий (ПГУ), см. рис. 7.8, 7.11, 7.15б, 7.16б.

Стержневые элементы, подкрепляющие обшивку, рис. 6.9, работают только на растяжение-сжатие и поэтому масса панелей зависит от их ориентации.

Количественную оценку этой зависимости можно сделать следующим образом. Обозначим через φ отношение толщины обшивки $\delta_{общ}$ к приведенной толщине панели δ (обшивка плюс "размазанные" ребра) $\varphi = \delta_{общ}/\delta$ и определим необходимую по прочности величину δ в зависимости от ориентации панели в одноосном потоке усилий интенсивности N. Обозначим через α угол между осями подкрепляющих ребер и направлением потока N. Тогда потоки усилий Z, X, T в местной системе координат XOZ, связанной с панелью, как показано на рис. 7.3, запишутся так

$$\begin{aligned} Z &= N\cos^2\alpha \\ X &= N\sin^2\alpha \\ T &= N\sin\alpha\cos\alpha \end{aligned} \qquad (7.3)$$

Этим потокам без учета эффекта Пуассона соответствуют напряжения в обшивке

$$\sigma_z = \frac{Z}{\delta},$$

$$\sigma_x = \frac{X}{\varphi\delta}, \qquad (7.4)$$

$$\tau = \frac{T}{\varphi\delta}.$$

Из условия равенства эквивалентного напряжения в обшивке допускаемому

$$\sqrt{\sigma_z^{\,2} + \sigma_x^{\,2} - \sigma_x\sigma_z + 3\tau^2} = [\sigma] \qquad (7.5)$$

следует выражение для потребной приведенной толщины панели

$$\delta = \frac{\left(Z^2 + X^2/\varphi^2 - ZX/\varphi + 3T^2/\varphi^2\right)^{\frac{1}{2}}}{[\sigma]} = \frac{R}{[\sigma]}. \qquad (7.6)$$

Графики потребных по прочности толщин панелей в зависимости от ориентации в одноосном потоке усилий, построенные по (7.3 – 7.6), показаны на рис. 7.3.

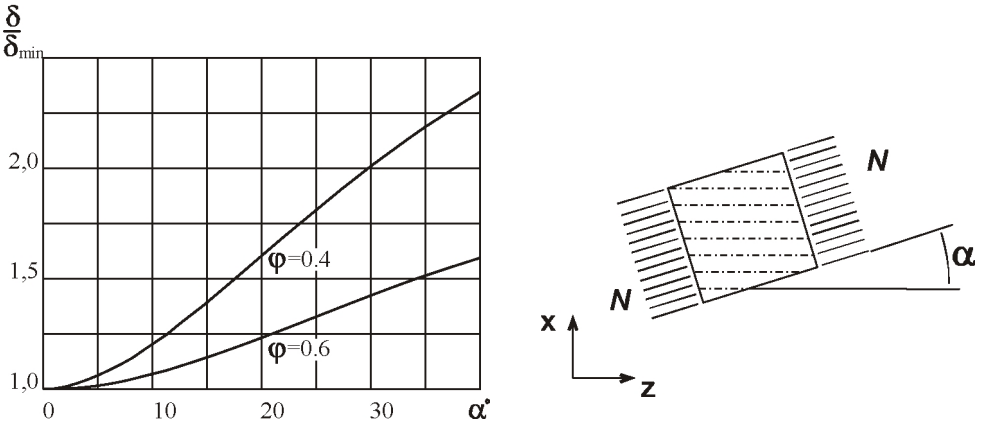


Рис. 7.3. Зависимость потребных по прочности приведенных толщин панелей обшивки от ориентации в одноосном потоке усилий для различных φ

Отклонение стержней от потока усилий в пределах $5\ldots10^0$ вызывает незначительное увеличение потребных толщин панелей, но уже при $\alpha = 20^0$ оно составляет более 50 и 20% соответственно для $\varphi = 0{,}4$ и $\varphi = 0{,}6$.

7.3. Проектирование конструкций несущих поверхностей

Силовая схема крыла определяется: формой в плане силовой части конструкции; ориентацией подкрепляющих обшивку стержневых элементов; ориентацией стенок; типами элементов (стрингерные или трехслойные панели обшивки, гофрированные или ферменные стенки и т.п.).

Основные усилия, возникающие в крыле - изгибающие и крутящие моменты, наиболее эффективно воспринимаются элементами, расположенными на максимальном расстоянии от его срединной поверхности. Поэтому трехслойная модель крыла с изотропной обшивкой переменной толщины, работающей в плоском напряженном состоянии, и непрерывным заполнителем, работающим только на сдвиг, включает все лучшие, возможные силовые схемы.

Если в трехслойной модели крыла найти оптимальное распределение материала в несущих слоях и заполнителе из условия минимума массы, то таким образом будет получена теоретически оптимальная конструкция, силы в которой передаются наилучшим образом. Граница вырожденных и невырожденных элементов определит рациональную форму в плане силовой части конструкции. Анализ распределения материала в несущих слоях и заполнителе и путей передачи сил в них подскажет рациональную ориентацию подкрепляющих обшивку стержней стрингеров и вертикальных стенок (лонжеронов и нервюр).

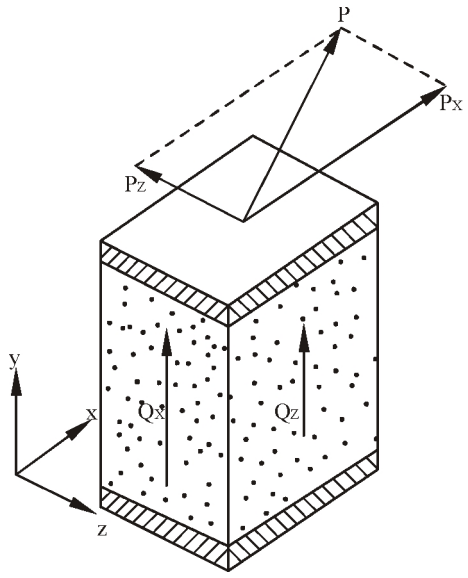


Рис. 7.4. Трехслойный конечный элемент модели крыла

Рассмотрим некоторые особенности реализации данного алгоритма.

Для оптимизации трехслойной модели крыла и расчета ее напряженного состояния удобно использовать специальные трехслойные конечные элементы, которые образуются разбиением крыла на треугольные и четырехугольные области в плане (рис. 7.4).

Распределение материала в каждом таком элементе описывается тремя параметрами: двумя толщинами несущих слоев и плотностью заполнителя. Для анализа распределения материала и путей передачи сил в теоретически оптимальной конструкции необходимо использовать достаточно мелкие сетки - порядка нескольких сотен и тысяч элементов на крыло. Найти оптимальное распределение материала с использованием методов математического программирования при таком количестве проектных переменных не представляется возможным. Однако особенно высокая точность оптимизации на этом этапе проектирования и не нужна. Поэтому вместо оптимального вполне можно ограничиться отысканием равнопрочного распределения материала в трехслойной модели. При нескольких случаях нагружения перерасчет проектных переменных можно вести по следующим формулам:

$$\delta_{r+1,i} = \frac{R_{ri\max}}{[\sigma]}; \qquad (7.7)$$

$$\rho_{r+1,i} = \frac{\rho\tau_{ri\max}}{[\tau]}, \qquad (7.8)$$

где $R_{ri\max}$ - максимальное эквивалентное усилие из всех случаев нагружения в i-м элементе на r-й итерации, вычисляемое по принятой теории прочности по формуле типа (7.2); $\tau_{ri\max}$ - максимальное касательное напряжение в заполнителе, вычисляемое через компоненты касательных напряжений $\tau = \sqrt{\tau_{xy}^2 + \tau_{zy}^2}$; ρ и $[\tau]$ - плотность и допускаемое напряжение материала, из которого предполагается делать стенки.

Анализ работы заполнителя в трехслойной модели крыла удобно сделать следующим образом. Вырежем из крыла элемент, как показано на рис. 7.5, и рассмотрим работу заполнителя, который передает перерезывающие силы Q_z и Q_x. На единичные панели несущего слоя действуют касательные силы τ_{xy} и τ_{zy}, равные касательным напряжениям в заполнителе. Заменим силы τ_{xy} и τ_{zy} равнодействующей τ и назовем ее главной касательной силой. Для визуального анализа главные касательные силы (ГКС) можно изображать как векторы с началом в центре масс соответствующего элемента крыла в плане. Легко показать

[9], что стенки, направленные в соответствии с ГКС, будут иметь минимальную массу.

Алгоритм проектирования конструкции крыла укрупненно может быть представлен следующим образом.

I. В ограничения внешних размеров крыла с учётом допустимых границ расположения силовых элементов - ниш шасси, вырезов, закрылков и т.п., - с учётом условий опирания на фюзеляже вписывается трехслойная пластинка с работающим только на сдвиг заполнителем.

2. Решается задача о равнопрочной конструкции с подбором новых толщин несущих слоев и плотности заполнителя на каждой итерации по (7.7) и (7.8). По границе невырожденных элементов определяется рациональная *форма в плане* силовой части конструкции,

3. Анализируются основные пути передачи усилий в теоретически оптимальной конструкции и определяются рациональная *ориентация стержневых элементов* в несущем слое и рациональное *расположение стенок.*

4. С учётом конструктивно-технологических требований и рекомендаций по п. п. 2 и 3 разрабатывается один или несколько рациональных вариантов силовых схем крыла. Оптимальные *типы сжатых элементов* выбираются через усилия в теоретически оптимальной конструкции. Наиболее удачный вариант силовой схемы выявляется путем сравнения их по силовому фактору или объёмам условно-равнопрочных конструкций [21, 51].

5. На заключительной стадии проектирования в принятой силовой схеме с учётом всех реальных требований прочности и ограничений на минимальные сечения определяется оптимальное *распределение материала* по элементам конструкции, см. раздел 7.5.

Далее приводятся примеры применения данного алгоритма к оптимизации конструкций крыльев и оперения, существенно различающихся внешними формами и условиями нагружения.

7.3.1. Неподвижная часть крыла с изменяемой стреловидностью

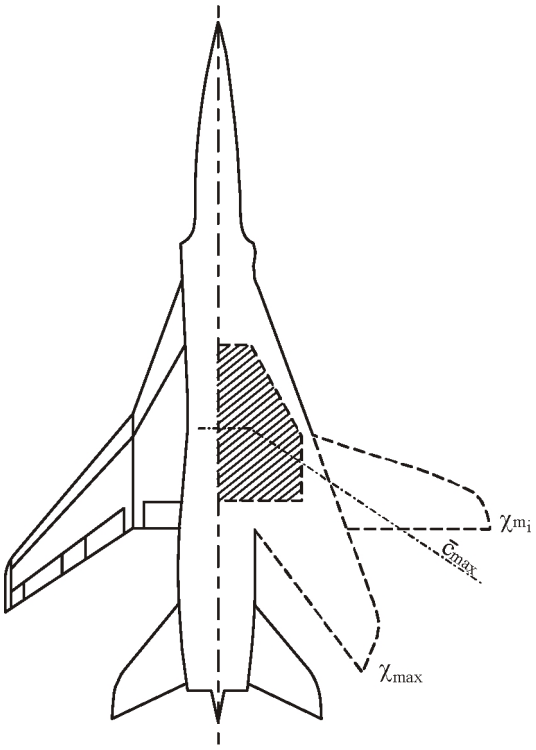


Рис. 7.5. Крыло с изменяемой стреловидностью

Рассмотрим гипотетическое крыло с изменяемой стреловидностью, основные геометрические параметры которого выбраны характерными для самолетов данного типа. На рис. 7.5 штриховкой выделена область, в которой может располагаться силовая конструкция неподвижной части крыла (НЧК). Профиль НЧК выбран симметричным и чечевицеобразным. Шарнир размещен на 1/3 полуразмаха крыла в середине хорды. Рассматриваются два характерных случая нагружения: полёт с минимальной стреловидностью подвижной части крыла ($\chi_{\min} = 20^\circ$) и полёт с максимальной стреловидностью ($\chi_{\max} = 65^\circ$). В первом случае нагружения на НЧК через шарнир действуют в основном изгибающий момент M_x и перерезывающая сила Y_1. Во втором случае значителен также и крутящий момент M_z. Нагрузки на поворотный узел в обоих случаях определены через равнодействующую аэродинамических сил, приложенную в центре давления подвижной части крыла (ПЧК). Момент, действующий на шарнир в первом случае нагружения, определен так

$$M_1 = kY_1 l, \qquad (7.9)$$

где l - полуразмах крыла, Y_1 - равнодействующая аэродинамических сил ПЧК, k - коэффициент, учитывающий распределение подъемной силы по размаху крыла. Для второго случая принято $Y_2 = 0{,}75Y_1$ и $M_2 = 0{,}75kY_1 l$.

На первом этапе оптимизации в допустимую область НЧК вписывалась трехслойная пластинка с переменной строительной высотой. Считалось, что пластинка шарнирно опирается на борт фюзеляжа. Схема разбиения пластинки

на конечные элементы для расчёта напряженного состояния и равнопрочного распределения материала показана на рис. 7.6.

Близкая к равнопрочной конструкция трехслойной пластинки с отклонением максимальных эквивалентных напряжений от допускаемых в невырождающихся элементах не более 3% найдена за 10 итераций. Полученное распределение толщин несущего слоя показано на рис. 7.7. Почти во всех элементах максимальные эквивалентные напряжения дают первый случай нагружения.

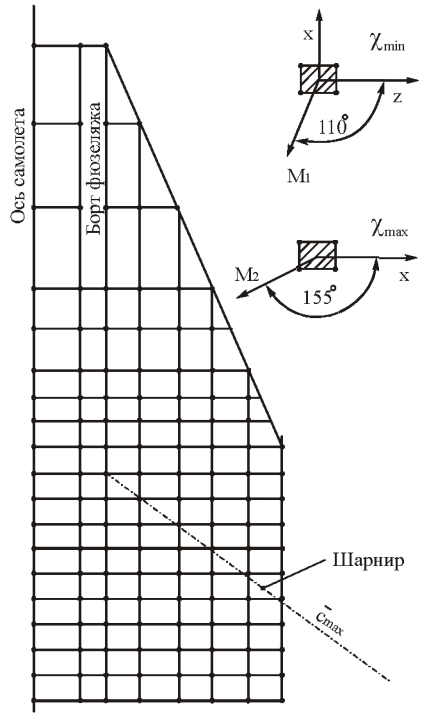


Рис. 7.6. Нагрузки и трехслойная модель для проектирования неподвижной части крыла

Особенностью полученного решения являются малые размеры зоны невырождающихся элементов. Очень четкая граница с вырожденными элементами, показанная на рис. 7.7 штриховой линией, очерчивает форму в плане силовой конструкции НЧК, которую можно сделать равнопрочной.

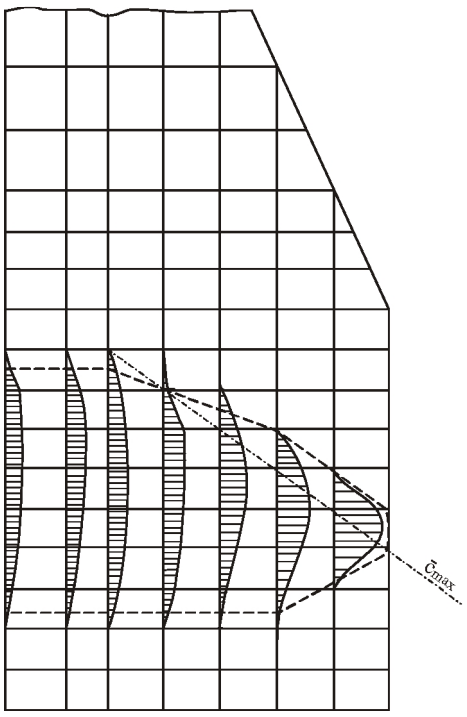


Рис. 7.7. Распределение толщин несущего слоя в равнопрочной трехслойной модели крыла

Примечательно, что равнопрочная конструкция неожиданно сильно сдвинута назад из области максимальных строительных высот. Найденное решение представляет собой компромисс между передачей сил в области $\bar{c}_{max}$ и по кратчайшему пути от шарнира к борту.

На втором этапе расчётов делается силовой анализ найденной теоретически оптимальной (равнопрочной) конструкции НЧК.

ПГУ в изотропных элементах несущего слоя вычисляются простым умножением главных напряжений на толщины. Картины ПГУ показаны на рис. 7.8. В них наблюдаются две

важные закономерности:

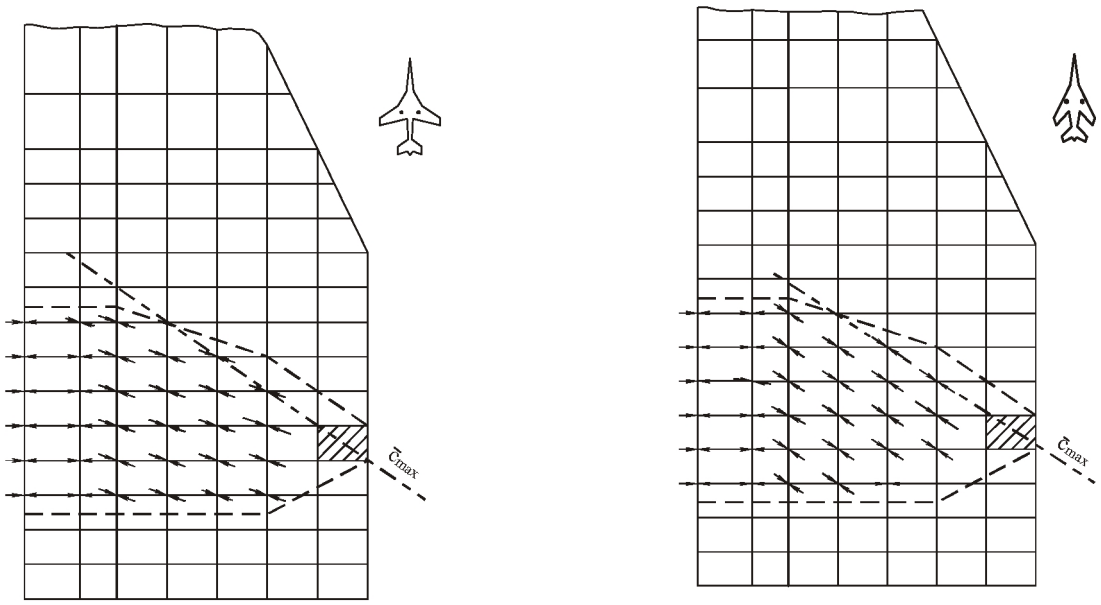


Рис. 7.8. Потоки главных усилий в изотропных элементах несущего слоя равнопрочной трехслойной модели крыла в основных случаях нагружения

1. В обоих случаях нагружения ПГУ оказались одноосными, за исключением небольшой зоны около шарнира в случае полёта с максимальной стреловидностью, когда в нагрузках преобладает кручение.

2. Направления ПГУ в большинстве элементов отличаются не более, чем на 10…15°, несмотря на значительно большее различие - на 45° - в ориентации вектора главного момента, приложенного к шарниру.

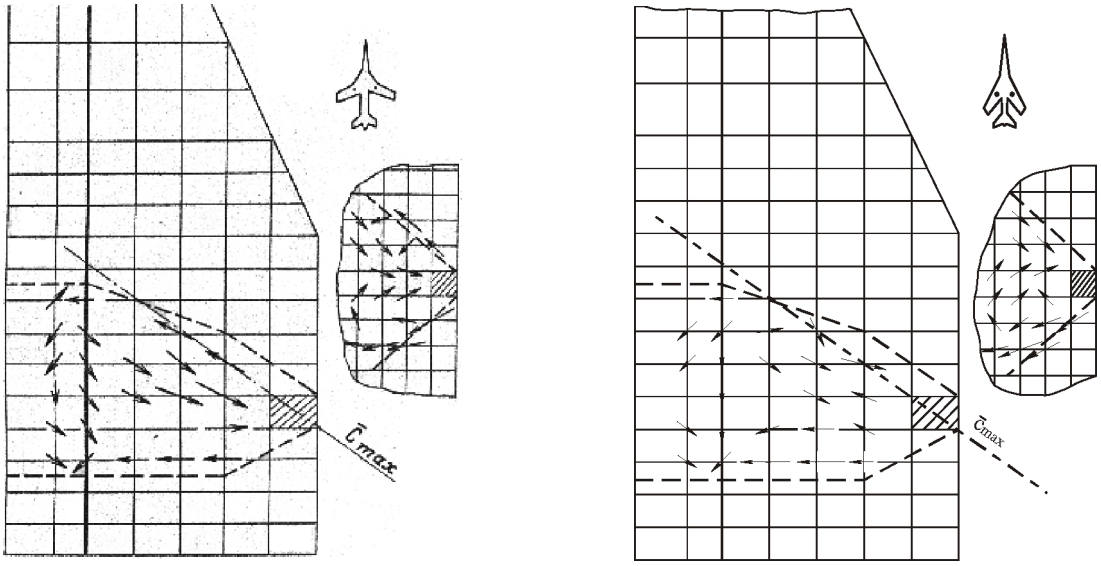


Рис. 7.9. Главные касательные силы в заполнителе равнопрочной трехслойной модели крыла

По картинам ПГУ можно рекомендовать как рациональную ориентацию стержневых элементов в несущем слое, показанную на рис. 7.10 пунктиром.

Картины ГКС в заполнителе даны на рис. 7.9 (ГКС в зоне около шарнира взяты из расчета НЧК с более мелкой сеткой и постоянной строительной высотой).

В обоих случаях нагружения по передней и задней границам силовой конструкции НЧК и по борту фюзеляжа ГКС имеют наибольшие величины и примерно одинаково ориентированы, причем максимальные усилия в заполнителе около задней кромки дает второй случай нагружения. Кроме того, направления главных касательных сил в этих зонах близки к направлениям соответствующих границ. Отсюда сразу следует тривиальный вывод о необходимости постановки стенок по передней и задней границам панели силовой обшивки и по борту фюзеляжа. Заметим, что примерно также работают в стреловидном крыле стенки переднего и заднего лонжеронов и бортовой нервюры.

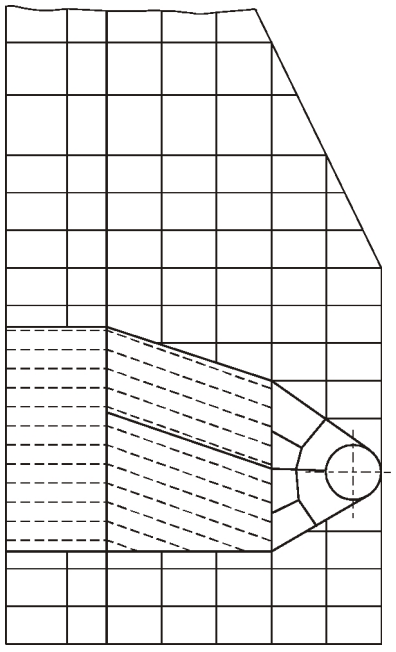


Рис. 7.10. Рациональная силовая схема неподвижной части крыла с изменяемой стреловидностью

При полёте с $\chi_{\min}$ между передней и задней границей силовой конструкции НЧК имеется зона, в которой заполнитель сильно нагружен и работает на сдвиг в направлении от борта к шарниру. Наличие этой зоны указывает на целесообразность постановки одной или нескольких промежуточных стенок, связывающих борт с шарниром.

Анализ картин ГКС в заполнителе позволяет рекомендовать как рациональное расположение стенок, показанное на рис. 7.10 жирными линиями.

Таким образом, целеустремленными действиями, без перебора вариантов, определяются близкие к оптимальным: форма в плане силовой конструкции НЧК, ориентация стрингеров и размещение стенок.

7.3.2. Крыло малого удлинения

Рассмотрим рациональное ориентирование ребер в подкрепленных панелях обшивки крыла малого удлинения с формой, характерной для дозвуковых пассажирских самолетов типа Ту-144, "Конкорд". Для этого с учётом основных расчётных случаев нагружения найдена равнопрочная конструкция крыла при предположении, что несущий слой состоит только из изотропной обшивки, работающей без потери устойчивости. На рис. 7.11 показаны картины ПГУ в двух основных случаях нагружения в верхних несущих слоях: полётный случай, когда сильно нагружена область задней кромки; взлётный – большие сосредоточенные силы от шасси в узлах a, b и большая распределенная массовая нагрузка;

На рис. 7.11 направления малых ПГУ показаны тонкими линиями.

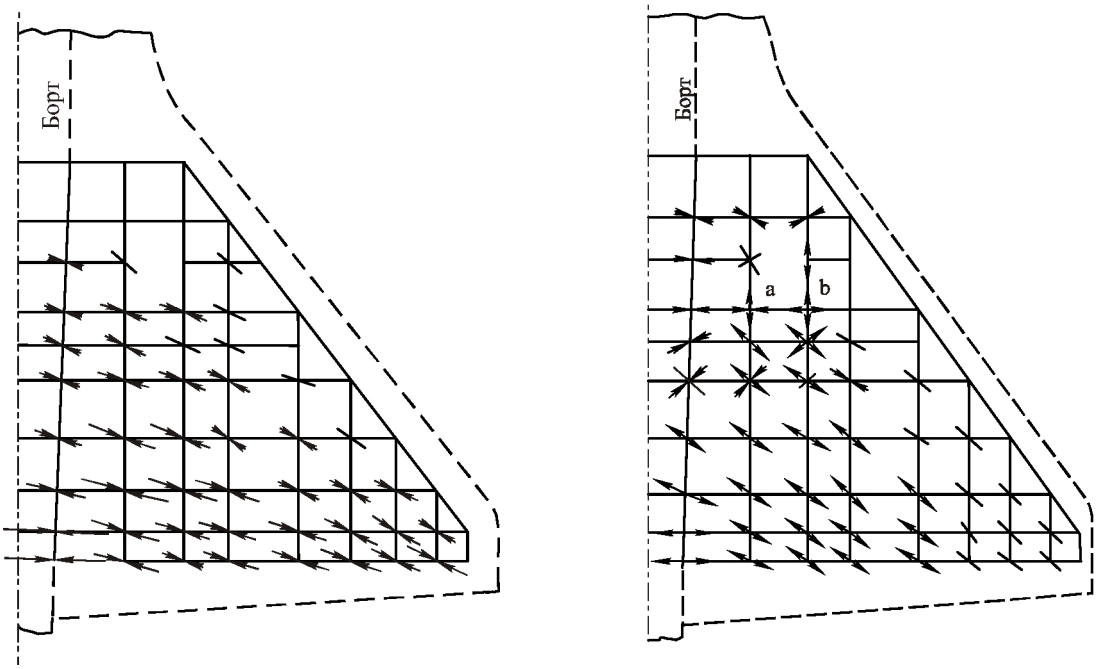


Рис. 7.11. Потоки главных усилий в верхней панели обшивки крыла малого удлинения в двух основных случаях нагружения

На основании силового анализа работы теоретически оптимальной конструкции можно предложить два варианта рационального ориентирования ребер или стрингеров в панелях обшивки, рис. 7.12.

Вариант I - с ребрами, ориентированными в зоне А по главным усилиям от ведущего случая нагружения и по оси z в шассийной зоне, так как здесь

имеют место различные очень сложные двухосные картины ПГУ (такое направление ребер выражает лишь основное назначение конструкции в шассийной зоне - передавать силы к борту по кратчайшему пути).

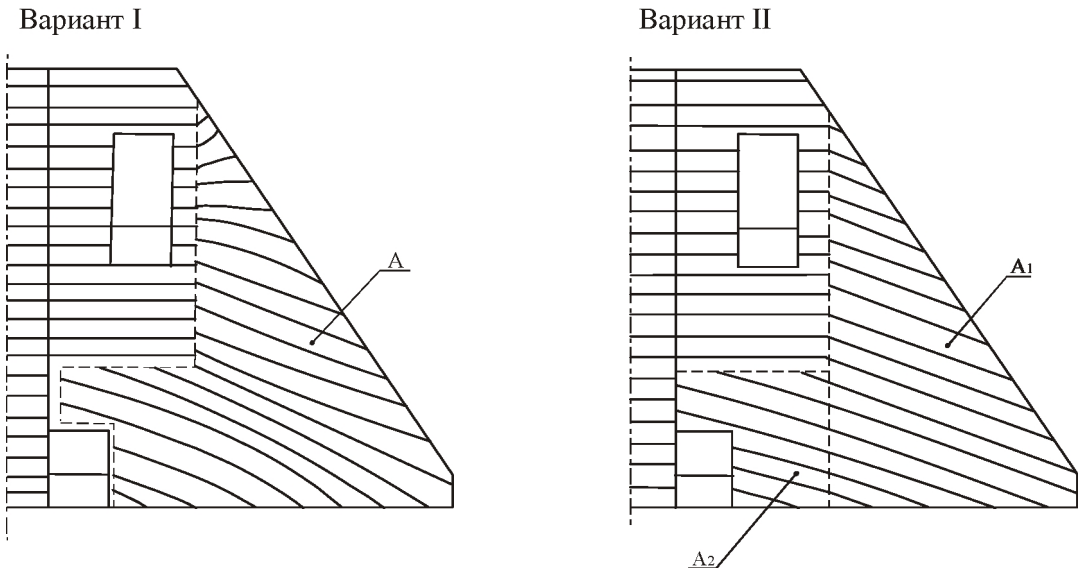


Рис. 7.12. Варианты рационального ориентирования ребер в панелях обшивки

Вариант II отличается от первого менее строгим соответствием направлений подкрепляющих ребер потокам главных усилий в зоне A, которая разбита на две части A_1 и A_2 с постоянными углами ориентирования ребер 20° и 15° к оси z соответственно.

Потребные толщины панелей в этих вариантах подбирались по условиям прочности и работы без потери устойчивости с ограничением минимально допустимой величины приведенной толщины панелей по конструктивным соображениям.

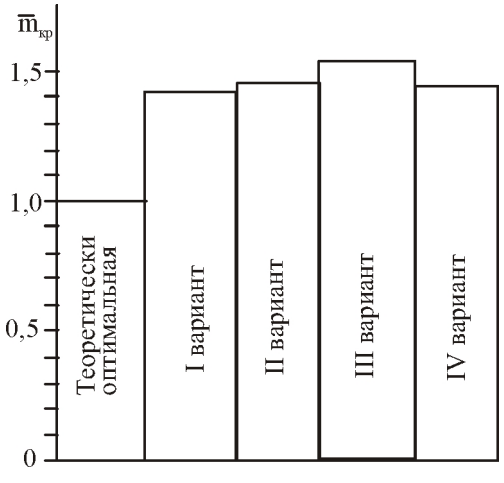


Рис. 7.13. Сравнение по массе различных вариантов крыла

Если массу несущих слоев теоретически оптимальной конструкции принять за единицу, то массы рассмотренных вариантов конструкций расположатся, как показано на рис. 7.13. На нём приводится также относительная масса варианта III - крыла с ребрами монолитных панелей, ориентированными по размаху. (Столь большая разница между весом теоретически оптимальной конструкции и вариантами

с панелями обшивки, подкрепленными ребрами, объясняется помимо известных преимуществ моноблочной конструкции также и тем, что толщины несущего слоя теоретически оптимальной конструкции, в отличие от остальных, рассчитаны без ограничений на минимальную величину толщины обшивки и без учёта потери устойчивости).

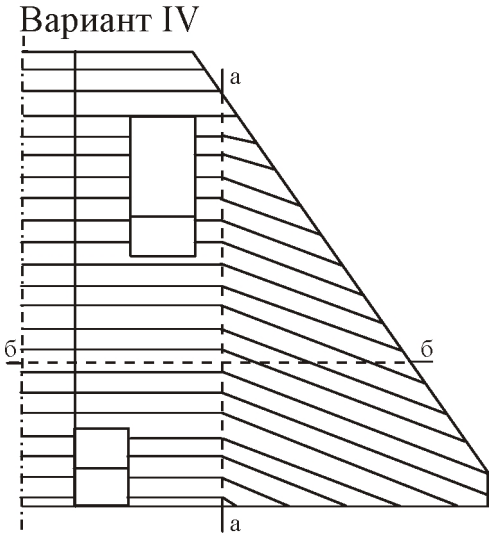


Рис. 7.14. Рациональная в силовом и технологическом отношении схема ориентации ребер в панелях обшивки

Вариант II лишь немного тяжелее первого, в то время как он значительно проще в технологическом отношении. Вариант II легче конструкции с ориентированием ребер по размаху (вариант III) на *7%*, причем всю экономию массы дает зона A_1, что обусловлено следующим: во-первых, в зоне A_2 довольно резко меняются направления потоков главных усилий; во-вторых, эта зона в рассматриваемом примере осложнена вырезом. Поэтому для данного крыла можно рекомендовать как рациональную схему ориентации ребер IV, показанную на рис. 7.14. В ней сведены до минимума технологические усложнения, так как в больших крыльях примерно половина делается отъёмной, и линию перемены направлений ребер *а - а* выгодно совместить с разъёмом.

Замечание о жесткости. Поворот нервюр в полетном случае нагружения развивается в основном на части крыла правее линии *а - а*, см. рис. 7.14, за счет деформации панелей обшивки. Поэтому вариант IV ориентации стержневых элементов в несущем слое крыла по сравнению с III при одинаковом весе имеет углы поворота концевого сечения примерно на 20% меньше.

7.3.3. Стреловидное крыло

Рассматривается поиск рациональной силовой схемы стреловидного крыла с большим наплывом в корневой части, см. рис. 7.15.

Такая форма в плане характерна для крыльев многих околозвуковых пассажирских и транспортных самолётов (Ту-154, Боинг-747, "Тристар", А-300, VC-10, Ил-96 и др.). Несмотря на относительное однообразие внешних форм, крылья этих самолетов отличаются большим разнообразием силовых схем в корневой части [4-6].

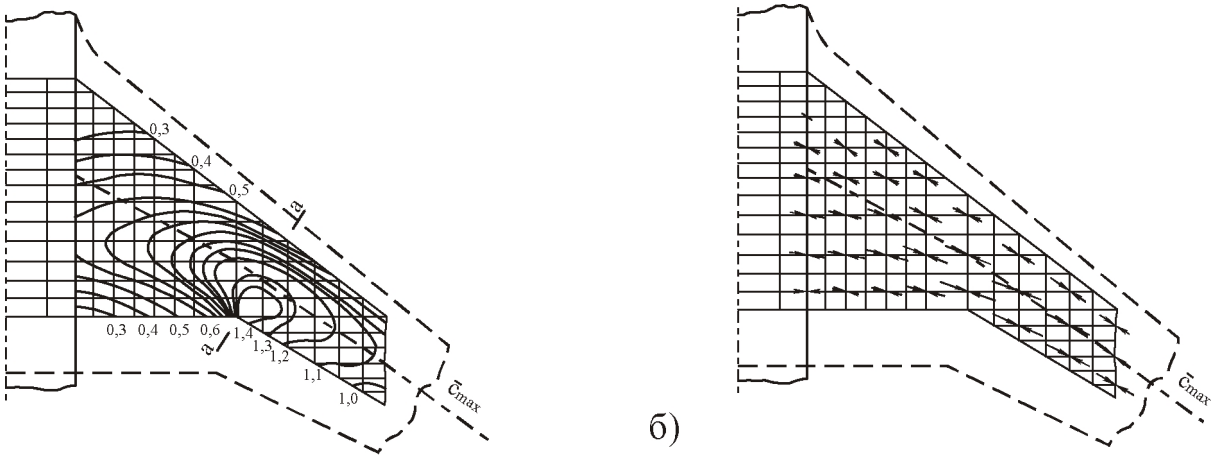


Рис. 7.15. Оптимизация конструкции корневой части стреловидного крыла

На рис. 7.15а показано равнопрочное распределение толщин верхнего несущего слоя в континуальной модели крыла, на рис. 7.15б - ПГУ в этом слое в основном полетном случае нагружения. Оба эти рисунка как ориентацией зоны максимальных толщин, так и направлениями одноосных ПГУ, совершенно отчётливо указывают, что рациональная силовая конструкция такого крыла должна иметь излом кессона* примерно по линии *а-а* с соответствующим изменением ориентации стрингеров и сдвигом центроплана** назад из области максимальных строительных высот.

* Кессон - коробчатая часть конструкции крыла, образованная стенками переднего и заднего лонжеронов и панелями обшивки.

** Центроплан – силовая часть конструкции крыла внутри фюзеляжа.

Самолёты со стреловидными крыльями строятся уже много лет, и в их проектировании накоплен значительный опыт. У пассажирских самолётов второго и третьего поколений, силовые схемы крыльев в результате эволюции конструкций обладают высоким весовым совершенством. Так же, как у найденной расчетным путем рациональной конструкции в рассматриваемом примере, у Ту-154, А-300 и ряде других [4] центроплан с подкосом сдвинуты назад.

7.3.4. Верхняя часть киля в Т-образном оперении

Рассмотрим решение локальной задачи о рациональной ориентации стрингеров в верхней части киля самолёта с переставным стабилизатором. Схема ориентации стрингеров в одной из существующих конструкций показана на рис. 7.16а, причем на участке со сходящимися подкрепляющими ребрами около стыковочного узла А используется монолитная панель со сложной технологией изготовления.

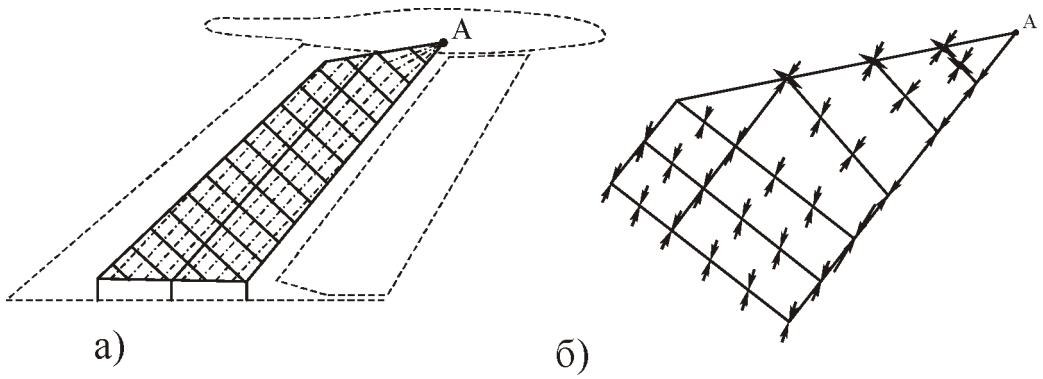


Рис. 7.16. Определение рациональной ориентации стрингеров в верхней части киля

Картина ПГУ в основном расчётном случае для этой части конструкции - несимметричном нагружении стабилизатора - показана на рис. 7.16б. Из этой картины следует, что система сходящихся стрингеров в треугольной части киля с точки зрения прочности не оправдана, и здесь стрингеры выгодно ориентировать параллельно заднему лонжерону. Такая конструкция проще в технологическом отношении и легче.

7.4. Развитие алгоритма

В тех проектных ситуациях, когда ПГУ и ГКС существенно отличаются по ориентации в различных случаях нагружения и выбор компромиссных направлений затруднен, можно сделать методику более совершенной, если вести отыскание теоретически оптимальной конструкции по следующей схеме.

1. Конструкция разбивается на достаточно малые элементы, назначается начальное распределение материала.

2. Выполняется расчет напряженного состояния модели на все случаи нагружения.

3. Для каждого элемента несущего слоя решается задача математического программирования об отыскании такой ориентации подкрепляющих стержней и соотношения количества материала в обшивке и стержнях, которые обеспечивают минимум массы панели при удовлетворении ограничениям по прочности, потере устойчивости, жесткости, технологичности во всех случаях нагружения с учетом требований технологичности. Аналогично ставится и решается задача об отыскании двух толщин и двух ориентаций стенок, выполняющих функции заполнителя в элементе.

4. Проектные переменные, найденные из решения локальных оптимизационных задач, используются вместо исходных, и расчет повторяется до стабилизации.

5. По окончании расчетов для принятия решений по силовой схеме крыла дополнительно к ПГУ и ГКС изображается ориентация стержней и стенок и мощность соответствующих конструктивных элементов, например, частотой штриховых линий.

В тех случаях, когда доля массы стенок в конструкции крыла относительно невелика и когда положение стенок в значительной степени обусловлено технологией изготовления крыла, расположением пилонов и другими аналогичными факторами, целесообразно в исходную модель вместо изотропного заполнителя закладывать систему стенок, предписываемую конструктивно-технологическими соображениями.

7.5. Оптимизация распределения материала

После выбора силовой схемы производится оптимизация распределения материала. Здесь так же, как и на предыдущем этапе, целесообразно использование высокоточного конечно-элементного моделирования. Разница состоит

только в том, что на предыдущем этапе для генерации оптимальной силовой схемы строится модель преимущественно из изотропных элементов, ее принято называть КЭМ-I (конечно-элементная модель первого уровня). После принятия решения о силовой схеме строится новая модель КЭМ-II, которая адекватно описывает будущую конструкцию. В ней для описания лонжеронов использу-

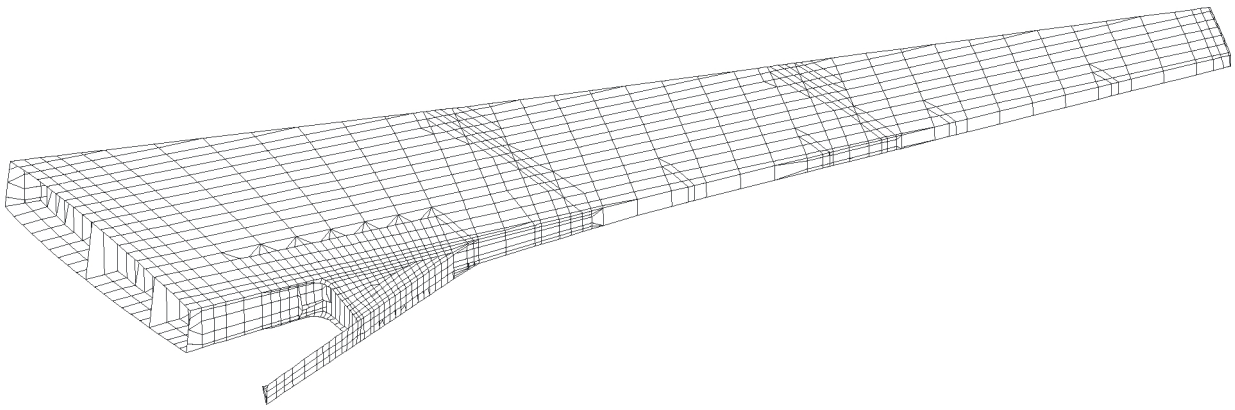


Рис. 7.17. Конечно-элементная модель крыла для конструирования (КЭМ-II)

ются балочные элементы из библиотеки конечных элементов (БКЭ), стенка, теряющая устойчивость, описывается сдвиговыми элементами, не теряющая устойчивости – мембранными и т.п. При необходимости БКЭ дополняется новыми элементами. При таком подходе конечные элементы используются как своего рода *язык для конструирования*, исключающий неоднозначность вербального и эскизного описания конструкций. Пример КЭМ-II крыла самолета показан на рис. 7.17.

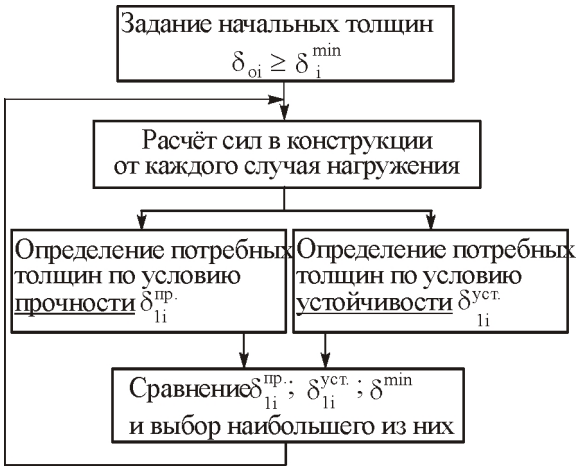


Рис. 7.18. Назначение сечений элементов статически неопределимых конструкций

Модель второго уровня КЭМ-II позволяет рассчитывать усилия во всех элементах конструкции и оптимизировать их размеры в итерационном процессе, учитывающем статическую неопределимость конструкций, см. рис. 7.18. Так как внутренние усилия в конструкциях значительно консервативнее, чем напряжения, по отношению к распределению материала по элементам, то подбор сечений элементов целесообразно вести именно через усилия.

Подбор толщин двумерных элементов по прочности ведется через эквивалентные потоки усилий (7.6).

Для подбора параметров сжатых панелей приходится ставить и решать локальные задачи нелинейного математического программирования или строить номограммы на основе ранее решенных оптимизационных задач и экспериментальных данных [14, 39].

Пример номограммы для подбора ребристых панелей показан на рис. 7.19.

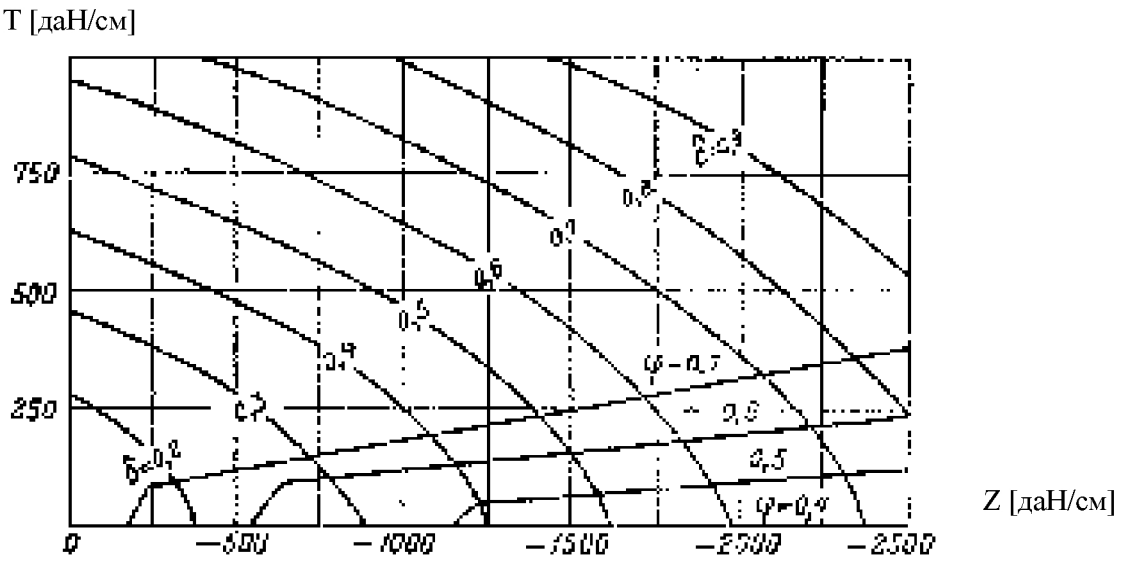


Рис. 7.19. Номограмма для подбора панелей

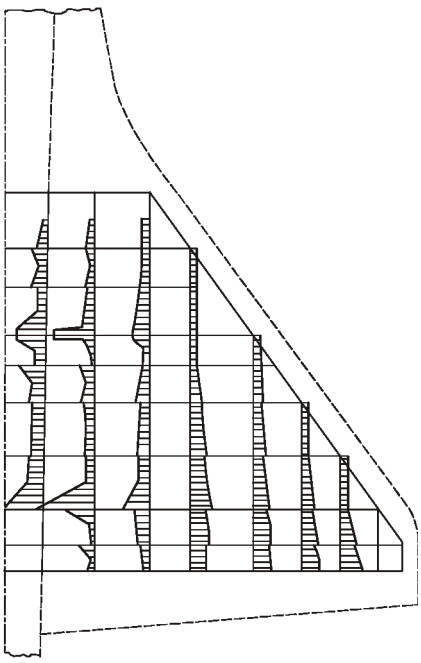


Рис. 7.20. Распределение толщин панелей обшивки крыла

Близкое к равнопрочному при нескольких случаях нагружения распределение толщин панелей обшивки крыла малого удлинения показано на рис. 7.20.

Учет требований жесткости, в дополнение к требованиям прочности, возможен с привлечением специальных алгоритмов [38, 40].

8. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПЕРЕНИЯ

При всем многообразии аэродинамических схем - нижнее, среднее или верхнее расположение стабилизатора, схема "утка" и т.д., см. рис. 8.1, - оперение представляет собой определенную комбинацию несущих поверхностей и к нему вполне применимы методы проектирования и технические решения, разработанные для крыльев. Необходимо учитывать только некоторые особенности.

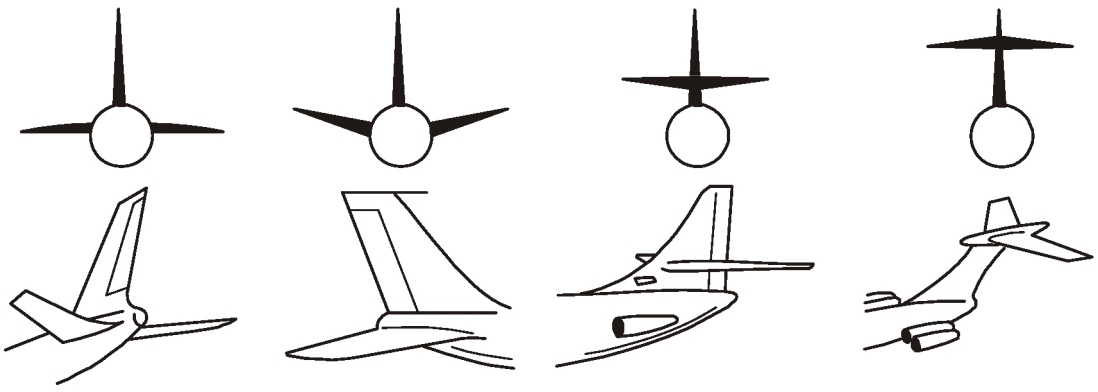


Рис. 8.1. Варианты размещения вертикального оперения

Нагрузки на оперение отличаются большим разнообразием. Их делят на три группы: уравновешивающие, маневренные и нагрузки при полете в неспокойном воздухе. Маневренные нагрузки действуют на оперение при резком отклонении рулей в начальный момент маневра. При этом основные усилия действуют на узлы навески рулей и область заднего лонжерона. К этой же группе нагрузок на вертикальное оперение относится случай остановки двигателей по одну сторону от плоскости симметрии самолета.

Оперение, как правило, имеет симметричный профиль с несколько меньшей, чем у крыла, относительной строительной высотой. Поэтому, с учетом абсолютных меньших размеров и повышенных акустических нагрузок в хвостовой части самолета, в конструкции оперения целесообразно использование трехслойных панелей или даже вся конструкция может выполняться как трехслойная без рядовых нервюр.

Конструкция оперения является одним из первых силовых агрегатов планера в которых целесообразно использование композиционных материалов. Здесь может быть выгодным управление положением оси жесткости несущей поверхности за счет анизотропии обшивки.

Сложные конструкторские задачи возникают при проектировании цельноповоротного горизонтального оперения и переставных стабилизаторов.

Первые характерны для сверхзвуковых самолетов. В этом случае стабилизатор – крыло малого удлинения с узлом вращения. На практике применяется два основных технических решения. В первом ось вращения принадлежит конструкции стабилизатора, а опоры с подшипниками размещаются в фюзеляже. Во втором – подшипники размещаются в стабилизаторе, а ось жестко соединяется с фюзеляжем, рис. 8.2.

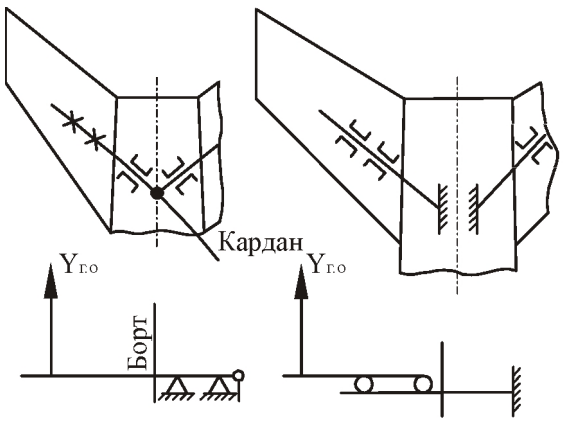


Рис. 8.2. Цельноповоротное горизонтальное оперение

Переставные стабилизаторы применяются на дозвуковых самолетах. На малых скоростях они устанавливаются на отрицательный угол атаки для уравновешивания самолета. Стабилизатор дозвукового самолета имеет обычно довольно большое удлинение, и его корневая часть нагружена большими изгибающими моментами. Особенно неблагоприятно несимметричное нагружение. Поэтому центральная часть переставного стабилизатора иногда имеет сложную пространственную конструкцию [4]. Переставной стабилизатор обычно размещается либо на фюзеляже, либо в верхней части киля (Т-образная схема). Оба варианта в

силовом отношении имеют свои плюсы и минусы. Исследования, проведенные для типичного магистрального самолета, показали, что в весовом отношении оба варианта размещения стабилизатора примерно равнозначны.

9. СТЫКИ С ФЮЗЕЛЯЖЕМ

Стыки крыла и оперения с фюзеляжем являются наиболее нагруженными и ответственными частями планера самолета. На практике применяется большое разнообразие конструкций. От простейшего "планерного" стыка, применяемого на сверхлегких самолетах, рис. 9.1а, до сложных пространственных конструкций, характерных для широкофюзеляжных самолетов, рис. 9.1б.

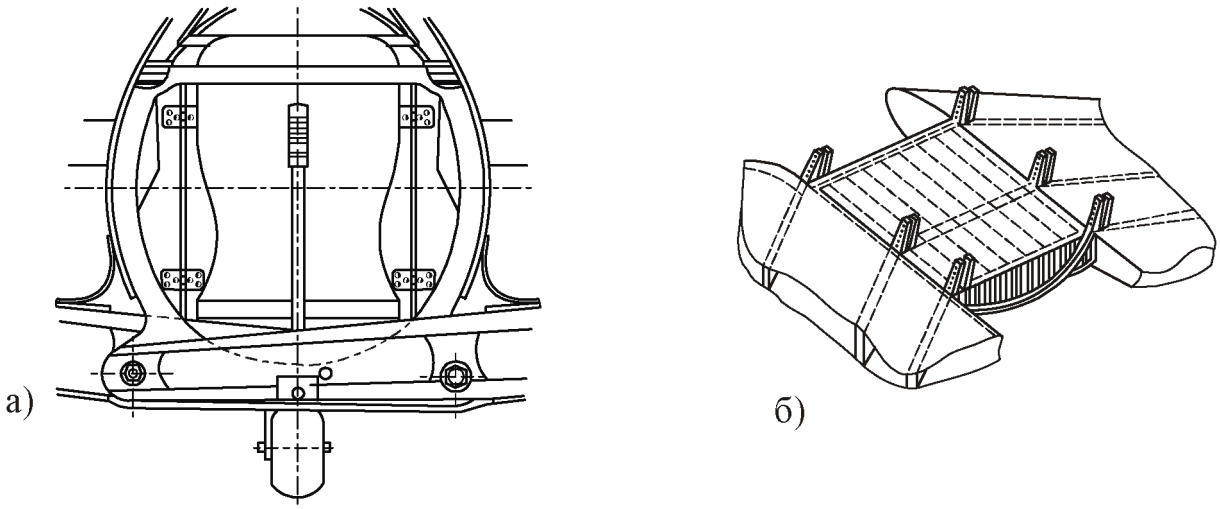


Рис. 9.1. Конструкции стыков крыла с фюзеляжем

В силовом взаимодействии крыла и фюзеляжа важны следующие особенности.

1. Полезными и безусловно необходимыми в стыке являются усилия, которые передают воздушную нагрузку с крыла на фюзеляж, рис. 9.2,а.

2. Изгибающий момент от левой и правой консолей является "расплатой" за создание подъемной силы на крыле и обычно уравновешивается на центроплане.

3. Центроплан имеет примерно на порядок большую жесткость, чем фюзеляж в зоне стыка (панели центроплана тяжелого самолета имеют толщину порядка 20…25 мм, обшивка фюзеляжа – порядка 2…3 мм).

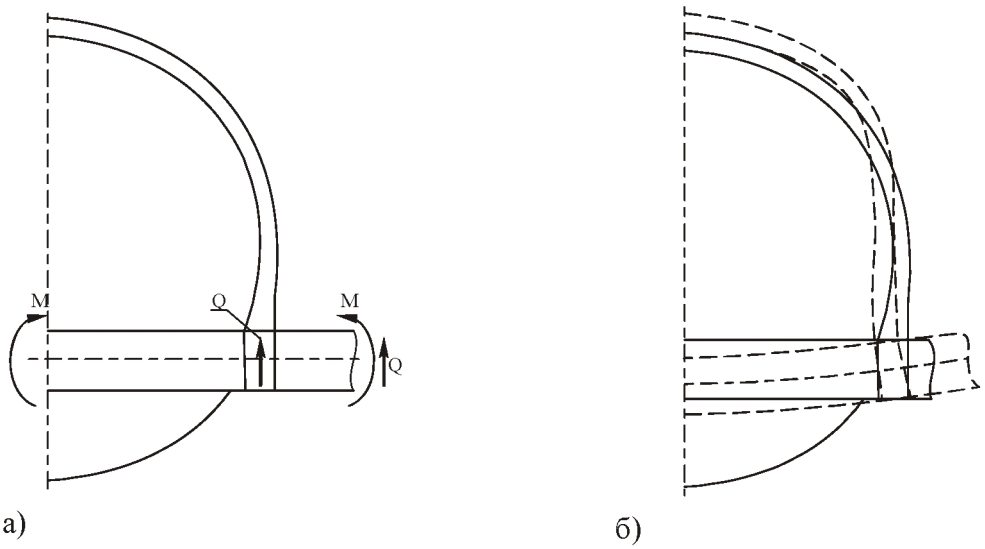


Рис. 9.2. Передача сил с крыла на фюзеляж (а) и совместная деформация центроплана и шпангоутов (б)

Эти особенности являются источником ряда проблем, которые приходится преодолевать при проектировании стыка.

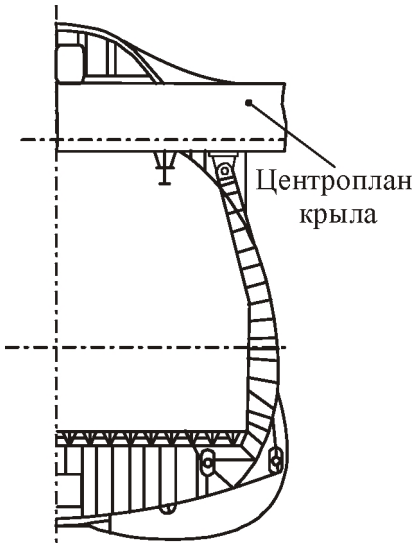


Рис. 9.3. Шарнирная стыковка крыла с фюзеляжем

Моментные соединения силовых шпангоутов с центропланом заставляют шпангоуты деформироваться совместно с центропланом, как показано на рис. 9.2,б, что создает концентрацию напряжений в месте стыка шпангоута и центроплана. Увеличение площадей поперечных сечений поясов шпангоутов в этих местах малоэффективно, а увеличение строительной высоты шпангоута может приводить даже к увеличению напряжений в поясах. По этой причине, например, в ряде самолетов со схемой высокоплан применяется шарнирная стыковка, рис.

9.3, или стыковка через серьги, рис. 9.4.

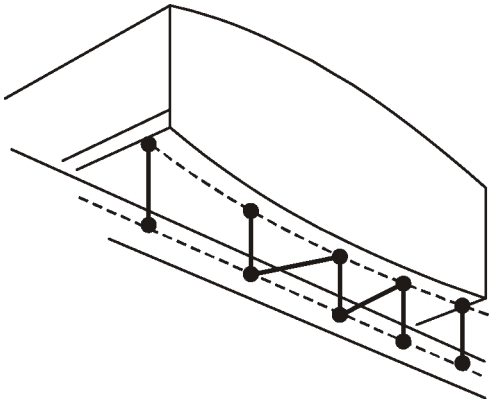


Рис. 9.4. Стыковка через серьги

Не рекомендуется жестко соединять с центропланом какие-либо тонкостенные элементы, например, стенки балки пола, как показано на рис. 9.5, так как в этом случае момент инерции центроплана J_X практически не изменится, а расстояние от нейтральной оси до крайнего волокна присоединенного элемента значительно увеличивается, что вызовет в нем соответствующее увеличение напряжений.

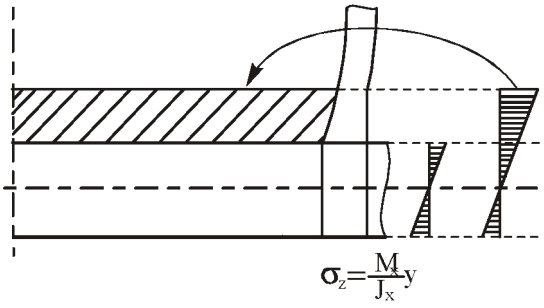


Рис. 9.5. Возникновение высоких напряжений в элементах, присоединяемых к центроплану

Жесткий центроплан способен активно включаться в работу фюзеляжа на изгиб, и, например в схеме низкоплан, в зоне стыка усилия с нижних стрингеров и части обшивки фюзеляжа перетекают на нижнюю панель центроплана. Поэтому в этом месте нужно либо обеспечить передачу этих усилий специальными силовыми элементами и учитывать догрузку нижней панели центроплана, либо специальными мерами развязывать деформации фюзеляжа и центроплана.

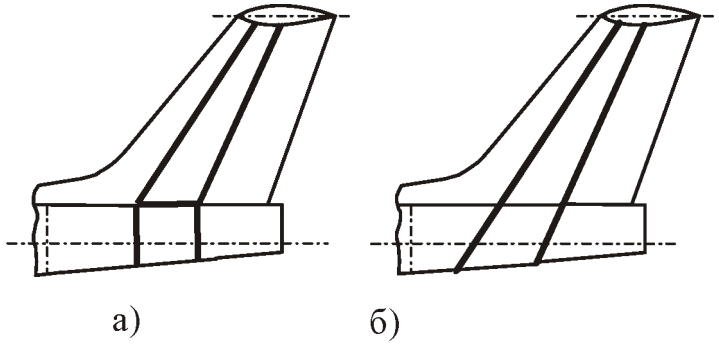


Рис. 9.6. Крепление стреловидного киля к “прямым”(а) и “косым”(б) шпангоутам

Киль обычно имеет определенную стреловидность и крепится к силовым шпангоутам, как показано на рис. 9.6,а. В такой схеме неизбежно возникает концентрация усилий в корневой зоне около заднего лонжерона. Кроме того,

необходима постановка усиленных торцевой нервюры или стрингеров в фюзеляже в стыке с килем.

Постановка косых шпангоутов, рис. 9.6,б, существенно изменяет силовую работу стыка. Исчезает концентрация усилий в заднем лонжероне. Стреловидный киль в целом работает как прямое крыло, что дает возможность эффективно использовать его строительную высоту. Отпадает необходимость в усиленной нервюре. Целесообразность использования косых шпангоутов явно показывает картина потоков главных усилий в стыке, рис. 9.7.

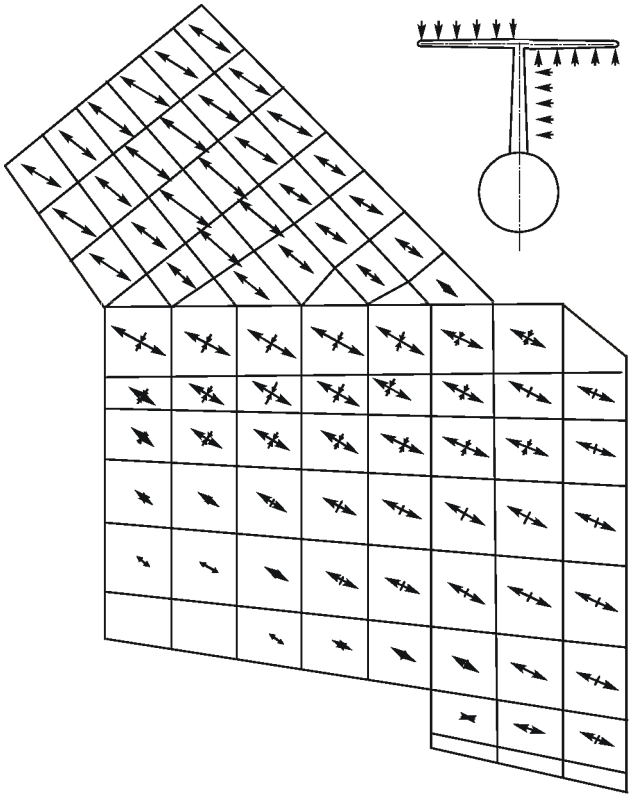


Рис. 9.7. Потоки главных усилий в стыке киля с фюзеляжем

Несмотря на определенные технологические усложнения, схема с косыми шпангоутами может давать выигрыш в массе и начинает широко применяться.

Конструкции стыков крыльев и оперения с фюзеляжем в большинстве случаев оказываются статически неопределимыми, и распределение усилий взаимодействия в них сильно зависит от распределения материала (жесткостей). Поэтому уже на ранних стадиях проектирования необходимо использование конечно-элементного моделирования на уровне КЭМ-II.

10. ОБЕСПЕЧЕНИЕ РЕСУРСА

Ко многим авиационным конструкциям, и прежде всего – пассажирских самолетов, предъявляются высокие требования по ресурсу – до 40…60 тыс. часов.

Эти требования особенно трудно выполнить на самолетах с большой взлетной массой, так как рост абсолютных размеров самолета ведет к прогрессивному росту нагруженности планера (более подробно этот вопрос рассматривается в следующем разделе). Поэтому для сохранения высокой эффективности авиационных конструкций, начиная примерно с 80-х годов, происходит отказ от разработки конструкций "*гарантированных от повреждений*" в пользу концепции разработки "*безопасно повреждаемых конструкций*". Этот переход нашел свое отражение в современных нормах прочности по усталости и ресурсу.

В соответствии с новой концепцией в процессе эксплуатации допускается появление усталостных повреждений, гарантируется возможность их обнаружения до достижения критических (допустимых) размеров и сохраняется при этом достаточная остаточная прочность конструкции. Как правило, это требование к конструкции выдерживать эксплуатационную нагрузку при наличии регламентированного повреждения в ней, например длины трещины.

Повышенный ресурс планера обеспечивается совокупностью различных мер: снижением нагрузок, выбором материалов, конструктивных решений, технологическими процессами изготовления деталей и сборки.

При выборе материалов для высокоресурсных конструкций крыльев особенно высокие требования предъявляются к обшивке. В нижней панели используются более вязкие материалы типа Д16Т, в верхней допустимо использование высокопрочных типа В95Т. И в том и в другом случае желательно использование материалов повышенной чистоты, так как они имеют лучшие характеристики K_{IC}. Уровень предельных напряжений задается отдельно для верхней и нижней поверхности и переменным по размаху. Для снижения накопления повреждений в материале силовых элементов используются все возможные способы снижения нагрузок на крыло, например, порядок расходования топлива, при котором концевые баки расходуются в последнюю очередь и т.п.

При разработке конструктивных решений особое внимание уделяется потенциальным концентраторам напряжений: поперечным стыкам, всевозможным вырезам, законцовкам стрингеров, местам приложения больших сосредоточенных сил, крайним крепежным точкам в швах. Большое количество критических мест при проектировании крыльев возникает в области заднего лонжерона. В стреловидном крыле это наиболее напряженная зона. Здесь крепятся многие агрегаты механизации и управления. Довольно часто организуется шассийная ниша. Поэтому при выборе ориентации стрингерного набора одним из важнейших аргументов оказывается отсутствие законцовок стрингеров на заднем лонжероне.

Для анализа концентрации напряжений и разработки мер по ее снижению полезно использовать высокоточное моделирование с использованием КЭМ на ранних стадиях проектирования. Граничные условия – нагрузки или перемещения – для таких задач можно получить из КЭМ-II сразу после принятия решений по силовой схеме. Соответственно модели для анализа концентраторов могут быть названы КЭМ-III.

В настоящее время для этих целей могут использоваться как универсальные вычислительные системы типа NASTRAN, так и специализированные – ФИТИНГ,ANSIS и др. – с развитым набором опций по механике разрушения и нелинейным задачам.

К числу эффективных конструктивно-технологических способов обеспечения безопасной повреждаемости относится панелирование при использовании монолитных конструкций. Так в корневой части крыла Ан-124 используется 11 панелей. На рис. 10.1 показана конструкция современного дальнемагистрального самолета. В верхней части крыла используются три панели, в нижней – четыре. Обращает на себя внимание использование узкой панели около заднего лонжерона.

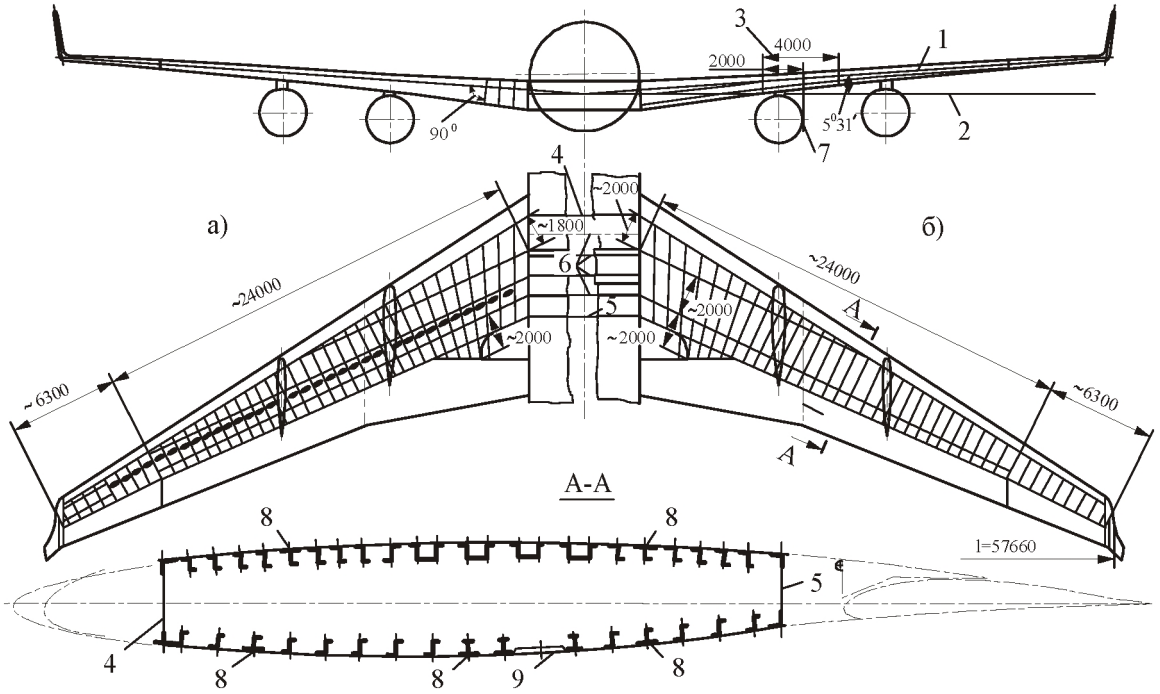


Рис. 10.1. Конструкция крыла дальнемагистрального самолета:
а- вид снизу; б- вид сверху; 1- строительная плоскость крыла (СПК); 2- строительная плоскость центроплана (горизонталь); 3- переходная зона (зона двойной кривизны панелей); 4- ось переднего лонжерона; 5- ось заднего лонжерона; 6- оси дополнительных лонжеронов; 7- ось излома контура; 8- продольные стыки панелей; 9- люк-лаз

Сопротивление усталости в значительной мере зависит от состояния поверхностного слоя – наличия царапин, остаточных напряжений. Для повышения усталостной прочности полезны сжимающие напряжения. В ряде технологических процессов они создаются автоматически, например при производстве листов, и конструктору остается позаботиться об их сохранении. В других случаях они могут быть созданы искусственно выглаживанием твердым инструментом, дробеструйной обработкой и т.п. Установка болтов и

заклепок с натягом создает сжимающие напряжения по внутреннему контуру отверстий.

Возникновение микротрещин и скорость их развития в конструкции зависят от многих факторов. Поэтому в обеспечении ресурса важную роль играют экспериментальные исследования новых материалов и технических решений, закладываемых в конструкцию.

Значительное внимание проблемам проектирования высокоресурсных конструкций уделено в книгах [4, 41].

11. ВЕСОВОЙ АНАЛИЗ

11.1. Весовые формулы

На долю крыла и оперения приходится ориентировочно 8...12 и 1,5...2,5% взлетной массы самолета m_0. Для выбора основных параметров самолета на ранних стадиях проектирования необходимо знание (предсказание!) величин абсолютных и относительных масс конструкции в целом $m_к$, $\overline{m}_к = \frac{m_к}{m_0}$ и ее частей: крыла $m_{кр}$, $\overline{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_0}$, оперения $m_{оп}$ и прочих. Далее эти величины используются в расчетах центровок, нагрузок и ряде других. Поэтому точность весовых прогнозов играет важную роль в общем проектировании самолетов.

Основы систематизированного изучения проблемы прочности и весовой эффективности авиационных конструкций даны в книге Ф.Р. Шенли [18].

Для оценки абсолютных и относительных масс конструкции несущих поверхностей предложено довольно много, так называемых, "весовых формул" [2, 19]. Формулы, выдержавшие испытание временем, часто носят имя своего автора. Представление о весовых формулах дают следующие примеры.

- Формула Дриггса для оценки веса 1 м^2 крыла

$$q_{кр} = k\sqrt{\frac{n_A^p p_0 l}{1000}},$$

где n_A^p - коэффициент расчетной перегрузки, k -коэффициент, учитывающий разгрузку крыла.

- Формула Козловского для оценки массы крыла

$$m_{кр} = \frac{k_1}{100}\left(\frac{n_A^p m_0 l}{\cos\chi}\right)^{0,835}.$$

- Формула Бадягина для оценки относительной массы крыла

$$\overline{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p m_0^{0,5}\varphi\lambda}{10^4 p_0 (\overline{c}_0)^{0,75}\cos^{1,5}\chi}\cdot\frac{\eta+4}{\eta+1}+\frac{4,5k_2k_3}{p_0}+0,015,$$

где φ - коэффициент, учитывающий разгрузку крыла топливом; λ и η - удлинение и сужение; коэффициенты k_1, k_2 и k_3 учитывают тип панелей, наличие наплывов и предкрылков, способ герметизации баков.

Относительная масса конструкции зависит от многих факторов: геометрической формы, перегрузки, распределения нагрузки, размеров и размещения вырезов, прочностных и жесткостных характеристик материалов и ряда других.

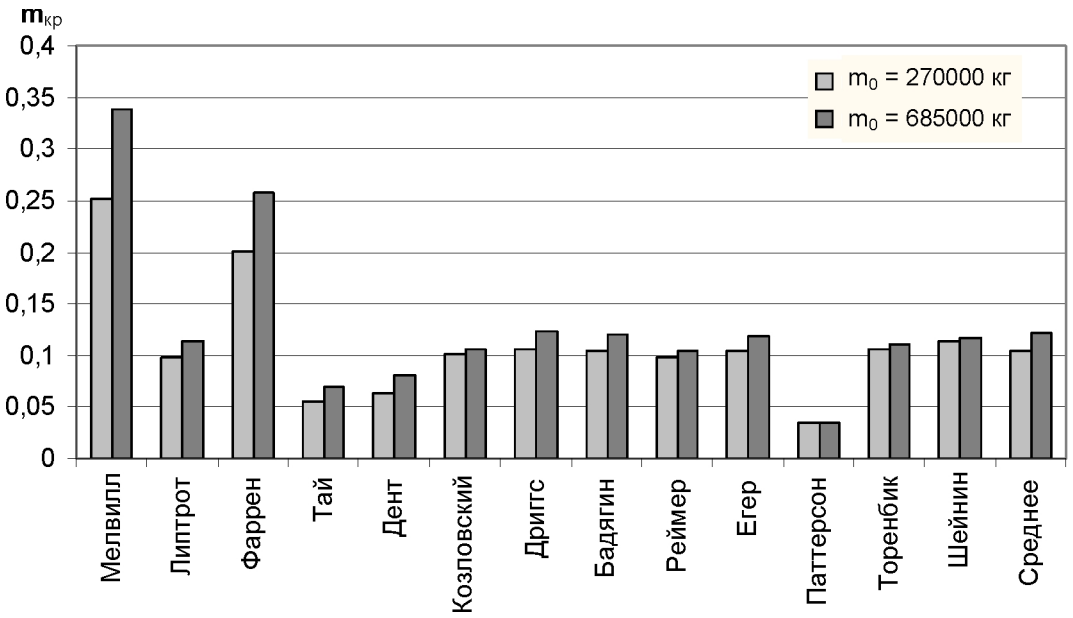


Рис. 11.1. Результаты расчетов относительной массы конструкций крыльев

К

Как правило, в весовых формулах в основе учета связи между геометрическими характеристиками и внешними нагрузками конструкций, с одной стороны, и внутренними усилиями в них, с другой, используется балочная теория, а такие факторы, как расположение двигателей на крыле или на фюзеляже, наличие наплывов в корневой части и т.п., учитываются

многочисленными поправочными коэффициентами, получаемыми обычно из статистических данных уже построенных самолетов.

Такой подход не позволяет гарантировать высокую точность весовых расчетов в случаях использования необычных внешних форм, новых технических решений по типу конструкции или при резком увеличении абсолютных размеров самолета, если весовые формулы не учитывают должным образом закон *квадратов и кубов* [19]. В качестве примера на рис. 11.1 приводятся результаты расчетов относительной массы конструкции крыла для двух самолетов. Одного с параметрами, близкими к Ил-96МТ, и другого – грузового самолета с полезной нагрузкой 250т (проект "Ecolifter").

Различные весовые формулы дают довольно большой разброс результатов. Для преодоления этого недостатка В.М. Шейнин предложил метод множественных вычислений [19], суть которого состоит в том, что крайние оценки отбрасываются, а промежуточные – осредняются. Для традиционных конструкций этот метод дает хорошие результаты. Вместе с тем, достижения в численном моделировании конструкций и установление некоторых интересных свойств упругих систем позволяют построить более общий подход к весовому проектированию [47].

11.2. Силовой фактор

Связь между результатами расчетов конструкции по МКЭ и ее потребной массой может быть выражена через специфический критерий *силовой фактор* - G, который отражает одновременно величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции.

Для ферм

$$G = \sum_{i=1}^{n} |N_i|\, l_i\,, \qquad (11.2.1)$$

где i - номер стержня, N - усилие, l - длина.

Для мембранных конструкций

$$G = \sum_{i=1}^{n} R_i \; S_i \,, \qquad (11.2.2)$$

где i - номер элемента, R - эквивалентный поток усилий, S - площадь элемента.

Для трехмерных конструкций

$$G = \int_V \sigma^{экв} \, dV \,, \qquad (11.2.3)$$

где $\sigma^{экв}$ - эквивалентное напряжение, V - объем материала конструкции.

Силовой фактор имеет ряд интересных свойств, которые могут быть полезны для весовых оценок конструкций.

- Величина G определяется силовой схемой конструкции, то есть типом элементов, их количеством, способами соединения между собой и расположением в пространстве. Для статически определимых конструкций величина G не зависит от соотношения жесткостей силовых элементов, а для статически неопределимых, как показывают вычислительные эксперименты, зависит слабо. Например, площади поперечных сечений некоторых элементов и внутренние усилия в них могут меняться в процессе оптимизации конструкции в несколько раз, в то время как G конструкции в целом изменяется только на несколько процентов.
- Теоретически необходимый объем материала полнонапряженной конструкции с определенной силовой схемой V_T может быть оценен через G и величину допускаемого напряжения с использованием однократного расчета внутренних усилий для некоторого рационального начального распределения жесткостей элементов по простейшему соотношению

$$V_T = \frac{G}{[\sigma]} \,. \qquad (11.2.4)$$

Действительно, для полнонапряженной фермы имеем

$$V_T = \sum_{i=1}^{n} \frac{|N_i|}{[\sigma]} \; l_i = \sum_{i=1}^{n} F_i \; l_i \,, \qquad (11.2.5)$$

где F_i - площадь поперечного сечения стержня.

Аналогичный результат можно получить для конструкций из мембранных элементов, если использовать в качестве меры внутренних усилий эквивалентные потоки усилий [21].

- Величина G позволяет также оценить:
  - * минимальную потенциальную энергию деформаций, которая может быть достигнута в результате оптимизации распределения определенного объема материала V_0 по элементам конструкции [34]

$$U = \frac{G^2}{2 E V_0}, \qquad (11.2.6)$$

  - * минимальный теоретически необходимый объем материала конструкции, если имеется ограничение на величину обобщенного перемещения $q \le [q]$ под действием обобщенной силы Q,

$$V \ge \frac{G^2}{E Q [q]}, \qquad (11.2.7)$$

  - * минимальный теоретически необходимый объем конструкции, если имеется ограничение на величину какой-либо характеристики жесткости конструкции $K \ge [K]$,

$$V \ge \frac{[K]}{E} \overline{G}^2, \qquad (11.2.8)$$

где K - отношение обобщенной силы к соответствующему обобщенному перемещению $K = \frac{Q}{q}$;

$\overline{G}$ - силовой фактор конструкции под действием единичной обобщенной силы. Это может быть, например, крутящий момент, приложенный к концевой нервюре, если рассматривается задача, связанная с обеспечением крутильной жесткости крыла.

- Величина G может быть вычислена с довольно высокой точностью на относительно грубых конечно-элементных моделях. Вычислительные эксперименты для различных крыльев [46] показывают, что

приемлемая точность может быть получена на сетках с числом элементов порядка $n \approx 10^2$, в то время как для анализа прочности и ресурса крыльев требуется $n \approx 10^4$.

Через $V_т$, плотность материала ρ и коэффициент полной массы φ, который учитывает прирост массы за счет стыковочных и несиловых элементов в конструкции, за счет отклонений от оптимального распределения материала в пользу простоты и технологичности конструкций и т.п., можно вычислить реальную (практическую) массу конструкции

$$m_к = \varphi \rho V_т = \varphi \rho \frac{G}{[\sigma]} \qquad (11.2.9)$$

или

$$m_к = \varphi \frac{G}{\bar{\sigma}}, \qquad (11.2.10)$$

где $\bar{\sigma}$ - удельная прочность материала.

В весовой формуле (11.2.10) каждый из трех сомножителей определяет почти независимые друг от друга свойства конструкции:

G - геометрию, силовую схему и нагрузки;

$\bar{\sigma}$ - прочность материала;

φ - конструктивно-технологическое совершенство.

Соотношение типа (11.2.10) может быть использовано для построения новых весовых формул конструкции в целом и отдельных ее частей. При этом $\bar{\sigma}$ будет отражать выбор материала, G - учтет все особенности выбора силовой схемы будущей конструкции, а коэффициент φ может быть определен из анализа уже построенного самолета, который целесообразно взять в качестве прототипа

$$\varphi = \frac{\tilde{m}_к \bar{\tilde{\sigma}}}{\tilde{G}}, \qquad (11.2.11)$$

где знак ~ используется для обозначения величин, относящихся к прототипу.

Если прототип обладает высоким весовым совершенством и в процессе разработки конструкции не ожидается больших изменений в технических

решениях (φ) и в выборе материала ($\bar{\sigma}$), например при модификациях, то для оценки массы новой конструкции формула (11.2.10) может быть переписана с учетом (11.2.11) особенно просто

$$m_к = \frac{G}{\tilde{G}} \tilde{m}_к , \qquad (11.2.12)$$

В современных условиях практически всегда имеются конечно-элементные модели и прототипа, и новой конструкции, и вычисление G не вызывает больших затруднений.

11.3. Геометрически подобные преобразования конструкций

Рассмотрим возможность построения весовых формул и методик весовых расчетов на основе конечно-элементных представлений о работе конструкций и критерия силовой фактор. Для этого рассмотрим, следуя [18] , геометрически подобные преобразования конструкций. Сначала выполним такой анализ для двух простейших типов конструкций:

1) состоящих только из стержней, работающих только на растяжение-сжатие (фермы);
2) состоящих только из мембранных элементов (тонкостенные безмоментные конструкции).

Пусть некоторая произвольная конструкция первого типа имеет:

- объем материала V;
- координаты узлов r_j (здесь r - радиус-вектор, j - номер узла);
- площади поперечных сечений F_i (i - номер стержня);
- усилия в стержнях N_i;
- напряжения в стержнях σ_i;
- силовой фактор G;
- потенциальную энергию деформаций U.

Будем считать эту конструкцию исходной .

Присвоим ей номер 0 и разместим ее параметры (V_i, r_j, F_i) и характеристики (N_i, σ_i, G, U) в первой строке таблицы 11.1.

Геометрически подобные конструкции будем получать путем изменения объема материала и координат узлов. Внешние узловые силы, действующие на конструкцию, в этих рассуждениях полагаем неизменными.

1. Увеличим объем материала конструкции в k раз без изменения координат узлов и соотношений жесткостей элементов путем увеличения в k раз площадей поперечных сечений стержней. При этом все коэффициенты матрицы жесткости конструкции увеличатся в k раз, внутренние усилия останутся без изменений, напряжения уменьшатся в k раз, силовой фактор не изменится, энергия деформаций уменьшится в k раз.

2. Изменим только координаты узлов в k раз без изменения объема материала и соотношений жесткостей элементов. Для этого необходимо уменьшить площади поперечных сечений в k раз. При этом все коэффициенты матрицы жесткости уменьшатся в k^2 раз, внутренние усилия не изменятся, напряжения возрастут в k раз, силовой фактор увеличится в k раз (так как в k раз увеличатся длины всех стержней при неизменных усилиях), в k^2 раз увеличится энергия деформаций.

3. При одновременном изменении в k раз объема материала и координат узлов в k раз изменяются только силовой фактор и энергия деформаций. Напряжения в элементах остаются неизменными!

4. Случай изменения координат узлов в k раз и объема в k^2 раз интересен тем, что при этом энергия деформаций остается неизменной.

5. Полностью геометрически подобная конструкция имеет объем материала k^3V. Неизменными в ней остаются только внутренние усилия.

Результаты анализа частично или полностью геометрически подобных ферм представлены в таблице 11.1.

Таблица 11.1

Стержневые конструкции

Номер конструкции	Объем материала	Координаты узлов	Площади попер. сеч.	Усилия в стержнях	Напряжения	Силовой фактор	Энергия деформаций
0	V	r_j	F_i	N_i	σ_i	G	U
1	kV	r_j	$k\,F_i$	N_i	$\frac{1}{k}\sigma_i$	G	$\frac{1}{k}$U
2	V	$k\,r_j$	$\frac{1}{k}F_i$	N_i	$k\,\sigma_i$	kG	k^2U
3	kV	$k\,r_j$	F_i	N_i	σ_i	kG	kU
4	k^2V	$k\,r_j$	$k\,F_i$	N_i	$\frac{1}{k}\sigma_i$	kG	U
5	k^3V	$k\,r_j$	k^2F_i	N_i	$\frac{1}{k^2}\sigma_i$	kG	$\frac{1}{k}$U

Аналогичным образом может быть рассмотрена конструкция, составленная из мембранных элементов. Для учета двумерности мембранных элементов заметим, что в отличие от стержневого элемента, матрица жесткости которого зависит от длины и площади поперечного сечения стержня, матрица жесткости мембранного элемента определенной формы зависит только от его толщины. Поэтому изменение в k раз толщин элементов будет соответствовать изменению объема материала также в k раз. Внутренние усилия в мембранной конструкции удобно представлять через потоки усилий - произведения напряжений на толщину элемента в соответствующих точках. Будем обозначать их через R. При геометрически подобных преобразованиях координат узлов мембранной конструкции неизменными будут оставаться узловые реакции каждого элемента, но потоки усилий будут обратно пропорциональны коэффициенту геометрического подобия.

Результаты анализа геометрически подобных мембранных конструкций представлены в таблице 11.2.

Таблица 11.2

Мембранные конструкции

Номер конструкции	Объем материала	Координаты узлов	Толщины	Потоки усилий	Напряжения	Силовой фактор	Энергия деформаций
0	V	r_j	δ_i	R_i	σ_i	G	U
1	kV	r_j	$k\delta_i$	R_i	$\frac{1}{k}\sigma_i$	G	$\frac{1}{k}$U
2	V	$k\,r_j$	$\frac{1}{k^2}\delta_i$	$\frac{1}{k}R_i$	$k\,\sigma_i$	kG	k^2U
3	kV	$k\,r_j$	$\frac{1}{k}\delta_i$	$\frac{1}{k}R_i$	σ_i	kG	kU
4	k^2V	$k\,r_j$	δ_i	$\frac{1}{k}R_i$	$\frac{1}{k}\sigma_i$	kG	U
5	k^3V	$k\,r_j$	$k\delta_i$	$\frac{1}{k}R_i$	$\frac{1}{k^2}\sigma_i$	kG	$\frac{1}{k}$U

Введем коэффициент изменения объема силового материала k_v и коэффициент геометрического подобия k_r.

Заметим, что для сохранения неизменным распределения усилий в конструкции должны быть выполнены следующие условия:

- при изменении только объема силового материала в k_v раз площади поперечных сечений стержней и толщины мембранных элементов изменяются также в k_v раз;
- при изменении координат узлов в k_r раз и сохранении неизменным объема силового материала конструкции площади поперечных сечений стержней уменьшаются в k_r раз, а толщины мембранных элементов - в k_r^2 раз.

При этом в первом случае в k_v раз изменяются объем каждого элемента и его матрица жесткости, а во втором сохраняются неизменными объемы всех элементов с одинаковым уменьшением жесткости каждого элемента в k_r^2 раз, так как коэффициенты матрицы жесткости стержня пропорциональны его площади поперечного сечения и обратно пропорциональны длине, а коэффициенты матрицы жесткости мембранного элемента зависят только от толщины элемента - пропорциональны ей.

На основании сделанных замечаний и с учетом соотношений в 1 и 2 строках таблиц 11.1 и 11.2, выписанных отдельно для стержневых и мембранных конструкций, можем получить следующие достаточно общие выражения для расчета влияния геометрических и жесткостных подобных преобразований конструкций, составленных из стержневых и мембранных элементов, на их параметры и характеристики:

$$\mathrm{V}^{*} = k_{\mathrm{V}}\,\mathrm{V}\,, \qquad (11.3.1)$$

$$r_j^{*} = k_r r_j\,, \qquad (11.3.2)$$

$$\mathrm{F}_i^{*} = \frac{k_{\mathrm{V}}}{k_r}\mathrm{F}_i\,, \qquad (11.3.3)$$

$$\delta_i^{*} = \frac{k_{\mathrm{V}}}{k_r^{\,2}}\delta_i\,, \qquad (11.3.4)$$

$$\mathrm{N}_i^{*} = \mathrm{N}_i\,, \qquad (11.3.5)$$

$$\mathrm{R}_i^{*} = \frac{1}{k_r}\mathrm{R}_i, \qquad (11.3.6)$$

$$\sigma_i^{*} = \frac{k_r}{k_{\mathrm{V}}}\sigma_i\,, \qquad (11.3.7)$$

$$\mathrm{G}^{*} = k_r\,\mathrm{G}\,, \qquad (11.3.8)$$

$$\mathrm{U}^{*} = \frac{k_r^{\,2}}{k_{\mathrm{V}}}\,\mathrm{U}. \qquad (11.3.9)$$

Здесь величины со знаком * относятся к преобразованным конструкциям.

11.4. Закон "квадратов и кубов"

При сохранении закона распределения и интенсивности поверхностных сил, действующих на конструкцию, и ее геометрическом подобном преобразовании в k_r раз узловые силы P_j увеличиваются в k_r^2 раз

$$P_j^* = k_r^2 P_j . \qquad (11.4.1)$$

Так как при неизменных узловых силах

$$G^* = k_r G , \qquad (11.4.2)$$

то увеличение узловых сил в k_r^2 раз приведет к соответствующему увеличению силового фактора

$$G^{**} = k_r^3 G . \qquad (11.4.3)$$

Здесь первый знак * указывает на изменение размеров конструкции, а второй знак * указывает на учет изменения абсолютной величины поверхностных сил.

При геометрически подобном преобразовании летательных аппаратов с аэродинамическим способом создания подъемной силы и сохранении неизменными летных характеристик взлетная масса пропорциональна коэффициенту геометрического подобия в квадрате

$$m_0^* = k_r^2 m_0 . \qquad (11.4.4)$$

С учетом (11.2.10) минимальная (полная) масса геометрически подобной конструкции будет

$$m_к^{**} = \varphi \frac{G^{**}}{\bar{\sigma}}, \qquad (11.4.5)$$

или

$$m_к^{**} = \varphi \frac{k_r^3 G}{\bar{\sigma}} = k_r^3 m_к , \qquad (11.4.6)$$

где: $m_к$ - масса исходной конструкции.

Таким образом, *взлетная масса самолета изменяется пропорционально квадрату коэффициента геометрического подобия в квадрате, а масса конструкции - пропорционально его значению в кубе.*

Здесь этот вывод получен для всей конструкции в целом. При тех же предположениях он справедлив в такой же мере и для отдельно взятой несущей поверхности.

Из (11.4.4) и (11.4.6) следует

$$\overline{m}_{\text{к}}^{**} = \frac{m_{\text{к}}^{**}}{m_0^{*}} = \frac{k_r^{\,3} m_{\text{к}}}{k_r^{\,2} m_0} = k_r \overline{m}_{\text{к}} . \qquad (11.4.7)$$

Аналогичный вывод получается и для гермокабин, для которых избыточное давление является основным случаем нагружения.

Итак, *с ростом абсолютных размеров авиационных конструкций их относительная масса при прочих неизменных технических решениях растет линейно.*

При выводе соотношений (11.4.6) и (11.4.7) в предположении (11.4.1) не учитывается разгрузка конструкции за счет изменения ее массы. Для такого учета в практических расчетах крыльев достаточно двух-трех рекуррентных итераций. Учет этого обстоятельства, конечно, несколько смягчает проявление закона "квадратов и кубов", но гораздо больший эффект в сдерживания роста относительной массы крыльев при увеличении размеров самолета дают такие меры, как оптимизация размещения топлива и двигателей, использование некруглых аэродинамически несущих фюзеляжей и т.п.

11.5. Влияние удельной нагрузки на массу конструкций крыльев

Пусть исходное крыло имеет площадь S.

При подобном преобразовании

$$\mathrm{S}^{*} = k_r^{\,2}\,\mathrm{S} . \qquad (11.5.1)$$

Если взлетная масса при этом не меняется, то удельные нагрузки p_0 будут связаны соотношением

$$p_0^* = \frac{1}{k_r^2} p_0 \ . \qquad (11.5.2)$$

Узловые силы при этом не изменяются, поэтому

$$\mathrm{G}^* = k_r \mathrm{G} \ . \qquad (11.5.3)$$

Относительная масса преобразованной конструкции

$$\overline{m}_{\kappa}^* = \frac{m_{\kappa}^*}{m_0} = \varphi \frac{k_r \mathrm{G}}{m_0 \overline{\sigma}} \ . \qquad (11.5.4)$$

Из (11.5.2) получим

$$k_r = \sqrt{\frac{p_0}{p_0^*}} \ . \qquad (11.5.5)$$

Тогда

$$\overline{m}_{\kappa}^* = \overline{m}_{\kappa} \sqrt{\frac{p_0}{p_0^*}} \ . \qquad (11.5.6)$$

Уменьшение удельной нагрузки на крыло в k_p раз, где $k_p = \frac{p_0}{p_0^*}$, ведет к увеличению относительной массы конструкции пропорционально $\sqrt{k_p}$.

Кроме того, представим себе, что известен безразмерный силовой фактор крыла C_G с определенными геометрической формой и силовой схемой, с единичной площадью S=1 для единичной взлетной массы m_0=1 и перегрузки n=1. Его можно получить из расчета какого-либо геометрически подобного крыла (величины, относящиеся к нему, отмечены знаком ~)

$$\mathrm{C}_{\mathrm{G}} = \frac{\widetilde{\mathrm{G}}}{\tilde{\mathrm{n}}\, \tilde{m}_0 g \sqrt{\tilde{\mathrm{S}}}} . \qquad (11.5.7)$$

Тогда силовой фактор геометрически подобных крыльев можно выразить через единичный C_G следующим образом

$$\mathrm{G} = \mathrm{C}_{\mathrm{G}} \cdot \mathrm{n} \cdot m_0 \cdot g \sqrt{\mathrm{S}} . \qquad (11.5.8)$$

В (11.5.7) и (11.5.8) $\sqrt{\mathrm{S}}$ выступает в роли размерного коэффициента геометрического подобия - характерного линейного размера, а произведение

$n\, m_0\, g$ определяет нагрузку. Безразмерная величина C_G учитывает геометрические особенности крыла и его конструкции, включая распределение нагрузки, и может быть названа *коэффициентом силового фактора*.

Учитывая, что

$$S = \frac{m_0}{p_0}, \qquad (11.5.9)$$

можем записать(11.5.8) так

$$G = C_G n\, m_0 g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}}\,. \qquad (11.5.10)$$

Тогда относительная масса конструкции крыла с учетом (11.2.10)

$$\overline{m}_к = \frac{\varphi}{\sigma} C_G n\, g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}}, \qquad (11.5.11)$$

или

$$\overline{m}_к = \frac{\varphi}{\sigma} C_G\, n\, g \sqrt{S}\,. \qquad (11.5.12)$$

Полученные формулы (11.5.11) и (11.5.12) хорошо согласуются с весовыми формулами (15.96) и (15.101) книги [42] и (6.9) и (6.11) книги [2] по роли таких важнейших параметров, как m_0 и p_0.

В то же время формулы (11.5.11) и (11.5.12) в этом отношении существенно расходятся с формулами (15.111) [42] и (6.5) [2].

11.6. Конструкции с нагрузками от собственной массы

Рассмотрим случай, когда узловые нагрузки изменяются пропорционально линейным размерам в кубе при полном геометрически подобном преобразовании конструкций.

Пусть

$$k_V = k_r^{\,3}\,. \qquad (11.6.1)$$

Тогда

$$V^* = k_r^3 V , \qquad (11.6.2)$$

$$P_j^* = k_r^3 P_j , \qquad (11.6.3)$$

$$G^* = k_r^4 G , \qquad (11.6.4)$$

$$N_i^* = k_r^3 N_i , \qquad (11.6.5)$$

$$R_i^* = k_r^2 R_i , \qquad (11.6.6)$$

$$\sigma_i^* = \frac{N_i^*}{F_i^*} = \frac{k_r^3 N_i}{k_r^2 F_i} = k_r \sigma_i , \qquad (11.6.7)$$

$$\sigma_i^* = \frac{R_i^*}{\delta_i^*} = \frac{k_r^2 R_i}{k_r \delta_i} = k_r \sigma_i . \qquad (11.6.8)$$

Из (11.6.7) и (11.6.8) можно сделать интересный вывод для одного частного, но практически важного случая: *в геометрически подобных конструкциях напряжения от собственного веса изменяются пропорционально коэффициенту подобия* (при увеличении размеров - растут!).

То же самое справедливо и для напряжений в конструкции, вызванных инерционными силами при поступательной перегрузке. Поэтому из соотношений (11.6.7) и (11.6.8) можно сделать еще один важный вывод: *если при полном геометрическом подобии авиационных конструкций напряжения от полетных случаев нагружения остаются неизменными, то во взлетно-посадочных случаях нагружения при увеличении линейных размеров они растут.*

Это вывод можно сделать и из прямого сопоставления (11.4.3) и (11.6.4).

Заметим, что (11.6.7) и (11.6.8) можно получить непосредственно из (11.3.7) с учетом (11.6.1) и (11.6.3)

$$\sigma_i^* = k_r^3 \frac{k_r}{k_r^3} \sigma_i = k_r \sigma_i . \qquad (11.6.9)$$

Заметим также, что соотношение (11.6.9) справедливо не только для конструкций, составленных из стержневых и мембранных элементов, но и для конструкций общего вида.

В качестве примера рассмотрим простейшую двухопорную балку длиной l, квадратного сечения $a \cdot a$, $a = c \cdot l$, нагруженную собственным весом.

Интенсивность поперечной нагрузки $q = c^2 l^2 \rho g$,

где c - константа, ρ - плотность материала, g - ускорение свободного падения.

Учитывая, что максимальный изгибающий момент $M = \frac{q l^2}{8}$ и момент сопротивления $W = \frac{a^3}{6}$, получим

$$\sigma_{max} = \frac{3}{4} \frac{l}{c} \rho g . \qquad (11.6.10)$$

С ростом абсолютных размеров балки напряжения в ней от собственного веса растут пропорционально ее длине.

11.7. Весовой контроль

Ряд соотношений, полученных в предыдущих разделах, может использоваться не только для весового анализа, связанного с оценкой взлетной массы самолета, но также и для решения некоторых других задач по оптимизации конструкций и по контролю качества детального проектирования. Коротко укажем на них.

1. Безразмерный коэффициент силового фактора C_G, вычисляемый по (11.5.7), позволяет объективно и комплексно сравнивать потенциальное весовое совершенство существующих и проектируемых крыльев с различными размерами и формой в плане, с различными законами изменения строительных высот и с различными силовыми схемами.

2. Прогнозирование массы отдельных частей конструкции по (11.2.10) позволяет выдавать в начале проектирования их научно-обоснованные весовые лимиты.

3. Коэффициент полной массы φ может использоваться на завершающей стадии разработки конструкции как критерий качества детального проектирования. Когда имеются сборочные чертежи и результаты весовых расчетов уже спроектированной конструкции, то φ вычисляется по (11.2.11) как для прототипа. Вычисление φ как для всей конструкции в целом, так и для отдельных ее частей, дает очень интересную информацию для конструкторов. В частности, величина φ, оказывается довольно стабильной для крыльев различных самолетов. Большая величина φ может выявлять неудачные конструктивно-технологические решения, необоснованный выбор дорогостоящих высокопрочных материалов и т.п.

12. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

12.1. Технология автоматизированного проектирования

Традиционный порядок проектирования, показанный на рис. 1.1 имеет ряд недостатков, главные из которых – отсутствие научно-обоснованной структурной оптимизации на этапе выбора силовых схем и длительный цикл испытаний и доводок.

Ряд новых методов проектирования, рассмотренных в предыдущих разделах применительно к конструкциям крыльев и оперения, составляет основу более прогрессивного порядка проектирования планера самолета в целом, рис. 12.1.



Рис. 12.1. Проектирование авиационных конструкций на основе высокоточного математического моделирования

Главные особенности этого порядка проектирования и его отличия от традиционного состоят в том, что на этапе выбора силовых схем конструкторы и аналитики работают вместе и используют научно обоснованные методы структурной оптимизации КЭМ-I. Затем строят конечно-элементную модель

будущей конструкции КЭМ-II и при этом используют конечные элементы как язык для описания принятых структурных решений. Проводят на конечно-элементной модели параметрическую оптимизацию и только после этого ведут рабочее проектирование и выпускают чертежи отдельных узлов и деталей конструкции, зная их рекомендуемые размеры и действующие в них усилия из общего расчета планера самолета как единой упругой системы [21].

Важно заметить, что в традиционном подходе при выполнении поверочного расчета адекватность математической модели и конструкции обеспечивает аналитик, и иногда это очень трудная задача. В новом подходе эту адекватность обеспечивает в большой мере конструктор.

Новый подход использует математическое моделирование высокого уровня, начиная с ранних стадий проектирования. Он обеспечивает значительное сокращение общего времени проектирования за счет сокращения объема испытаний и доводок.

В технической литературе США для обозначения такой технологии, а вернее сказать, идеологии проектирования используется термин "concurrent design paradigm" [48], который может быть переведен на русский язык как "проектная технология точного попадания".

Внедрение технологии "точного попадания" требует определенных организационных изменений в структуре проектных организаций и специальной подготовки или переподготовки конструкторов, и этот процесс уже начался.

12.2. Последовательная оптимизация

Технология "точного попадания" предполагает декомпозицию проектирования планера на ряд последовательных оптимизационных задач [49], рис. 12.2.

1. Концептуальное проектирование. Выбираются принцип действия, компоновка и основные размеры изделия исходя из оптимизации главного критерия, связанного с его назначением. Например, для пассажирских

самолетов это коэффициент топливной эффективности b который показывает, сколько граммов топлива будет затрачиваться на перевозку одного пассажира на один километр. Требование прочности конструкции на этом этапе учитывается через ее потребную массу. Возможный вариант учета - весовые формулы [19].

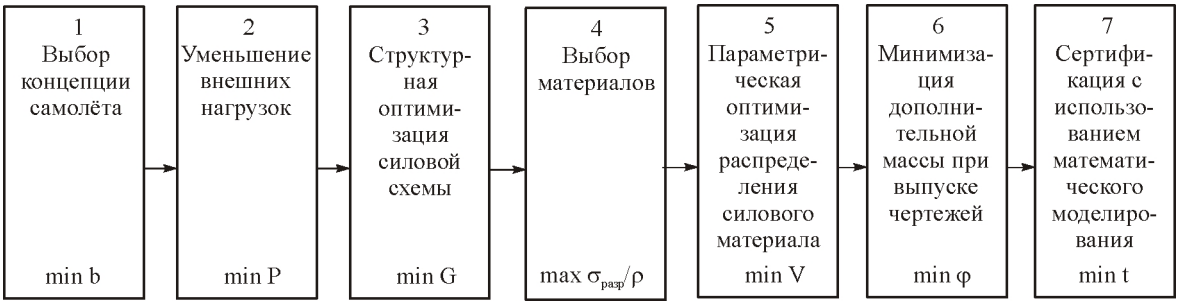


Рис. 12.2. Последовательность оптимизационных задач в проектировании авиационных конструкций

2. Определение и минимизация нагрузок. Строится система математических моделей для учета связи между податливостью конструкции, ее демпфирующими свойствами и нагрузками. Минимизируются нагрузки P.

3. Оптимизация силовой схемы. Строится специальная конечно-элементная модель (КЭМ-I) для отыскания теоретически оптимальной конструкции и выбора ее наилучшей силовой схемы. Определяется минимально достижимая величина силового фактора G.

4. Выбор материалов с оптимизацией по механическим характеристикам $\frac{\sigma}{\rho}$, K_{IC}, $\frac{E}{\rho}$. Оптимизация внутренней структуры композиционных материалов.

5. Параметрическая оптимизация. Строятся конечно-элементные модели будущей конструкции (КЭМ-II), выражающие принятые решения по силовой схеме. С использованием различных методов проводится параметрическая оптимизация. Минимизируется теоретически необходимый объем материала силовой конструкции V_T. Конструкторам выдаются рекомендуемые сечения элементов конструкции и усилия в них.

6. Детальное проектирование. Выпускаются сборочные и детальные чертежи. Определяется реальная масса конструкции и соответствующие коэффициенты φ. Разрабатываются пути уменьшения φ.

7. Испытания, доработки, сертификация, начало серийного производства. Весь комплекс прочностных моделей используется для сокращения времени T, затрачиваемого на решение этого блока задач.

12.3. Использование высокоточных моделей

Характерной особенностью технологии "точного попадания" является использование высокоточных математических моделей практически на всех этапах разработки конструкции самолета. Поскольку создание таких моделей требует значительных затрат времени и труда высококвалифицированных специалистов, то при переходе на новую технологию проектирования полезно учесть следующие дополнительные соображения.

1. Создание КЭМ-I — едва ли не единственный путь для решения задачи структурной оптимизации. Кроме того, эта модель позволяет через вычисление критерия G получить теоретическую оценку минимальной массы данной конструкции и, следовательно, обоснованно задать весовые лимиты для детального проектирования.

2. КЭМ-II нужна не только для параметрической оптимизации и информационного обеспечения детального проектирования. Эта модель оказывается очень полезной для быстрого анализа причин разрушений и отклонений в поведении конструкции, наблюдаемых в натурных испытаниях ее в целом или по частям. Далее по жизненному циклу изделия эта модель может многократно использоваться для анализа допустимости производственных отклонений и их парирования, а также для внесения изменений в конструкцию при ее модификации, при рассмотрении вопросов, связанных с оценкой и продлением ресурса. Короче говоря, подробная конечно-элементная модель должна сохраняться и поддерживаться на протяжении всего жизненного цикла изделия. При этом она быстро окупает затраты на свою разработку за счет сокращения времени, затрачиваемого на решение перечисленных задач. Заметим также, что разработка КЭМ-II до выпуска чертежей (см. рис. 12.1, блок 3) значительно легче, чем создание модели аналогичной подробности по уже

готовым чертежам для поверочных расчетов в традиционном порядке проектирования (см. рис. 1.1, блок 4).

3. Разработка и использование системы математических моделей для описания условий функционирования машин на ранних стадиях проектирования - операция наиболее трудоемкая и требующая очень высокой квалификации исполнителей. Для оценки экономической целесообразности этой работы нужно учесть, что ошибки в задании нагрузок порождают наиболее длинный цикл доводочных работ - возврат из блока 5 в блок 2 (см. рис. 1.1). Кроме того, такая модель может помочь найти пути снижения нагрузок.

Список литературы

1. Фомин Н.А. Конструкция крыла современного самолета. М.: Оборонгиз, 1946. 188с.
2. Егер С.М. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616с.
3. Вейссхаар Т.А., Комаров В.А. Человеческий фактор в проектировании авиационных конструкций // Полет. 1998. №1. С.17-23.
4. Niu M.C.Y. Airframe Structural Design. CONMILIT PRESS LTD, 1993. 612c.
5. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1995. 416с.
6. Войт Е.С. и др. Проектирование конструкций самолетов. М.: Машиностроение, 1995. 416с.
7. Джонс Дж. К. Инженерное и художественное конструирование. М.: Мир. 1976. 377с.
8. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. М.: Мир. 1991. 320с.
9. Комаров В.А. О рациональных силовых конструкциях крыльев малого удлинения. // Тр. Куйбышевск. авиац.ин-та, 1968. вып. 32, с.6-26.
10. Тимошенко С.П., Гудьер Дж. Теория упругости. М.: Наука, 1976, 576с.
11. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1966. 520с.
12. Конструкция и прочность самолетов и вертолетов. Под редакцией Миртова К.Д., М.: Транспорт, 1972. 440с.
13. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. Изд. ЦАГИ. 1984. 384с.
14. Хертель Г. Тонкостенные конструкции. М.: Машиностроение. 1965. 528с.
15. Удалов К.Г., Панатов Г.С., Фортинов Л.Г. Самолет ВВА-14. М.: Авико Пресс, 1994. 54с.
16. Партон В.З., Морозов Е.М. Механика упругопластического разрушения. М.: Наука, 1974. 416.

17. Гречников Ф.В. Деформирование анизотропных материалов. М.: Машиностроение. 1998.448с.
18. Шенли Ф.Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. М.: Оборонгиз, 1957. 406с.
19. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 552с.
20. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1991. 512с.
21. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций. - В кн.: Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С.114-129.
22. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение. 1988. 272с.
23. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 541с.
24. Cook R.D. Finite Element Modeling for Stress Analysis. JOHN WILEY&SONS, INC. 1995.320c.
25. Автоматизация проектирования авиационных конструкций на базе МКЭ. САПР РИПАК. Деп. в ВИНИТИ №3709-84, 1984. 174с.
26. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows.- М.:ДМК Пресс, 2001. 448с.
27. Келли А. Высокопрочные материалы. М.: Мир, 1976. 262с.
28. В.И. Бабкин, С.М. Белоцерковский, В.В. Гуляев, А.В. Дворак Струи и несущие поверхности. Моделирование на ЭВМ. М.: Наука, 1989. 208с.
29. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. М.: Мир, 1991. Т.1 – 504с.; Т.2. 552с.
30. Ковеня В.М., Яненко Н.Н. Метод расщепления в задачах газовой динамики. Новосибирск.: Наука, 1981. 304с.
31. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир. 1975. 164с.
32. Батищев Д.И. Поисковые методы оптимального проектирования. М.: Советское радио. 1975. 216с.

33. Хог Э., Арора Я. Прикладное оптимальное проектирование. М.: Мир. 1983. 480с.

34. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев, 1965. 82с.

35. Малков В.П., Угодчиков А.Г. Оптимизация упругих систем. М.: Наука. 1981. 288с.

36. Benshoe M.P. Optimisation of Structural Topology Shape and Material/ - Springer – Verlag Berlin, Heidelberg, 1995 271pp.

37. Образцов И.Ф., Савельев Л.М., Хазанов Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов. М.: Высшая школа. 1985. 392с.

38. Баничук Н.В. и др. Методы оптимизации авиационных конструкций. М.: Машиностроение, 1989. 296с.

39. Вильчек М.И., Комаров В.А. Номограммы для определения рациональных параметров ребристых панелей. // Тр., КуАИ, 1968. Вып. 39.

40. Данилин А.И., Комаров В.А. Проектирование тонкостенных конструкций с ограничениями по жесткости. / Прикладные проблемы прочности и пластичности. Статика и динамика. Горький, 1985. С.86-96.

41. Проектирование гражданских самолетов. Под редакцией Новожилова Г.В., М.: Машиностроение. 1991. 668с.

42. Бадягин А.А. и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 516с.

43. Lomax T.L. Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Practice. AIAA. Education Series. 1992.745c.

44. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA Education Series. 1992. 745p.

45. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 648с.

46. Козлов Д.М., Майнсков В.Н., Резниченко Г.А. Весовое проектирование летательных аппаратов на основе дискретных математических моделей.

Сборник докладов научной конференции по гидроавиации "Геленджик-96". М,. 1996. С.14-149.

47. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полет. 2000. №1.

48. New World Vistas. Air and Space Power for the 21-st century. Aircraft and Propulsion Volume. 1995. p.80-91 (by Weisshaar T.A.).

49. Комаров В.А. Последовательная оптимизация авиационных конструкций на протяжении всего цикла проектирования. // Сборник докладов научной конференции по гидроавиации "Геленджик-96". М., 1996. С.135-143.

50. Боргест Н.М., Данилин А.И., Комаров В.А. Краткий словарь авиационных терминов. – М.: Изд-во МАИ. 220с.

51. Комаров В.А. Автоматизация проектирования авиационных конструкций. Учебное пособие СГАУ. 1993. Самара, 70с.

Учебное издание

К о м а р о в Валерий Андреевич

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ
НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Редактор Т.К. Кретинина
Подписано в печать 26.06.2002 г. Формат 60×84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 5,6. Усл. кр.-отт. 5,7. Уч.-изд. л. 6,0.
Тираж 150 экз. Заказ . Арт. С-5(Д1)/2002

Самарский государственный аэрокосмический
университет им. академика С.П. Королева.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного аэрокосмического
университета. 443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.