

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
(ФГБОУ ВПО «КНАГТУ»)

И. В. Чепурных

**ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Утверждено в качестве учебного пособия
Ученым советом Федерального государственного бюджетного
образовательного учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»

Комсомольск-на-Амуре
2013

УДК 629.7.015.4(07)

ББК 39.52-016я7

Ч-446

Рецензенты:

В. М. Козин, доктор технических наук, профессор,
заведующий лабораторией МД ФГБУН «Институт машиноведения
и металлургии Дальневосточного отделения Российской академии наук»;
Секция НТС филиала ОАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой»
«КнААЗ им. Ю.А. Гагарина», секретарь НТС начальник НПО
КнААЗ, главный научный сотрудник, кандидат технических наук,
доцент **Р. Ф. Крупский**

Чепурных, И. В.

Ч-446 Прочность конструкций летательных аппаратов : учеб. пособие /
И. В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВПО «КнАГТУ»,
2013. – 137 с.

ISBN 978-5-7765-1035-9

Рассмотрены статические нагрузки, действующие на самолёт, показаны его основные случаи нагружения, приведена методика расчёта на статическую прочность и жёсткость крыла, оперения, механической проводки управления, фюзеляжа, шасси, мотоустановок. Для винтокрылых летательных аппаратов даны основные расчётные случаи нагружения и методика оценки статической прочности несущего винта. Описан процесс изгибно-крутильных колебаний крыла, представлены модели основных явлений аэроупругости – дивергенции и флаттера несущей поверхности.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности «Самолёто- и вертолётостроение» и направлению «Авиастроение», при изучении ими дисциплины «Прочность конструкций летательных аппаратов», а также при выполнении курсовых проектов, выпускной квалификационной работы бакалавра и дипломного проекта специалиста. Оно также может быть полезным для конструкторов-любителей, реализующих собственные проекты летательных аппаратов.

УДК 629.7.015.4(07)

ББК 39.52-016я7

ISBN 978-5-7765-1035-9

© ФГБОУ ВПО «Комсомольский-
на-Амуре государственный
технический университет», 2013

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1. ВНЕШНИЕ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЁТ	6
1.1. Криволинейный полёт самолёта в вертикальной плоскости	6
1.2. Криволинейный полёт самолёта в горизонтальной плоскости	7
1.3. Полёт самолёта в беспокойном воздухе (болтанка)	8
1.4. Максимальная перегрузка, коэффициент безопасности, максимальный и предельный скоростные напоры	10
1.5. Основные расчётные случаи нагружения самолёта (крыла)	12
1.6. Диаграммы $V-n$ (диаграммы <i>ICAO</i>)	14
2. РАСЧЁТ КРЫЛА НА СТАТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ	16
2.1. Нагрузки, действующие на крыло	16
2.2. Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха крыла	23
2.3. Проектировочный расчёт поперечного сечения крыла	30
2.4. Проектировочный расчёт нормальных нервюр	36
2.5. Проектировочный расчёт усиленных нервюр	40
2.6. Проверочный расчёт поперечного сечения крыла	41
2.7. Деформации крыла при статическом нагружении	46
2.7.1. Деформации прямого свободнонесущего крыла	46
2.7.2. Деформации стреловидного крыла	50
3. РАСЧЁТ ОПЕРЕНИЯ НА СТАТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ	54
3.1. Расчётные случаи нагружения горизонтального оперения	54
3.2. Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения	57
3.3. Расчёт на прочность цельноповоротного стабилизатора	58
3.4. Расчёт на прочность оперения с трёхшарнирной подвеской руля	60
3.5. Построение эпюры крутящих моментов для руля	61
4. РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ	62
5. ОСОБЕННОСТИ ПРОЧНОСТНОГО РАСЧЁТА ВИНТОКРЫЛЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	65
5.1. Расчётные случаи нагружения винтокрылов	65
5.2. Расчёт лопасти несущего винта винтокрыла на статическую прочность	69
6. РАСЧЁТ ФЮЗЕЛЯЖА НА СТАТИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ И ЖЁСТКОСТЬ	72
6.1. Основные расчётные случаи нагружения фюзеляжа	72
6.2. Инерционные нагрузки, действующие на фюзеляж	74
6.3. Построение эпюр сил и моментов по длине фюзеляжа	77
6.4. Расчёт поперечных сечений фюзеляжа	80

6.5. Расчёт нормальных шпангоутов	82
6.6. Нагружение фонаря кабины и носовой части фюзеляжа	84
6.7. Расчёт деформаций фюзеляжа при кручении и изгибе	85
6.8. Расчёт фюзеляжей на прочность в зоне больших вырезов	86
6.8.1. Расчёт на изгиб в области большого выреза	87
6.8.2. Расчёт на кручение в области большого выреза	92
7. РАСЧЁТ ШАССИ НА ПРОЧНОСТЬ И ЖЁСТКОСТЬ.	95
7.1. Основные расчётные случаи нагружения шасси	97
7.2. Расчёт шасси балочного типа с подкосом	100
7.3. Расчёт шасси балочного типа с рычажной подвеской колеса	102
7.4. Подбор колёс для основных и носовой опор шасси	103
7.5. Проектировочный расчёт амортизатора основной опоры шасси	105
8. РАСЧЁТНЫЕ СЛУЧАИ НАГРУЖЕНИЯ МОТОУСТАНОВОК	106
9. АЭРОУПРУГОСТЬ	108
9.1. Уравнения свободных колебаний несущей поверхности	114
9.2. Свободные крутильные колебания крыла постоянного сечения	116
9.3. Свободные крутильные колебания крыла переменного сечения	119
9.4. Свободные изгибные колебания крыла постоянного сечения	123
9.5. Свободные изгибные колебания крыла переменного сечения	125
9.6. Свободные колебания крыла с сосредоточенными грузами	127
9.7. Свободные изгибно-крутильные колебания крыла	128
9.8. Аэродинамическое воздействие на вибрирующее крыло	128
9.9. Определение критических скоростей флаттера и дивергенции	130
9.10. Влияние конструктивных параметров несущей поверхности на критическую скорость флаттера	133
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	136
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	137

ВВЕДЕНИЕ

Дисциплина «Прочность конструкций летательных аппаратов» ставит своей основной задачей изучение внешних нагрузок, действующих на летательный аппарат (ЛА) на различных этапах его полёта, работы силовых схем и методов расчёта на статическую прочность как агрегатов самолётов и вертолётов в целом, так и элементов их конструкций.

К ЛА предъявляются разнообразные и, зачастую, противоречивые требования. Например, самолёт (вертолёт) должен обладать хорошими лётными и эксплуатационными характеристиками, но при этом также должен быть достаточно прочным и обеспечивать требуемый ресурс конструкции при минимальной массе агрегатов, имеющих относительно небольшие площади поперечных сечений (крыло, оперение, несущий винт, фюзеляж и др.). Прочность конструкций является одним из основных факторов обеспечения безопасности полётов любого ЛА.

Вначале специалист по прочности ЛА, руководствуясь нормативными документами и результатами экспериментов, определяет предельные однократные статические нагрузки, действующие как на весь ЛА, так и на его отдельные агрегаты на различных этапах полёта.

Затем анализируется работа под этими нагрузками конструктивно-силовых схем агрегатов, выполняются проектировочный и проверочный расчёты. Окончательно о прочности авиационных конструкций судят по разрушающим нагрузкам (пластической деформации и потере устойчивости).

Однако разрушение может произойти и от меньших нагрузок, если они воздействуют на конструкцию многократно. При этом количество циклов нагружения может быть различным. Определяются функции формы и частоты колебаний различных тонов. Таким образом, оценивается усталостная прочность и ресурс агрегата. Ресурс по усталостной прочности является основным критерием оценки усталостной прочности конструкции. Его можно увеличить снижением уровня переменных нагрузок, а также повышением выносливости конструкции с помощью ряда конструктивно-технологических решений.

При оценке прочности конструкций ЛА также рассматриваются вопросы аэроупругости, в процессе решения которых находят критические скорости различных форм флаттера и бафтинга (динамической неустойчивости конструкции в потоке газа), реверса, дивергенции крыла, фюзеляжа, оперения и др.

В данном пособии основной акцент сделан на оценку статической прочности, жёсткости и определение характеристик аэроупругих явлений различных агрегатов самолётов, поскольку подавляющее большинство наших выпускников работает на самолётостроительных предприятиях.

1. ВНЕШНИЕ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЁТ

В полёте на самолет действуют аэродинамические силы, сила тяжести, инерционные силы, тяга двигательной установки, силы реакции опорной поверхности (при движении по взлётно-посадочной полосе). Перемещение самолета под действием этих сил происходит согласно законам классической механики.

Внешние нагрузки, действующие на самолет, разбивают на две группы: нагрузки в полёте и на взлёте-посадке. Сначала рассмотрим первую группу нагрузок. Вторую группу нагрузок будем использовать при оценке прочности шасси (см. раздел 7).

1.1. Криволинейный полёт самолёта в вертикальной плоскости

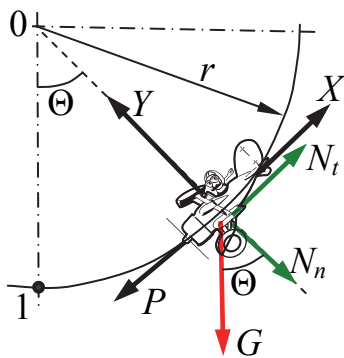


Рис. 1.1. Маневр «выход из пикирования»

Пусть самолёт выполняет криволинейный полёт в вертикальной плоскости, совершая, к примеру, маневр «выход из пикирования» (рис. 1.1). При этом на самолёт, летящий со скоростью V , действуют подъёмная сила Y , сила аэродинамического сопротивления X , сила тяги двигательной установки P , сила тяжести $G = mg$, центробежная сила инерции N_n и тангенциальная сила инерции N_t .

Запишем уравнения динамического равновесия

$$\begin{cases} \sum F_n = 0; \\ \sum F_t = 0. \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} Y - N_n - G \cdot \cos \Theta = 0; \\ P - X - N_t + G \cdot \sin \Theta = 0. \end{cases} \quad (1.1)$$

Здесь Θ – угол наклона траектории.

Входящие в уравнения (1.1) инерционные силы определяем по формулам

$$\begin{cases} N_n = \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r}; \\ N_t = \frac{G}{g} \cdot \frac{dV}{dt}. \end{cases} \quad (1.2)$$

В процессе движения по траектории

$$Y = N_n + G \cdot \cos \Theta = G \cdot \left(\frac{V^2}{gr} + \cos \Theta \right). \quad (1.3)$$

В низшей точке траектории (точке 1) $\Theta = 0$, $\cos\Theta = 1$ и $Y = Y_{\max} = G \cdot \left(\frac{V^2}{gr} + 1 \right)$.

Введем понятие перегрузки. Отношение $n_y = \frac{Y}{G}$ называют нормальной перегрузкой. Из формулы (1.3) имеем $n_y = \pm \frac{V^2}{gr} + \cos\Theta$, т.е. в криволинейном полёте $n_y \neq 1$. Знак «-» соответствует маневру «вход в пикирование», знак «+» – маневру «выход из пикирования».

Аналогично величину $n_x = \frac{P-X}{G}$ называют продольной (осевой) перегрузкой, а $n_z = \frac{Z}{G}$ – боковой перегрузкой (здесь Z – боковая сила).

Наибольшими перегрузками в полете будут:

n_y – для ЛА с обычным крылом и винтокрылов;

n_y и n_z – для ЛА с крестообразными крыльями (зенитные управляемые ракеты) или с кольцевым крылом;

n_x – для бескрылых ЛА (баллистические ракеты).

Максимальное значение нормальной перегрузки для конкретного самолёта определяется с помощью норм прочности самолётов и называется максимальной эксплуатационной перегрузкой n_{\max}^{\exists} .

Нормальные напряжения σ в продольных силовых элементах агрегатов самолёта изменяются пропорционально n_y .

1.2. Криволинейный полёт самолёта в горизонтальной плоскости

Пусть самолёт выполняет правильный вираж – полёт в горизонтальной плоскости по окружности радиуса $R_{\text{вир}}$ с постоянной скоростью $V_{\text{вир}}$ без скольжения (рис. 1.2). На ЛА действуют подъёмная сила $Y_{\text{вир}}$, сила тяжести G и центробежная сила N_n , нормальная к траектории полёта. Спроецируем эти силы на вертикальную плоскость и плоскость хорд крыла.

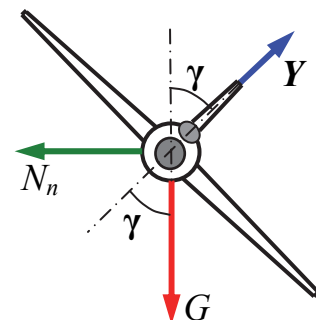


Рис. 1.2. Маневр «правильный вираж»

$$\begin{cases} Y_{\text{вир}} \cdot \cos \gamma - G = 0; \\ G \cdot \sin \gamma - N_n \cdot \cos \gamma = 0. \end{cases} \quad (1.4)$$

Из первого уравнения системы $n_{y \text{ вир}} = \frac{Y_{\text{вир}}}{G} = \frac{1}{\cos \gamma} > 1$.

Из второго уравнения $G \cdot \operatorname{tg} \gamma - \frac{G}{g} \cdot \frac{V_{\text{вир}}^2}{R_{\text{вир}}} = 0$.

$$\text{Отсюда } R_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \cdot \sqrt{n_{y \text{ вир}}^2 - 1}}$$

Современные самолёты-истребители могут летать с углом крена γ до 90° за счёт создания подъемной силы фюзеляжем, воздухозаборниками и вертикальным оперением. Но для этого требуется большая тяговооружённость.

Пусть самолёт летит горизонтально на высоте H с постоянной скоростью $V_{\text{гн}}$ и затем, не меняя угла атаки и высоты, входит в правильный вираж со скоростью $V_{\text{вир}}$. Тогда

$$n_{y \text{ вир}} = \frac{Y_{\text{вир}}}{G} = \frac{Y_{\text{вир}}}{Y_{\text{гн}}} = \frac{c_y \cdot \frac{\rho_H V_{\text{вир}}^2}{2} \cdot S}{c_y \cdot \frac{\rho_H V_{\text{гн}}^2}{2} \cdot S} = \left(\frac{V_{\text{вир}}}{V_{\text{гн}}} \right)^2,$$

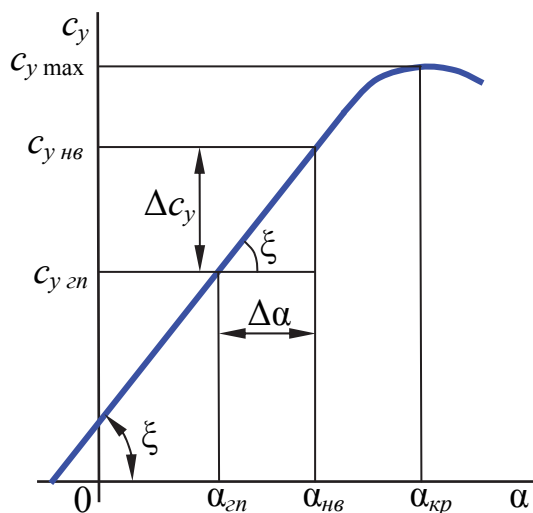


Рис. 1.3. Зависимость $c_y(\alpha)$

где c_y – коэффициент подъемной силы самолёта (рис. 1.3), S – площадь крыла самолёта, ρ_H – плотность воздуха на высоте H .

Из последнего выражения следует, что $V_{\text{вир}} = \sqrt{n_{y \text{ вир}}} \cdot V_{\text{гн}}$, т.е. скорость на вираже будет больше скорости исходного горизонтального установившегося полета, что потребует увеличения тяги двигательной установки для выполнения виража.

При полёте по нисходящей спира-

$$\text{ли } n_{y \text{ спир}} = \frac{\cos \Theta}{\cos \gamma}.$$

1.3. Полёт самолёта в неспокойном воздухе (болтанка)

Если скорость движения воздуха возрастает до максимального значения в течение относительно большого периода времени (более 2 с), то такие перемещения называют **потоками**. При бóльших скоростных градиентах перемещения называют **порывами**. Рассмотрим определение нагрузок при воздействии сильных одиночных порывов воздуха (однократная болтанка).

Горизонтальный порыв. Пусть самолет совершает горизонтальный полет со скоростью V_{zn} и попадает в зону, где действует горизонтальный порыв ветра со скоростью W . Тогда



$$n_y = \frac{Y}{Y_{zn}} = \frac{c_y \frac{\rho \cdot (V_{zn} + W)^2}{2} \cdot S}{c_y \frac{\rho \cdot V_{zn}^2}{2} \cdot S} = \left(\frac{V_{zn} + W}{V_{zn}} \right)^2 = \left(1 + \frac{W}{V_{zn}} \right)^2. \quad (1.5)$$

Обычно $W = 15 \dots 20$ м/с и $n_y = 1,2 \dots 1,5$, т.е. горизонтальный порыв не опасен для прочности самолёта, за исключением тайфунов и ураганов ($W = 30 \dots 100$ м/с), но это не является расчетным полетным случаем.

Вертикальный порыв. Пусть самолёт совершает горизонтальный полёт со скоростью V_{zn} и попадает в зону, где действуют восходящий порыв со скоростью W (однократная болтанка). Поскольку W много меньше V_{zn} , то $V_{zn} \approx V$ и



приращение угла атаки $\Delta\alpha$ мало. Тогда $\Delta\alpha \approx \sin \Delta\alpha \approx \text{tg} \Delta\alpha = \frac{W}{V_{zn}}$.

$$Y_{zn} = c_{y_{zn}} \frac{\rho \cdot V_{zn}^2}{2} \cdot S; \quad Y = c_{y_{nv}} \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S; \quad n_y = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{Y_{zn}} = \frac{c_{y_{nv}}}{c_{y_{zn}}}.$$

$$\text{Согласно рис. 1.3, } c_{y_{nv}} = c_{y_{zn}} + \Delta c_y = c_{y_{zn}} + c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha = c_{y_{zn}} + c_y^\alpha \cdot \frac{W}{V_{zn}}.$$

Здесь $c_y^\alpha = \frac{dc_y}{d\alpha} = \text{tg} \xi$ – производная коэффициента подъёмной силы самолёта по углу атаки. В итоге получим $n_y = 1 + \frac{c_y^\alpha}{c_{y_{zn}}} \cdot \frac{W}{V_{zn}}$. Но в горизонталь-

ном установившемся полёте $Y_{zn} = c_{y_{zn}} \frac{\rho \cdot V_{zn}^2}{2} S = G$, отсюда выразим

$$c_{y_{zn}} = \frac{2G}{\rho \cdot V_{zn}^2 S} = \frac{2p}{\rho \cdot V_{zn}^2} \text{ и подставим в выражение для перегрузки}$$

$$n_y = 1 \pm \frac{1}{2} \cdot \frac{c_y^\alpha \rho_H \cdot W \cdot V}{(G/S)} = 1 \pm \frac{1}{2} \cdot \frac{c_y^\alpha \rho_H \cdot W \cdot V}{p}. \quad (1.6)$$

Здесь $p = G/S$ – удельная нагрузка на крыло – один из основных параметров самолёта. Знак « \pm » в формуле соответствует нисходящему вертикальному порыву со скоростью W .

Вертикальная скорость воздушных порывов зависит от V_{zn} и для гражданских воздушных судов берётся в диапазоне 7,6...20,1 м/с. При

этом получается перегрузка $n_y = 2,5 \dots 5,0$, т.е. при вертикальном порыве в некоторых случаях болтанка будет являться расчётным случаем нагружения (в первую очередь, это относится к самолетам с полётной массой более 50 т).

В действительности не существует резко ограниченных потоков, а всегда по краям имеется переходная зона, где скорость порыва непрерывно изменяется от 0 до W . Считают, что в переходной зоне порыва закон изменения вертикальной скорости близок к линейному (рис. 1.4).

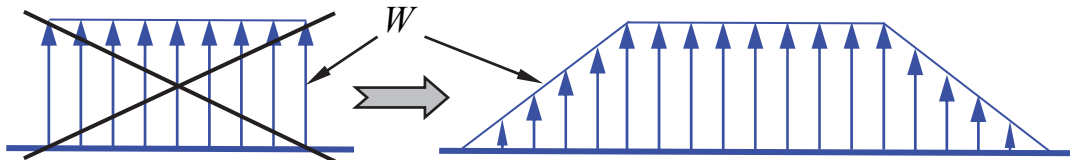


Рис. 1.4. Линейная модель структуры порыва

В этом случае величина болтаночной перегрузки определяется по формуле

$$n_y = 1 \pm \frac{\kappa_\partial \cdot \rho \cdot c_y^\alpha \cdot W \cdot V}{2 \cdot p}, \quad (1.7)$$

где $\kappa_\partial = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g}$ – коэффициент демпфирования (ослабления порыва);

$\mu_g = \frac{2 \cdot p}{b_{СГХ} \cdot \rho \cdot c_y^\alpha}$ – массовый параметр самолета; $b_{СГХ} = \frac{S}{l}$ – средняя геометрическая хорда (СГХ) крыла; l – размах крыла.

1.4. Максимальная перегрузка, коэффициент безопасности, максимальный и предельный скоростные напоры

Максимальная перегрузка для самолёта определяется по формуле

$$n_{y_{\max}} = \frac{Y_{\max}}{G} = \frac{Y_{\max}}{Y_{zn}} = \frac{c_{y_{\max}} \cdot \frac{\rho_H V_{zn}^2}{2} \cdot S}{c_{y_{zn}} \cdot \frac{\rho_H V_{zn}^2}{2} \cdot S} = \frac{c_{y_{\max}}}{c_{y_{zn}}}. \quad (1.8)$$

Анализ формулы (1.8) показывает, что теоретически можно получить перегрузку до 20...30. Однако такие перегрузки организм человека не выдерживает, к тому же конструкция ЛА получается очень тяжелой. Какие же максимальные значения перегрузок принимают при разработке ЛА? Они определяются назначением и параметрами воздушного судна, квалификацией пилота, внешними условиями при выполнении маневров.

Все гражданские самолеты разбиваются на категории [1, 2] в зависимости от назначения, количества двигателей и полётной массы. Различают нормальную, многоцелевую, акробатическую, переходную и транспортную категории. Для каждой категории задаются предельные значения максимальной (минимальной) маневренной перегрузки, а также максимальной (минимальной) болтаночной перегрузки.

Внешние нагрузки, действующие на самолёт, называются эксплуатационными или действующими. Напряжения в элементах конструкции от этих нагрузок не должны превышать предела упругости, чтобы в этих элементах не возникали остаточные деформации.

Коэффициент безопасности f вводится в расчёты для обеспечения определённого уровня безопасности конструкции от действия максимальных нагрузок с учётом их рассеяния и от разброса механических характеристик конструкционных материалов. Этот коэффициент показывает, во сколько раз разрушающая (расчётная) нагрузка больше максимальной эксплуатационной нагрузки, действующей на самолёт.

$$f = \frac{P^P}{P_{\max}^{\mathcal{E}}} = 1,5 \dots 2,0; \quad n^P = n_{\max}^{\mathcal{E}} \cdot f. \quad (1.9)$$

Если внешняя нагрузка часто повторяется и действует продолжительное время, то $f = 2,0$. Если нагрузка повторяется часто и действует кратковременно, то $f = 1,65 \dots 1,8$. Если нагрузка возникает редко и действует кратковременно, то $f = 1,5$.

Максимальным скоростным напором $q_{\max}(q_C) = \frac{\rho \cdot V_{\max}^2}{2}$ называется наибольшее значение скоростного напора в условиях горизонтального полета на любой возможной для данного самолета высоте (в скобках приведено международное обозначение). Скоростной напор обычно измеряется в паскалях (Па). Максимальному скоростному напору соответствует индикаторная скорость, м/с

$$V_{\max}(V_C) = \sqrt{\frac{2q_{\max}}{\rho_0}},$$

где $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха на высоте $H = 0$ по международной стандартной атмосфере.

Предельным скоростным напором $q_{\max\max}(q_D)$ называется скоростной напор, достигаемый кратковременно при пикировании или крутом планировании самолета (в скобках приведено международное обозначение). Ему соответствует индикаторная скорость

$$V_{\max\max}(V_D) = \sqrt{\frac{2q_{\max\max}}{\rho_0}}.$$

Между скоростями V_{\max} и $V_{\max\max}$ должно быть обеспечено определенное соотношение. Сознательное превышение в полете величины предельного скоростного напора недопустимо, поскольку это может вызвать разрушение конструкции самолета. На современных самолётах в контур системы управления встраивают ограничитель предельных режимов, не позволяющий, в частности, лётчику сознательно или случайно разогнать ЛА до скорости $V_{\max\max}$.

1.5. Основные расчётные случаи нагружения самолёта (крыла)

Для определения внешних нагрузок, действующих на самолет при его эксплуатации, в нормах прочности [3, 4] установлен ряд наиболее тяжелых расчетных случаев нагружения. Проведя расчет, а также лабораторные статические испытания на все эти случаи, можно считать, что самолет будет достаточно прочным при условии его правильной эксплуатации.

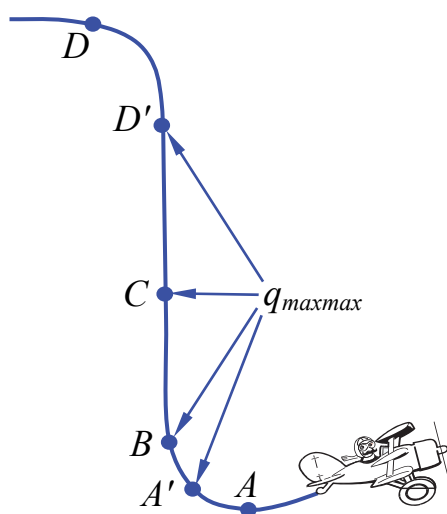
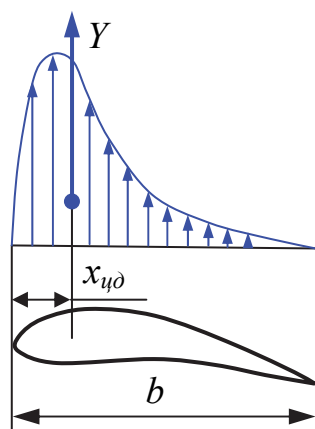


Рис. 1.5. Основные расчётные случаи нагружения при маневре

Расчетные случаи нагружения самолета делятся на полётные (A, A', B, C, D и D') и посадочные (E, G, R, T и др.). При расчете крыла основными являются полетные случаи нагружения. На рис. 1.5 показана траектория полета самолета с точками, приблизительно соответствующими определенным расчетным случаям.

Охарактеризуем кратко каждый из них.

Случай А. Криволинейный полёт самолета на угле атаки $\alpha_{кр}$, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы $c_{y\max}$. Заданными величинами являются $c_{y\max}$, перегрузка n_{\max}^{\ominus} , $f = 1,5$. Положение центра давления определяется координатой $x_{цд} = (0,2 \dots 0,25) \cdot b$.

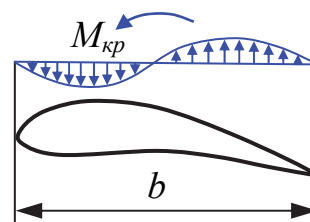


Случай А'. Криволинейный полёт самолета на малых положительных углах атаки $\alpha = 4 \dots 6^\circ$ и на предельном скоростном напоре $q_{\max\max}(q_D)$. Заданными величинами являются $q_{\max\max}$, перегрузка n_{\max}^{\ominus} , $f = 1,5$. Центр давления находится в интервале $(0,32 \dots 0,38) \cdot b$. По сравнению со случаем А является более тяжелым по изгибу и особенно по кручению.

Случай В. Криволинейный полёт самолета на малых положительных углах атаки $\alpha = 2 \dots 3^\circ$ и на предельном скоростном напоре $q_{\max\max}(q_D)$ с

резким отклонением элеронов. Заданными величинами являются $q_{\max\max}$, перегрузка $0,5n_{\max}^{\ominus}$, $f = 2,0$. Центр давления находится в интервале $(0,45 \dots 0,60) \cdot b$. На крыло действует значительный крутящий момент.

Случай С. Отвесное пикирование на предельном скоростном напоре с резким отклонением элеронов. Заданными величинами являются $q_{\max\max}$, перегрузка $n^{\ominus} = 0$, $c_y = 0$, $f = 2,0$. Этот случай может оказаться расчётным по кручению для крыла, набранного из несимметричных аэродинамических профилей.



Случай D. Криволинейный полет на минимальном отрицательном угле атаки, соответствующем $c_{y \min}$ (резкий вход в пикирование). Заданными величинами являются $c_{y \min}$, перегрузка n_{\min}^{\ominus} , $f = 1,5$. Этот случай введен в нормы прочности для проверки работы крыла на обратные нагрузки, так как элементы, работающие в случае A на растяжение, в случае D будут работать на сжатие.

Случай D'. Криволинейный полет самолёта на малых отрицательных углах атаки и предельном скоростном напоре. Заданными величинами являются $q_{\max\max}$, перегрузка n_{\min}^{\ominus} , $f = 1,5$. Вследствие перемещения центра давления назад, по сравнению со случаем D, возникает значительный крутящий момент, обратный по знаку моменту случая A'.

В табл. 1.1 приведены значения n^{\ominus} , c_y , q , f для каждого из шести расчетных полетных случаев.

Таблица 1.1

Полетные случаи нагружения при маневре

Случай нагружения	Перегрузка n^{\ominus}	Скоростной напор q	Коэффициент c_y	Коэффициент безопасности f
A	n_{\max}^{\ominus}	$\frac{n_{\max}^{\ominus} \cdot (G/S)}{c_{y \max}}$	$c_{y \max}$	1,5
A'	n_{\max}^{\ominus}	$q_{\max\max}$	$\frac{n_{\max}^{\ominus} \cdot (G/S)}{q_{\max\max}}$	1,5
B	$0,5 \cdot n_{\max}^{\ominus}$	$q_{\max\max}$	$\frac{n_{\max}^{\ominus} \cdot (G/S)}{2q_{\max\max}}$	2,0
C	0	$q_{\max\max}$	0	2,0
D	n_{\min}^{\ominus}	$\frac{n_{\min}^{\ominus} \cdot (G/S)}{c_{y \min}}$	$c_{y \min}$	1,5
D'	n_{\min}^{\ominus}	$q_{\max\max}$	$\frac{n_{\min}^{\ominus} \cdot (G/S)}{q_{\max\max}}$	1,5

Для каждого полётного случая нагружения нормы прочности задают коэффициент безопасности f и эксплуатационную перегрузку n^{\ominus} . Кроме того, задается одна из двух величин: скоростной напор $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ или угол атаки α , определяемый через коэффициент c_y крыла. Последние три величины (n^{\ominus} , q и c_y) связаны между собой зависимостью

$$q = n^{\ominus} \cdot \frac{(G/S)}{c_y} \quad \text{или} \quad c_y = n^{\ominus} \cdot \frac{(G/S)}{q}.$$

1.6. Диаграммы $V-n$ (диаграммы ICAO)

Условие прочности должно выполняться при всех комбинациях воздушной скорости (скоростного напора) и перегрузки на границе и внутри области условий полета при совершении маневров и в болтанку. Границы этих областей представляются в виде диаграмм $V-n$ (рис. 1.6 и 1.7), которые также называются диаграммами ICAO [1, 2]. Здесь и ниже все скорости являются индикаторными, т.е. рассчитаны для полётов на высоте $H = 0$.

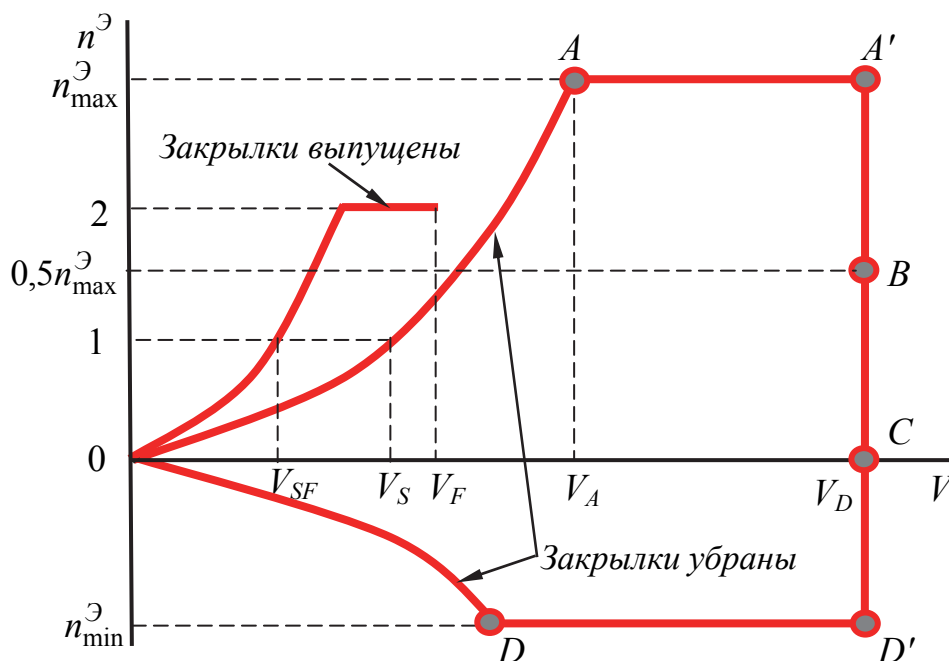


Рис. 1.6. Диаграмма $V-n$ при маневре

Для гражданских самолётов максимальная маневренная перегрузка должна быть не меньше, чем:

а) $2,1 + \frac{10890}{G + 4540}$ – для самолетов нормальной, переходной и транс-

портной категорий, но при условии, что $2,5 \leq n_{\max}^{\ominus} \leq 3,8$;

- б) 4,4 – для самолетов многоцелевой категории;
- в) 8,0 – для самолетов акробатической категории;
- г) 2,0 – при выпущенных закрылках для самолетов всех категорий.

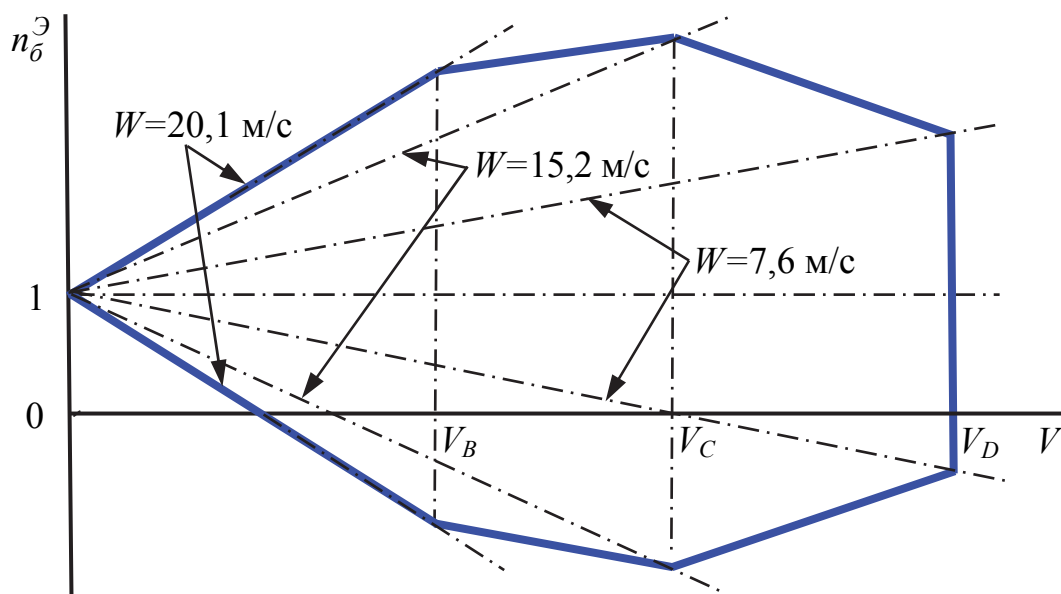


Рис. 1.7. Диаграмма $V-n$ при болтанке

Минимальная маневренная перегрузка по абсолютной величине не должна быть меньше, чем:

- а) $-6,0$ – для самолетов акробатической категории;
- б) $-0,4 \cdot n_{\max}^a$ – для самолетов остальных категорий.

При выпущенных закрылках для самолётов всех категорий $n_{\max}^a = 2,0$ до скорости V_F .

$$V_F \geq \text{MAX} \{ 1,4 \cdot V_S; 1,8 \cdot V_{SF} \}.$$

Здесь V_S – скорость сваливания с убранными закрылками при расчетном полётном весе; V_{SF} – скорость сваливания с полностью выпущенными закрылками при расчетном полётном весе

При построении диаграммы $V-n$ для болтанки рассматриваются следующие комбинации скоростей W и V [1, 2]:

- а) $W = 15,2$ м/с при максимальной крейсерской скорости V_{\max} (V_C) на высотах от уровня моря до 6100 м;
- б) $W = 7,6$ м/с при предельной скорости $V_{\max\max}$ (V_D) на высотах от уровня моря до 6100 м;
- в) $W = 20,1$ м/с при минимальной крейсерской скорости V_B на высотах от уровня моря до 6100 м (только для самолетов переходной и транспортной категорий).

Характерные скорости V_B , V_C , V_D и V_F определяются из расчета основных летно-технических характеристик самолета.

2. РАСЧЁТ КРЫЛА НА СТАТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

2.1. Нагрузки, действующие на крыло

Нагрузки, действующие на крыло самолета в полете, дают исходную информацию для анализа его напряженного состояния и расчета на прочность и жесткость.

Эти нагрузки (рис. 2.1) состоят из поверхностных аэродинамических сил интенсивностью $q_{аэр}$ (их равнодействующая $P_{аэр}$), распределенных сил инерции интенсивностью $q_{кр}$ (их равнодействующая $G_{кр}$) и сосредоточенных сил инерции от агрегатов и грузов $G_{зр}$, расположенных на крыле или в крыле.

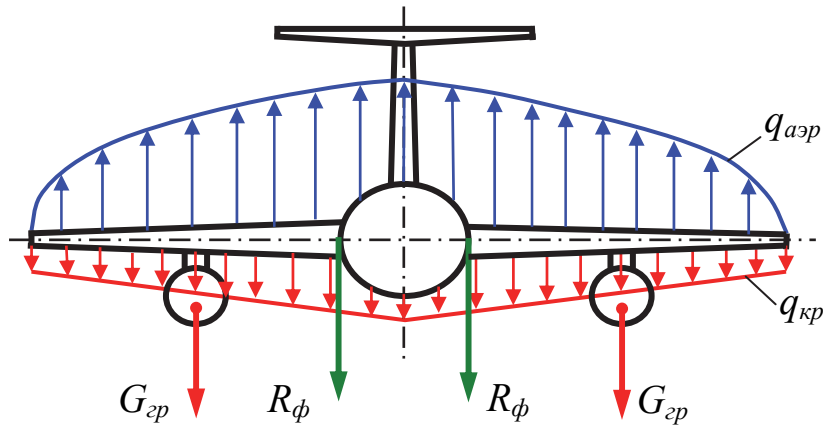


Рис. 2.1. Полетный случай нагружения крыла самолета

В процессе полета данные силы непрерывно меняются как по величине, так и по направлению. Равнодействующую аэродинамических сил на крыле $P_{аэр}$ (рис. 2.2), приложенную в центре давления (ц.д.), можно разложить на силу аэродинамического сопротивления крыла $X_{кр}$, направленную по потоку (вектору скорости полета V), и подъемную силу крыла Y , направленную перпендикулярно потоку.

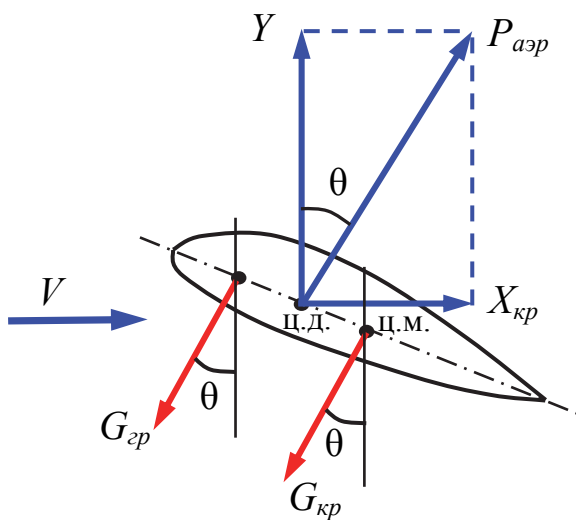


Рис. 2.2. Равнодействующие аэродинамических и инерционных сил

Аэродинамическая нагрузка $P_{аэр}$ определится так:

$$P_{аэр} = Y / \cos \theta,$$

$$\text{где } \theta = \arctg \left(X_{кр} / Y \right) = \arctg \left(c_{xкр} / c_{yкр} \right).$$

Коэффициенты аэродинамического сопротивления и подъемной

силы крыла $c_{x_{кр}}$ и $c_{y_{кр}}$ находят по поляре крыла. В эксплуатационном диапазоне угол θ сравнительно мал, поэтому в практике инженерных расчетов обычно принимают $\cos\theta \approx 1$. Тогда

$$P_{аэр} \approx Y \quad (2.1)$$

Расчетная (разрушающая) подъемная сила крыла равна

$$Y^P = Y^\partial \cdot f = G \cdot n^\partial \cdot f = G \cdot n^P.$$

Распределение полной аэродинамической нагрузки по размаху крыла может быть принято по закону распределения подъемной силы согласно формуле (2.1), хотя здесь и появляется некоторая погрешность, вызванная различными законами распределения $X_{кр}$ и Y по размаху. Тогда погонная аэродинамическая нагрузка в произвольном сечении с координатой z будет равна (рис. 2.3)

$$q_{аэр}^P \approx q_y^P = q_y^\partial \cdot f = c_{y_{сеч}} \cdot \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2} \right) \cdot b_{сеч} \cdot f, \quad (2.2)$$

где $c_{y_{сеч}}$ – коэффициент подъемной силы крыла в рассматриваемом сечении; $b_{сеч}$ – хорда крыла в этом сечении.

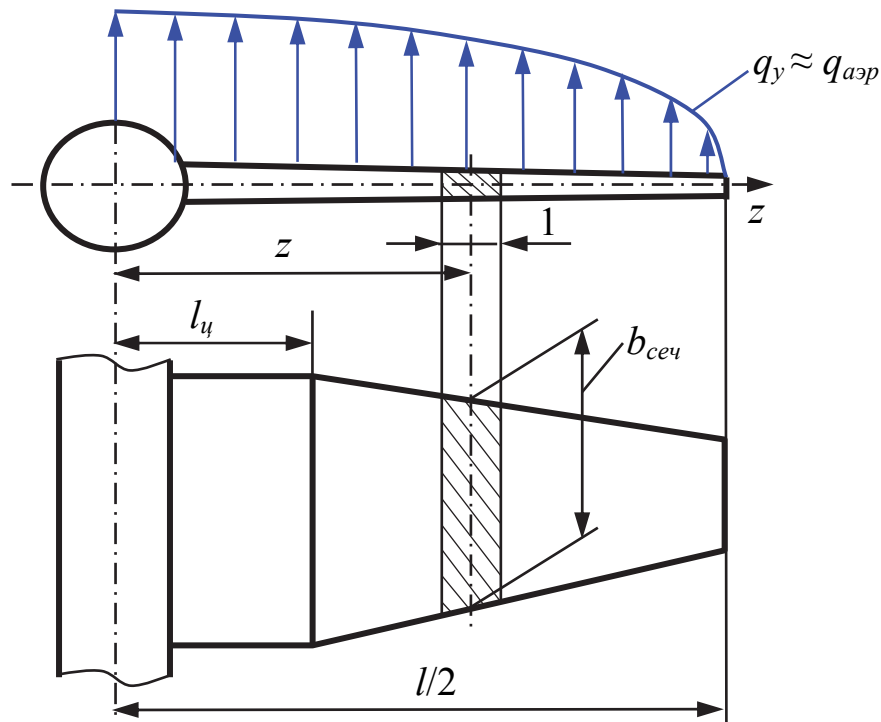


Рис. 2.3. Распределение подъемной силы по размаху крыла

$$Y^\partial = c_{y_{кр}} \cdot \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2} \right) \cdot S = G \cdot n^\partial \Rightarrow \left(\frac{\rho \cdot V^2}{2} \right) = \frac{G \cdot n^\partial}{c_{y_{кр}} S}. \quad (2.3)$$

Подставим (2.3) в (2.2)

$$q_{aэp}^p = c_{y_{сеч}} \cdot \left(\frac{G \cdot n^э}{c_{y_{кр}} S} \right) \cdot b_{сеч} \cdot f = \frac{G \cdot n^э \cdot b_{СГХ} \cdot f}{S} \cdot \left(\frac{c_{y_{сеч}} \cdot b_{сеч}}{c_{y_{кр}} \cdot b_{СГХ}} \right).$$

На практике используют формулу

$$q_{aэp}^p = \frac{G \cdot n^э \cdot b_{СГХ} \cdot f}{S} \cdot \Gamma = \frac{G \cdot n^э \cdot f}{l} \cdot \Gamma, \quad (2.4)$$

где $\Gamma = \left(\frac{c_{y_{сеч}} \cdot b_{сеч}}{c_{y_{кр}} \cdot b_{СГХ}} \right)$ – относительная циркуляция крыла.

Безразмерная функция Γ зависит от формы крыла в плане (удлинения, сужения, стреловидности), величины геометрической крутки крыла, наличия на крыле фюзеляжа и мотогондол и может быть рассчитана с использованием линейной модели

$$\Gamma = \Gamma_{nl} + \Delta\Gamma_3 + \Delta\Gamma_{\phi.mz} + \Delta\Gamma_{\chi}. \quad (2.5)$$

Для трапециевидных плоских крыльев, имеющих удлинение $5 \leq \lambda \leq 10$, в нормах прочности [3, 4] приводятся значения относительной циркуляции Γ_{nl} плоского прямого крыла как функции относительной координаты $\bar{z} = z/(l/2)$ при различных значениях сужения крыла η и относительного размаха центроплана $\bar{l}_y = 2l_y/l$. Для промежуточных значений этих параметров допускается двойная линейная интерполяция по η и \bar{l}_y .

Учет влияния геометрической крутки крыла на относительную циркуляцию осуществляется введением поправки $\Delta\Gamma_3$ в формулу (2.5)

$$\Delta\Gamma_3 = \Delta\Gamma_3^{1^0} \cdot \varphi_3,$$

где $\Delta\Gamma_3^{1^0}$ – приращение относительной циркуляции крыла при его закрутке на 1° . Эта величина, как и Γ_{nl} , приведена в нормах прочности [3, 4] в функции от \bar{z} при определенных значениях η , λ и \bar{l}_y . Для других значений η , λ и \bar{l}_y приращение $\Delta\Gamma_3^{1^0}$ определяется линейным интерполированием; φ_3 – угол закрутки концевого сечения консоли крыла относительно корневого сечения, град.

Для случаев A' и B , когда подъемная сила создается, в основном, за счет разрежения на верхней поверхности крыла, необходимо учитывать влияние фюзеляжа и гондол двигателей на распределение подъемной силы по размаху крыла введением поправки $\Delta\Gamma_{\phi.mz}$ (рис. 2.4).

Сначала определяют глубину прямоугольных провалов в местах расположения фюзеляжа и гондол по формуле из [4]

$$h_{1,2} = \Gamma_{nli} \cdot (1 - k \cdot c_y) \cdot k_\varphi \cdot f(M),$$

где Γ_{nli} – среднее значение относительной циркуляции плоского крыла на участке, занятом фюзеляжем или гондолой; $k = 1,3$ – для самолетов с “чистым” крылом; $k = 0,93$ – для самолетов с двумя двигателями на крыле; $k = 0,65$ – для самолетов с четырьмя двигателями на крыле; $k_\varphi = \min\{1; 0,4 + 0,2 \cdot \varphi^0\}$. Здесь φ^0 – угол установки хорды бортового сечения крыла относительно продольной оси самолета, град; $f(M) = \frac{c_{y\text{ сжим}}^\alpha}{c_{y\text{ несж}}^\alpha}$, если $M < M_{кр}$, то $f(M) = 1$.

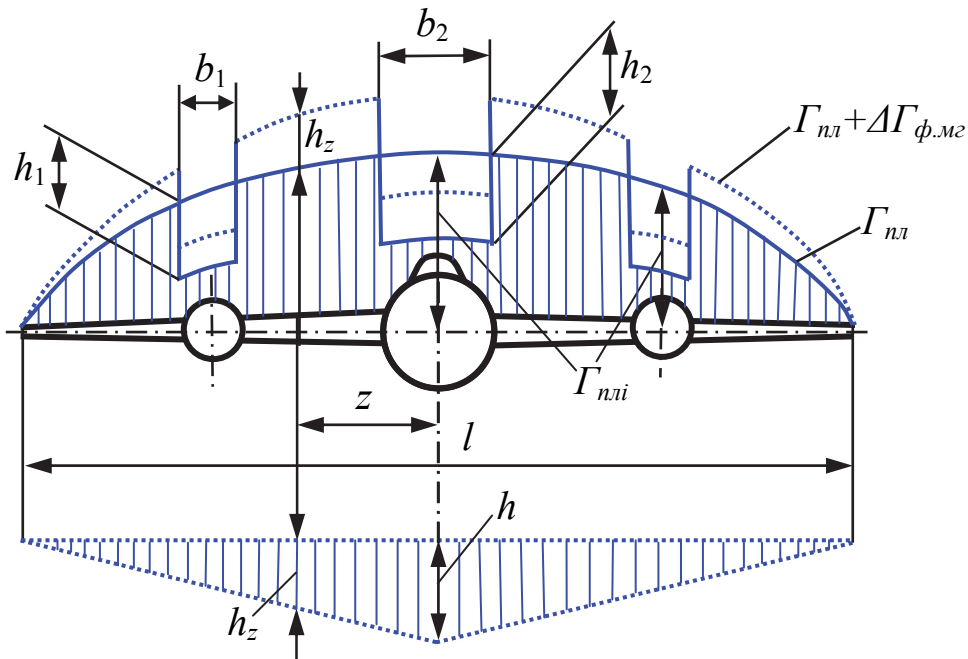


Рис. 2.4. Учет влияния фюзеляжа и гондол на циркуляцию

Уменьшение погонной аэродинамической нагрузки за счет провалов должно компенсироваться приращением подъемной силы на всем крыле, распределенным по линейному закону (см. рис. 2.4). Приравнивая площади треугольника и провалов, получим

$$\frac{1}{2} \cdot h \cdot l = h_2 \cdot b_2 + 2 \cdot h_1 \cdot b_1 \Rightarrow h = \frac{2 \cdot (h_2 \cdot b_2 + 2 \cdot h_1 \cdot b_1)}{l}.$$

Приращение относительной циркуляции в произвольном сечении

$$\Delta \Gamma_{\phi.mg} = h_z = h \cdot (1 - \bar{z}),$$

на участках же, занятых фюзеляжем или гондолой,

$$\Delta \Gamma_{\phi.mg} = h_z - h_{1,2}.$$

На границах фюзеляжа или гондолы получим двойные значения $\Delta\Gamma_{\phi,mg}$, вычисляемые по вышеприведенным формулам.

Если крыло стреловидное, то необходимо ввести поправку

$$\Delta\Gamma_{\chi} = \Delta\Gamma_{45} \cdot \chi / 45,$$

где $\Delta\Gamma_{45}$ – приращение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности 45° (приведено в нормах прочности [4]); χ – угол стреловидности крыла по линии 0,25 хорд, град.

Если $\chi < 15^\circ$, то поправкой на стреловидность можно пренебречь.

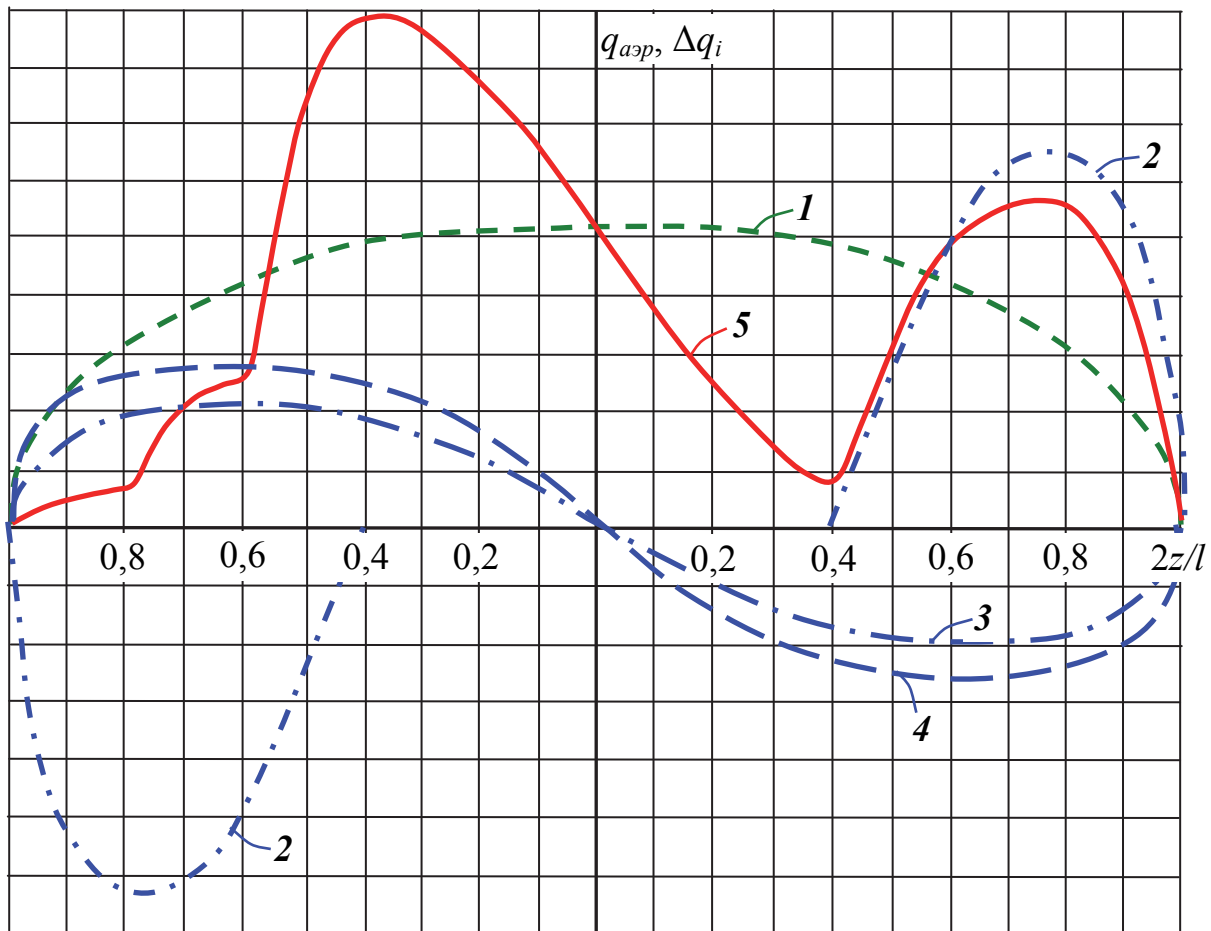


Рис. 2.5. Воздушные нагрузки, действующие на крыло в случае *B*: 1 – основная аэродинамическая нагрузка случая *B*; 2 – приращение аэродинамической нагрузки от отклонения элеронов; 3 – приращение аэродинамической нагрузки от вращения самолета относительно продольной оси; 4 – приращение аэродинамической нагрузки от изгиба крыла; 5 – суммарная аэродинамическая нагрузка

При рассмотрении случая *B* к исходной аэродинамической нагрузке, вычисленной по формуле (2.4) (кривая 1 на рис. 2.5), необходимо добавить приращения аэродинамической нагрузки от отклонения элеронов $\Delta q_{эл}$

(кривая 2 там же), от вращения самолета вокруг продольной оси x $\Delta q_{дем.ох}$ (кривая 3), от изгибной деформации крыла $\Delta q_{дем.из}$ (кривая 4) и, в итоге, получить суммарную аэродинамическую нагрузку (кривая 5). Подробная методика расчета всех приращений аэродинамической нагрузки приведена в [4].

Нередко для повышения полетного качества самолета на концах крыла устанавливают вертикальные законцовки крыла (ВЗК) или “крылышки Уиткомба”, что приводит к увеличению изгибающих моментов по размаху крыла и, как следствие, к увеличению массы конструкции крыла. В [5] предлагается следующий прием для учета влияния ВЗК на относительную циркуляцию. При наличии ВЗК полуразмах крыла фиктивно увеличивается на величину $0,8 \cdot H_{ВЗК}$, где $H_{ВЗК}$ – высота законцовки. Для фиктивного полуразмаха определяется относительная циркуляция по вышеизложенной методике, и затем значение циркуляции на фиктивном участке отбрасывается.

Распределение аэродинамических нагрузок по хорде крыла зависит от двух параметров: угла атаки α и числа M полета.

При малых скоростях полета, когда $M < M_{кр}$, влиянием сжимаемости воздуха пренебрегают и положение центра давления во всех сечениях крыла определяют по приближенной формуле

$$\bar{x}_{цд} = \frac{x_{цд}}{b_{сеч}} = \left| \frac{c_m}{c_y} \right|,$$

где c_m и c_y – коэффициенты продольного момента и подъемной силы аэродинамического профиля. Они определяются по результатам продувок или берутся из атласов аэродинамических профилей.

С учетом сжимаемости воздуха положение центра давления в сечении крыла находят по формуле

$$\bar{x}_{цд} = \frac{x_{цд}}{b_{сеч}} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сжим} + \frac{c_{m0сжим}}{c_{yсеч}}.$$

Если $0,75 \leq M \leq 1,2$, то $\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сжим} = 1,2 \cdot \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{несжим}$ и

$$c_{m0сжим} = c_{m0несжим} + 0,065, \text{ но не менее } 2 \cdot c_{m0несжим}.$$

Если $M \geq 1,2$, то $\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сжим} = 0,45 \dots 0,5$ и $c_{m0сжим} = 0$.

Коэффициент подъемной силы в сечении $c_{yсеч}$ определяется делением погонной аэродинамической нагрузки $q_{аэр}^p$ на величину $(b_{сеч} \cdot q \cdot f)$.

При отклоненных элеронах (случаи *B* и *C*) в сечениях, проходящих через элерон, положение центра давления находят по формуле

$$\bar{x}_{цд} = \frac{x_{цд}}{b_{сеч}} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|_{сэжим} - \frac{c_{m0} + \Delta c_{m0}}{c_{y сеч}}.$$

Величина приращения Δc_{m0} определяется с помощью графиков и формул из [4].

Объемные инерционные силы от массы крыла (см. рис. 2.1) распределяются по размаху крыла пропорционально его хордам. Тогда расчетная погонная нагрузка будет равна

$$q_{кр}^p = \frac{G_{кр} \cdot n^3 \cdot f}{S} \cdot b_{сеч}, \quad (2.6)$$

где $G_{кр}$ – вес крыла. Приблизительно его можно определить, используя весовые формулы крыла из [6 – 8]. При наличии ВЗК расчет веса крыла ведется по фиктивному размаху и площади.

Погонная нагрузка $q_{кр}^p$ прикладывается в центре масс профильного сечения. На начальном этапе расчета, когда площади и расположение элементов продольного силового набора не известны, координаты центра масс можно брать по статистике [9]. Так, для прямого крыла $x_{цм} = (0,42...0,45) \cdot b_{сеч}$, для стреловидного крыла $x_{цм} = (0,38...0,42) \cdot b_{сеч}$, для треугольного крыла $x_{цм} = (0,40...0,44) \cdot b_{сеч}$.

Инерционные силы от массы топлива в крыле следует распределять в виде погонных нагрузок по размаху топливных отсеков (ТО).

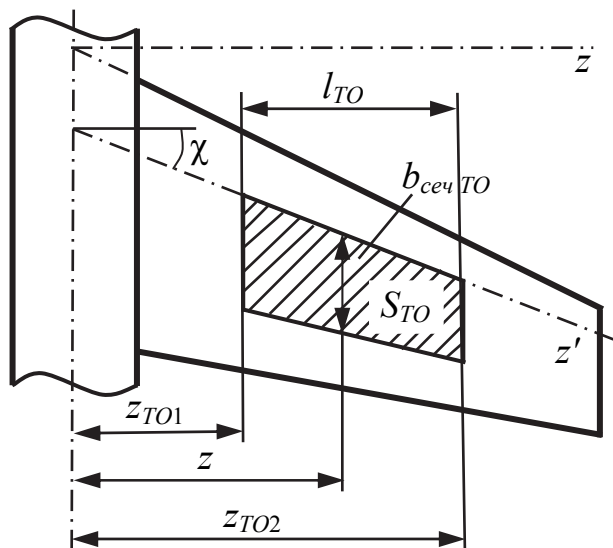


Рис. 2.6. Расположение ТО в крыле

$$q_{ТО}^p = \frac{G_{ТО} \cdot n^3 \cdot f}{S_{ТО}} \cdot b_{сеч_{ТО}}, \quad (2.7)$$

где $G_{ТО}$ – вес топлива в отсеке; $S_{ТО}$ – площадь ТО при виде в плане (рис. 2.6); $b_{сеч_{ТО}}$ – текущая ширина ТО.

Если длина ТО $l_{ТО} \leq 1$ м, то инерционную нагрузку от топлива прикладывают как сосредоточенную силу в центре масс ТО.

Инерционные силы от сосредоточенных грузов прикладываются к крылу в местах их расположения и рассчитываются по формуле

$$G_{зп}^p = G_{зп} \cdot n^3 \cdot f, \quad (2.8)$$

где $G_{зп}$ – вес сосредоточенного груза.

2.2. Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха крыла

В полете свободнесущее (консольное) крыло самолета работает на изгиб, сдвиг и кручение, а подкосное крыло – еще и на растяжение-сжатие.

Модель свободнесущего крыла представляет собой тонкостенную балку-оболочку, лежащую на двух опорах. Опорами являются узлы крепления крыла к фюзеляжу (рис. 2.7). Балка загружается погонными аэродинамическими и инерционными силами, а также сосредоточенными силами, которые определяются по формулам (2.4), (2.6), (2.7) и (2.8).

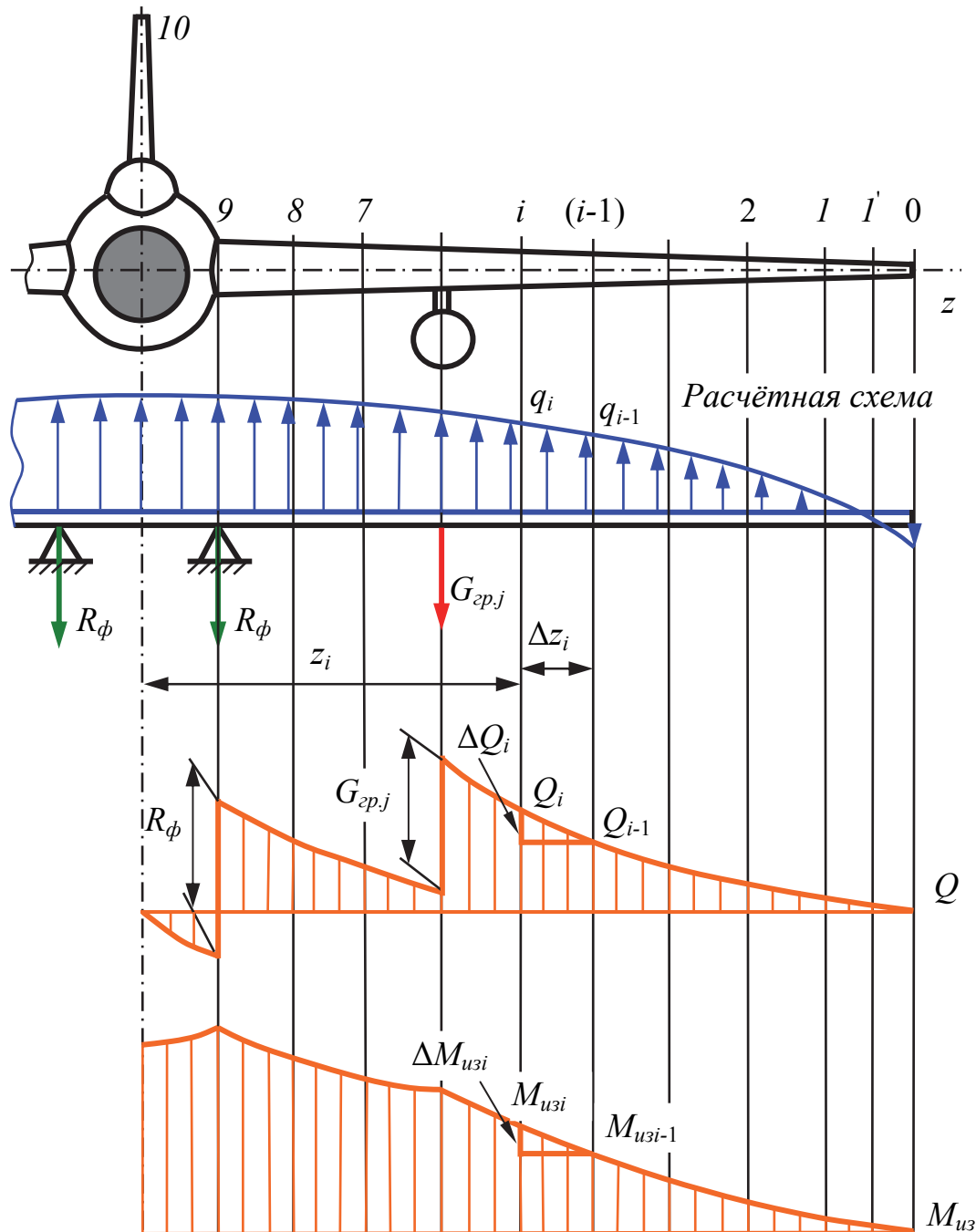


Рис. 2.7. Эпюры Q и M_{uz} для свободнесущего крыла

Расчетные (разрушающие) перерезывающая сила и изгибающий момент в любом сечении крыла равны

$$Q = \int_{l/2}^z q^P \cdot dz - \sum_j G_{zpj}^P; \quad (2.9)$$

$$M_{из} = \int_{l/2}^z Q \cdot dz, \quad (2.10)$$

где $q^P = q_{aэp}^P - q_{кр}^P - q_{ТО}^P$ – суммарная расчетная погонная нагрузка на крыле; G_{zpj}^P – расчетная сосредоточенная сила от груза на крыле или в крыле.

В выражении (2.9) под знак суммы включены сосредоточенные силы от грузов на участке от конца консоли до данного сечения с координатой z .

В расчетной практике при вычислении сил и моментов по формулам (2.9) и (2.10) применяют численное интегрирование, например, по правилу трапеций. Все вычисления обычно выполняют в табличной форме.

Суммирование приращений перерезывающей силы и изгибающего момента ведется от свободного конца консоли к фюзеляжу. Полученные эпюры Q и $M_{из}$ показаны на рис. 2.7.

Для крыльев, у которых угол стреловидности χ по линии 0,25 хорд превышает $15...20^\circ$, необходимо эпюры сил и моментов строить относительно оси z' , проходящей по линии 0,25 хорд крыла. В этом случае $Q_{z'} = Q_z$; $M_{z'} = M_z / \cos \chi$.

Для подкосных крыльев при построении эпюр сил и моментов необходимо учитывать влияние сосредоточенных сил, возникающих в подкосах. При шарнирном креплении консолей к фюзеляжу эпюры имеют вид, представленный на рис. 2.8. В зависимости от характера распределения внешних нагрузок и соотношений размеров консольной и средней частей крыла эпюры могут иметь и несколько иной вид (на рис. 2.8 показаны пунктиром). При наличии эксцентриситетов в узлах крепления консолей к подкосам и фюзеляжу возникают сосредоточенные моменты, вызывающие дополнительный изгиб крыла. Однако обычно эти моменты незначительны и в расчётах ими зачастую пренебрегают.

Усилие в подкосе $S_{нод}$ находят из уравнения моментов относительно шарнирного узла крепления консоли к фюзеляжу (точка 9 на рис. 2.8)

$$S_{нод} \cdot h_9 - M_{из9}^{кон} = 0 \Rightarrow S_{нод} = M_{из9}^{кон} / h_9; \quad (2.11)$$

$$Q_{нод} = S_{нод} \cdot \sin \alpha; N_{нод} = S_{нод} \cdot \cos \alpha.$$

Здесь $M_{из9}^{кон}$ – изгибающий момент в сечении 9 свободонесущего (консольного) крыла; h_9 – расстояние от узла 9 до подкоса (см. рис. 2.8); α – угол между продольными осями консоли и подкоса; $N_{нод}$ – продольная сила на участке 5–9 крыла.

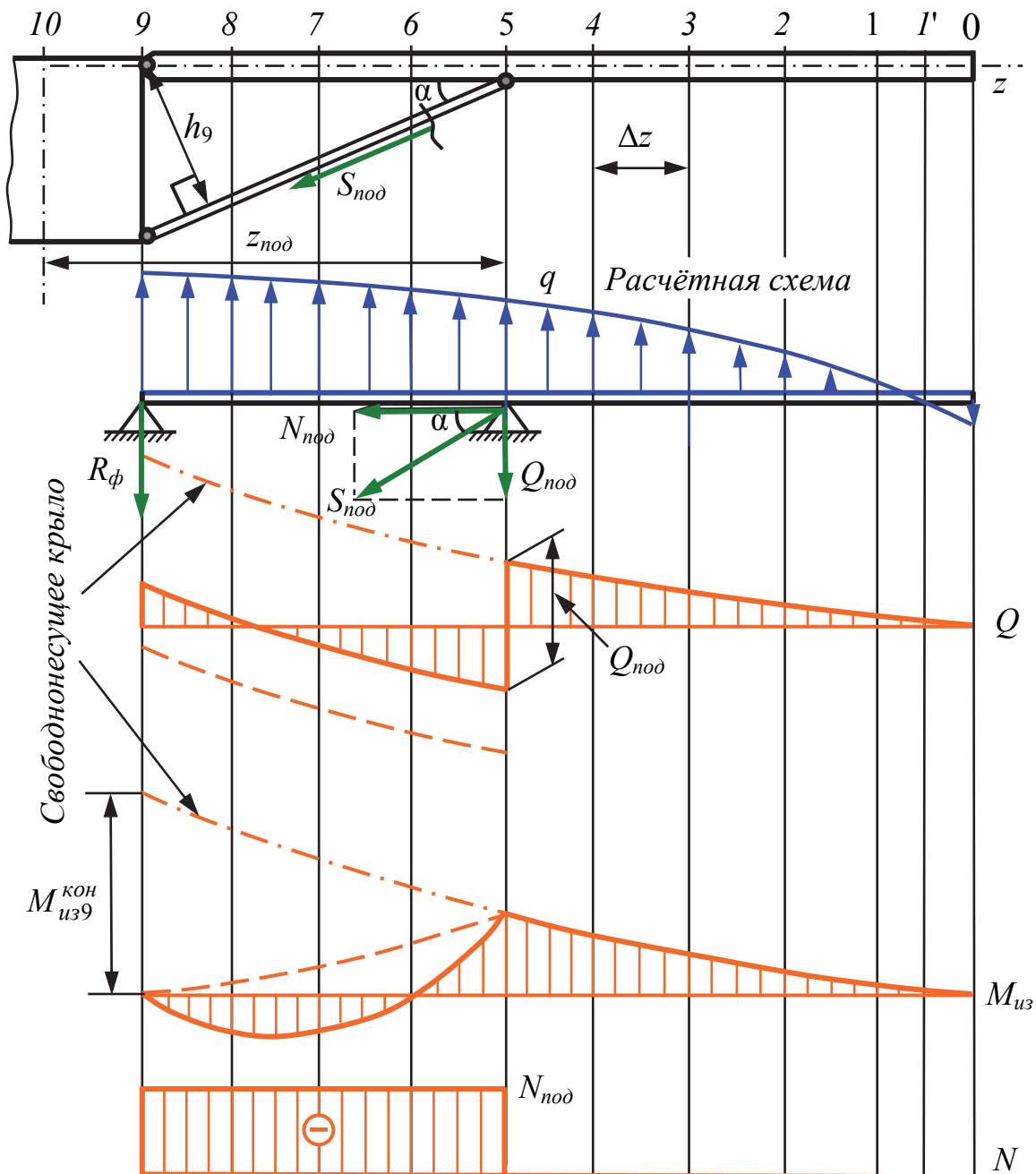


Рис. 2.8. Эпюры N , Q и $M_{из}$ для подкосного крыла с шарнирным креплением консоли к фюзеляжу

Если крепление консоли к фюзеляжу (узел 9) является жестким, то задача построения эпюр Q , N и $M_{из}$ для подкосного крыла становится статически неопределимой. Решать ее можно любым известным методом (например, методом сил), учитывая жесткость подкосов. Характер полученных эпюр тот же, что и для шарнирного крепления консоли, с той лишь разницей, что в узле 9 изгибающий момент будет отличен от нуля.

Эпюру крутящих моментов можно строить относительно любой оси в крыле. Если эпюра построена относительно линии центров изгиба (ц.и.),

то она называется *эпюрой истинных крутящих моментов*. Если же крутящие моменты определяются относительно любой другой оси, то получают *эпюру условных крутящих моментов*.

Для построения эпюры истинных крутящих моментов необходимо знать положение ц.и. в контрольных сечениях. А оно зависит от геометрии элементов продольного набора и их размещения по контуру сечения. На стадии проектирования конструкции крыла эта информация отсутствует. Поэтому первоначально положение ц.и. находят приближенно, задав в сечении количество лонжеронов и стенок, а также их расположение вдоль хорды (рис. 2.9):

$$x_{ц.и.} \approx \frac{\sum_{i=1}^n x_i \cdot H_i^2}{\sum_{i=1}^n H_i^2},$$

где n – количество лонжеронов и стенок в сечении крыла.

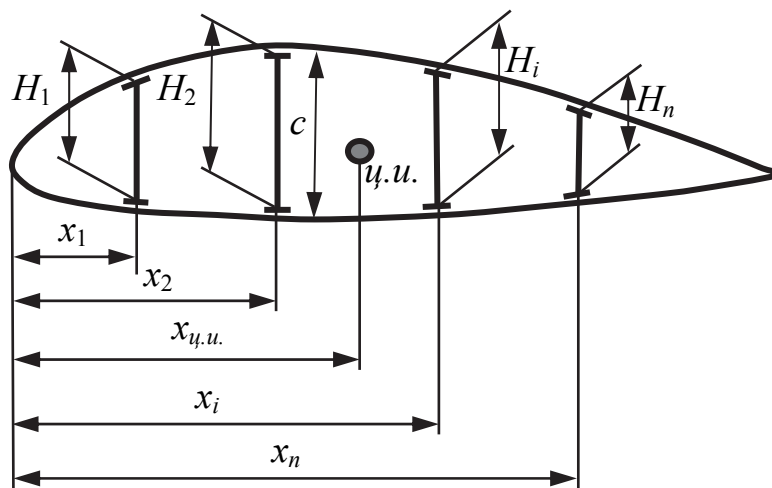


Рис. 2.9. Расположение лонжеронов в сечении крыла

Зная положение ц.и., центра давления (ц.д.) и центра масс (ц.м.) в каждом сечении, можно строить эпюру истинных крутящих моментов. Погонный скручивающий момент в i -м сечении от распределенных аэродинамических и инерционных сил (рис. 2.10) равен

$$m_i = q_{аэp i}^p \cdot (x_{ц.и.} - x_{ц.д.}) + q_{кр i}^p \cdot (x_{ц.м.} - x_{ц.и.}).$$

Центром нагрузки (ц.н.) называют точку на хорде сечения крыла, через которую проходит суммарная погонная нагрузка q_i (см. рис. 2.10). Его координату найдём из уравнения моментов относительно носка профиля

$$x_q = \frac{q_{аэp i} \cdot x_{ц.д.} - q_{кр i} \cdot x_{ц.м.}}{q_i}. \quad (2.12)$$

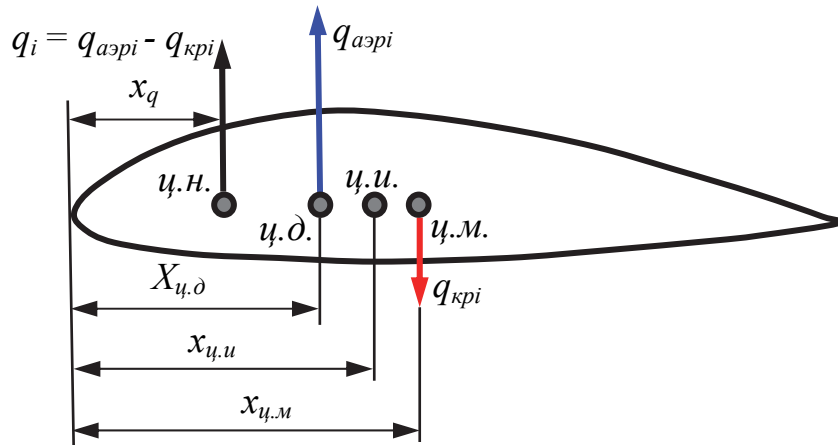


Рис. 2.10. Погонные силы в сечении крыла

Скручивающий момент от сосредоточенных сил (рис. 2.11) определяют по формуле

$$\Delta M_{\text{соср } j} = P_{\text{дв max}} \cdot f \cdot a - G_{\text{зр } j}^p \cdot c_1,$$

где $P_{\text{дв max}}$ – максимальная тяга двигателя; f – коэффициент безопасности.

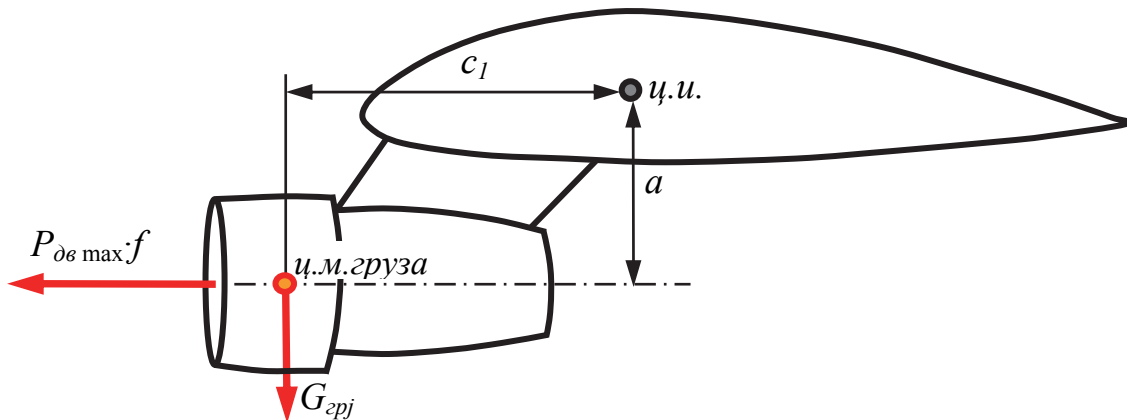


Рис. 2.11. Сосредоточенные силы в сечении крыла

Крутящий момент в произвольном сечении

$$M_{\text{кpi}} = \int_{l/2}^z m_i \cdot dz + \sum_j \Delta M_{\text{соср } j}. \quad (2.13)$$

В выражении (2.13) под знак суммы включены сосредоточенные моменты, действующие на участке от конца консоли до текущего сечения с координатой z .

При построении эпюры $M_{\text{кр}}$ применяют численное интегрирование (обычно по правилу трапеций). Интегрирование ведется от свободного конца консоли до борта фюзеляжа. Типовая эпюра $M_{\text{кр}}$ приведена на рис. 2.12.

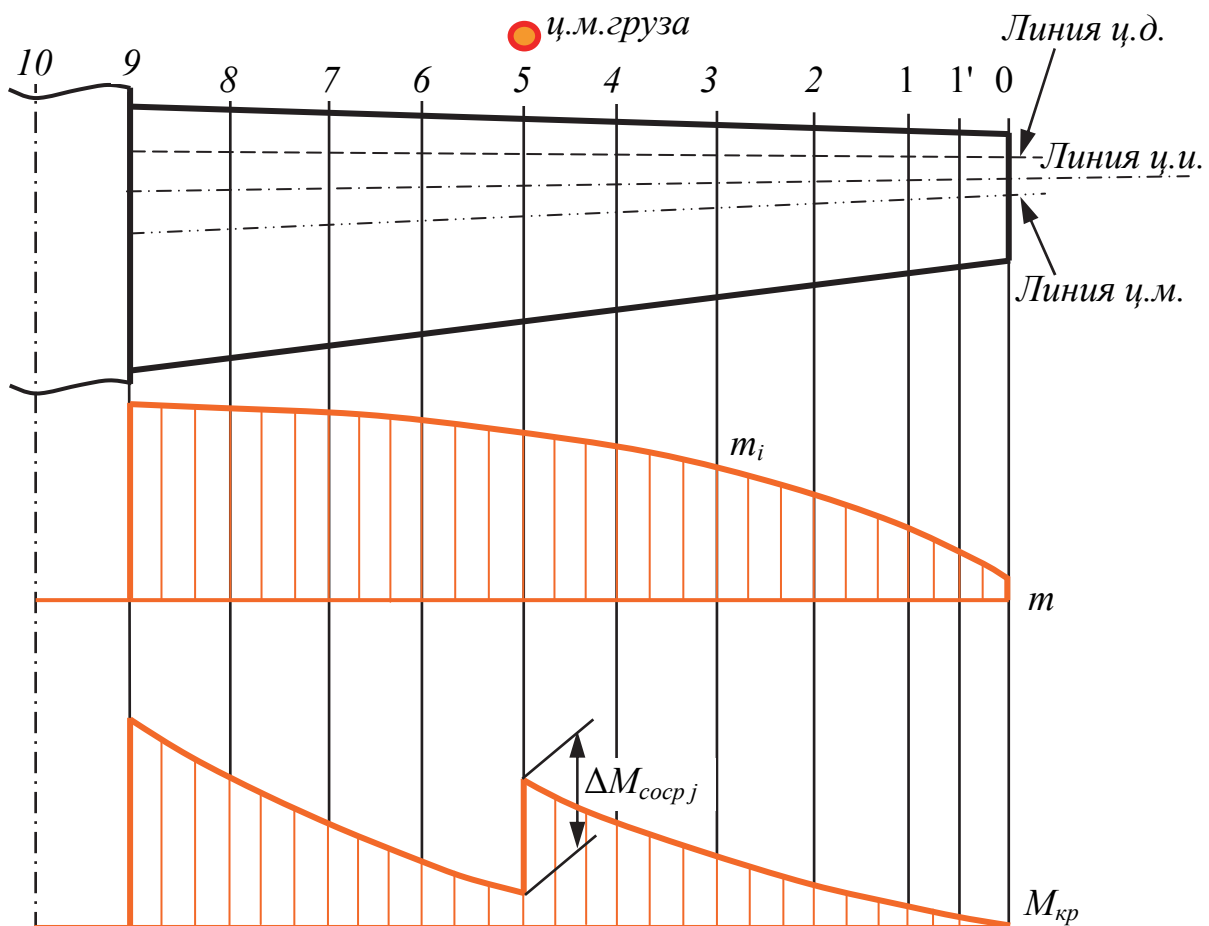


Рис. 2.12. Эпюра $M_{кр}$ для свободнонесущего крыла

Если крыло набрано из несимметричных профилей, то наибольший крутящий момент обычно имеет место в случае С. При построении эпюры $M_{кр}$ для случая С погонный крутящий момент определяют по формулам:

- для сечений, проходящих через элерон,

$$m_i = (c_{m0сж\text{им}} + \Delta c_{m0}) \cdot f \cdot q_{\text{maxmax}} \cdot b_{\text{сеч}}^2;$$

- для сечений, не проходящих через элерон,

$$m_i = c_{m0сж\text{им}} \cdot f \cdot q_{\text{maxmax}} \cdot b_{\text{сеч}}^2;$$

$$c_{m0сж\text{им}} = c_{m0несж\text{им}} \cdot \frac{(1 + M^2/5)^2}{\sqrt{1 - M^2}}.$$

Коэффициент $c_{m0несж\text{им}}$ берут из продувок. Приращение Δc_{m0} определяют по методике, изложенной в [4].

Для подкосных монопланов при построении эпюры $M_{кр}$ необходимо учитывать влияние подкосов. Сначала рассмотрим консоль с одним подкосом (рис. 2.13).

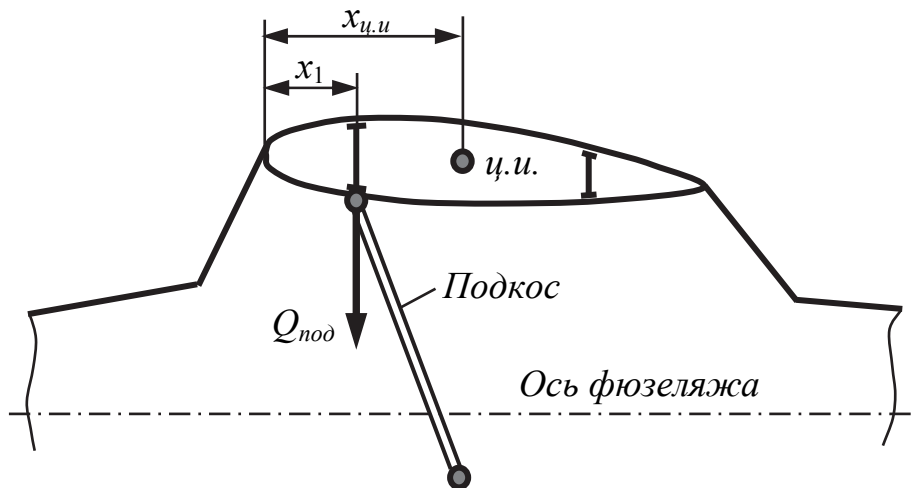


Рис. 2.13. Консоль с одним подкосом

При наличии двух и более лонжеронов подкос крепится к переднему лонжерону для повышения критической скорости дивергенции крыла. Эпюра $M_{кр}$ получается из соответствующей эпюры для свободнесущего крыла (см. рис. 2.12) её эквидистантным смещением на участке 5-9 ($z_9 \leq z \leq z_{под}$) на величину $\Delta M_{под} = -Q_{под} \cdot (x_{ц.и.} - x_1)$ (рис. 2.14).

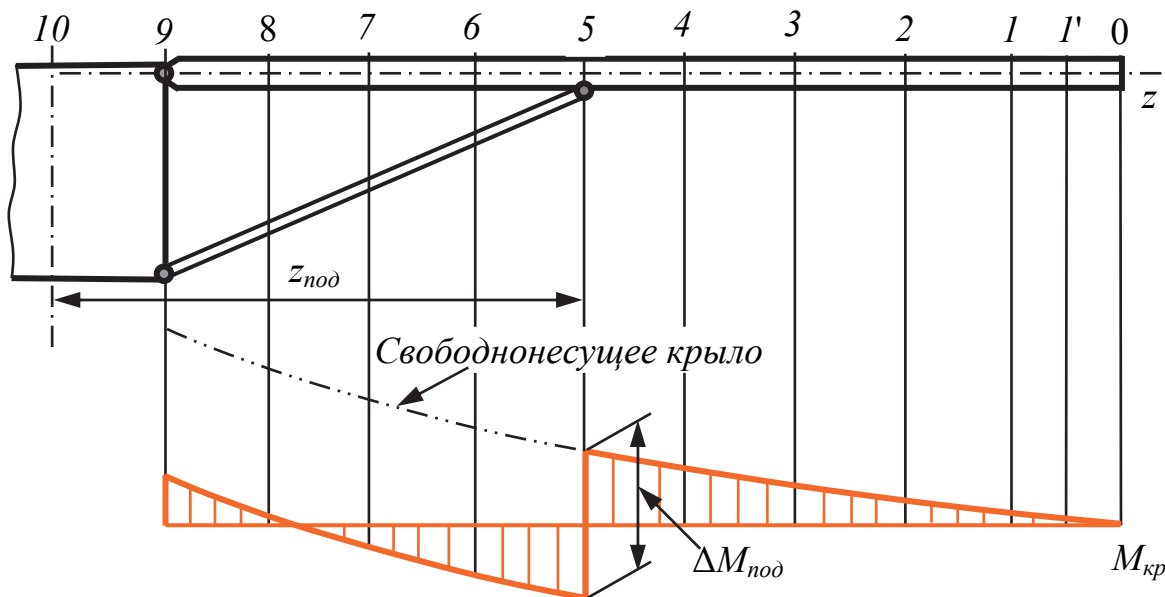


Рис. 2.14. Эпюра $M_{кр}$ для подкосного крыла

При постановке двух подкосов для крепления консоли задача построения эпюры $M_{кр}$ становится статически неопределимой. Решать её можно любым известным методом (например, методом сил), учитывая жесткость подкосов. Решение получают в несколько приближений. В первом приближении подкосы считают абсолютно жесткими. Характер полученных эпюр будет тот же, что и для консоли с одним подкосом (рис. 2.14).

2.3. Проектировочный расчёт поперечного сечения крыла

Проектировочный расчет позволяет по известным значениям N , Q , $M_{из}$, $M_{кр}$, заданной геометрии и предварительно выбранной конструктивно-силовой схеме крыла подобрать поперечные сечения силовых элементов крыла. Для прямого крыла расчет выполняют, начиная с некоторого расстояния от заделки по борту фюзеляжа. Для двухлонжеронного крыла оно примерно равно расстоянию между лонжеронами. Проектировочный расчет стреловидного крыла выполняется без учета корневого треугольника, поперечные сечения элементов корневого треугольника определяются по результатам проверочного расчета. Результаты проектировочного расчета являются исходной информацией для проведения проверочного расчета.

Полагаем, что положение лонжеронов и стенок определено заранее с учетом соображения компоновки. При проектировочном расчете обычно пренебрегают носовой и хвостовой частями крыла (рис. 2.15).

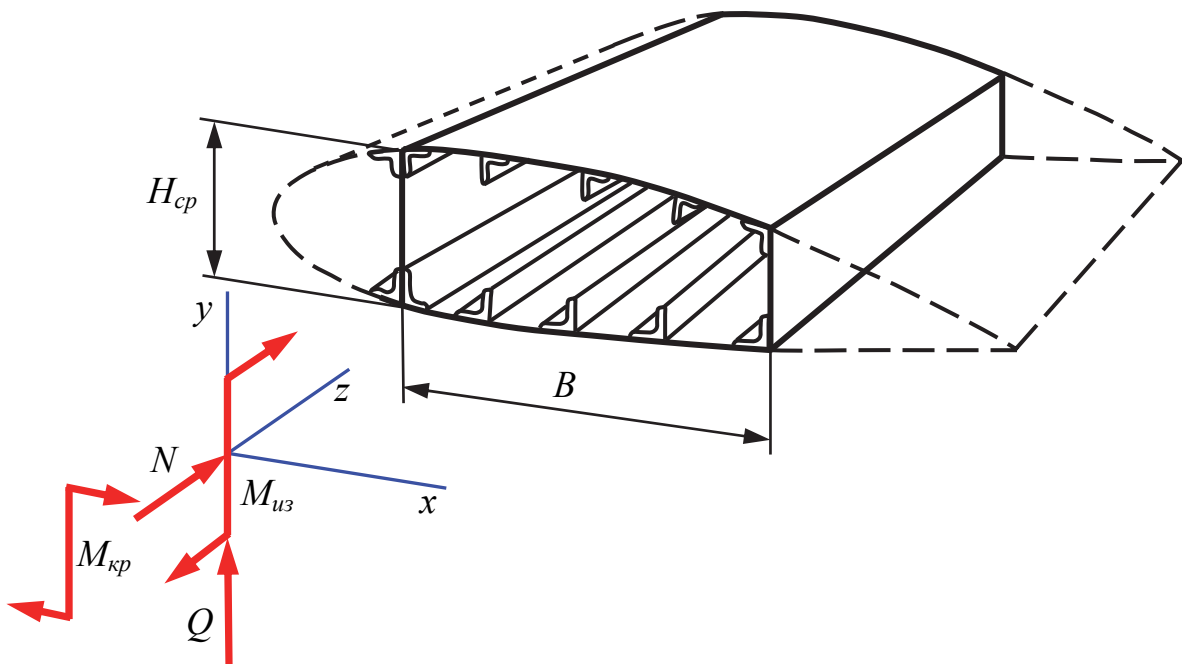


Рис. 2.15. Расчетная схема поперечного сечения крыла

Сначала из условия работы поперечного сечения на кручение определяют толщину обшивки

$$\delta_{об} \geq \frac{M_{кр}^P}{\Omega \cdot \tau^P}, \quad (2.14)$$

где $M_{кр}^P$ – максимальный расчетный крутящий момент в сечении. Для крыльев, набранных из несимметричных профилей, наибольший крутящий момент обычно возникает в случае С; Ω – удвоенная площадь контура, работающего на кручение. Для однолонжеронной схемы рабочим является

контур, образованный носком и лонжероном. При большем количестве лонжеронов и стенок на кручение работает контур, образованный передним и задним лонжеронами, верхней и нижней панелями крыла, т.е. $\Omega \approx 2 \cdot B \cdot H_{cp}$; τ^p – расчетное напряжение в обшивке при сдвиге. Для крыла со стрингерным набором $\tau^p = (0,25 \dots 0,33) \cdot \sigma_b$.

Полученное по формуле (2.14) значение $\delta_{об}$ округляется до ближайшей большей стандартной толщины листа.

По величине максимального расчетного изгибающего момента и продольной силы подбирают продольные силовые элементы каркаса крыла.

Силы, действующие в верхней и нижней панелях крыла

$$P_{пан} = \pm \frac{M_{из}^p}{H_{cp}} \pm \frac{N^p}{2}, \quad (2.15)$$

где $M_{из}^p$ – максимальный расчетный изгибающий момент в заданном сечении (обычно получается в случае A'), знак “+” перед $M_{из}^p$ относится к нижней панели, знак “-” – к верхней панели;

$H_{cp} = 0,95 \cdot \frac{\sum_{i=1}^n H_i + c}{n+1}$ – средняя высота рабочей части сечения. Здесь n – количество лонжеронов и стенок в сечении; c – максимальная высота профиля в сечении;

N^p – продольная сила в заданном сечении, она учитывается при расчете средней части подкосного крыла.

Определим геометрию элементов верхней (сжатой) панели. Редуцированная площадь сжатой панели

$$F_{пан.сж} = \frac{P_{пан}}{\sigma_{кр.n}}, \quad (2.16)$$

где $\sigma_{кр.n}$ – критические напряжения сжатого пояса основного (самого высокого) лонжерона.

Предварительно можно принять $\sigma_{кр.n} = (0,75 \dots 0,8) \cdot \sigma_b$, где σ_b – предел прочности материала пояса основного лонжерона.

Введем коэффициент κ_n , характеризующий долю усилия $P_{пан}$, воспринимаемую поясами лонжеронов и стенок. При $\kappa_n = 1$ всю панельную нагрузку несут лонжероны, при $\kappa_n = 0$ вся сила воспринимается обшивкой со стрингерами. На практике обычно принимают $0,6 \leq \kappa_n \leq 0,9$ – для лонжеронных крыльев, $0,15 \leq \kappa_n \leq 0,60$ – для кессонных крыльев, $\kappa_n \leq 0,15$ – для моноблочных крыльев.

Задавшись величиной κ_n , определяем суммарную площадь сжатых поясов

$$F_{н.сж} = \kappa_n \cdot F_{пан.сж}. \quad (2.17)$$

Определенная по формуле (2.17) площадь распределяется между лонжеронами пропорционально их высотам

$$F_{ni.cэж} = \frac{F_{n.cэж} \cdot H_i}{\sum_i H_i}. \quad (2.18)$$

Если пояса лонжеронов набираются из стандартных профилей, то полученные по формуле значения $F_{ni.cэж}$ округляют до ближайших значений площадей поперечных сечений пресованных профилей, имеющих в каталогах. Теперь, зная геометрию поясов, можно вычислить значения критических напряжений местной потери устойчивости всех поясов $\sigma_{кр.ni}$ по одной из известных методик.

Если профиль работает совместно с обшивкой, то к его площади необходимо добавить площадь присоединенной полоски обшивки $F_{об} = b_0 \delta_{об}$. Ширину присоединенной полоски обшивки находят по формуле

$$b_0 = 1,9 \cdot \delta_{об} \cdot \frac{E_{об}}{E_{np}} \cdot \sqrt{\frac{E_{np}}{\sigma_T}}, \quad (2.19)$$

где $E_{об}$ – модуль упругости материала обшивки; E_{np} и σ_T (σ_{02}) – модуль упругости и предел текучести материала профиля, поддерживающего обшивку.

После уточнения $\sigma_{кр.n}$ возвращаются к формуле (2.16) и корректируют редуцированную площадь сжатой панели $F_{пан.сэж}$.

Далее выбирают тип, площадь сечения и шаг стрингеров. Обычно используют удобные в технологическом отношении равнополочные уголкового стрингеры площадью до $1,5 \text{ см}^2$ и шагом $t_{стр} = 90 \dots 220 \text{ мм}$ (меньший шаг относится к кессонному крылу, больший – к лонжеронному). К стрингерам также добавляют полоски присоединенной обшивки шириной b_0 , которая не должна превышать $t_{стр}$. Тогда редуцированную площадь сжатой панели представим в виде

$$F_{пан.сэж} = \sum_{i=1}^n (F_{ni.cэж} + b_0 \cdot \delta_{об}) \cdot \varphi_{ni} + n_{стр} \cdot \varphi_{стр} \cdot (F_{стр} + b_0 \cdot \delta_{об}).$$

Отсюда

$$F_{стр} = \frac{F_{пан.сэж} - \sum_{i=1}^n (F_{ni.cэж} + b_0 \cdot \delta_{об}) \cdot \varphi_{ni}}{n_{стр} \cdot \varphi_{стр}} - b_0 \cdot \delta_{об}, \quad (2.20)$$

где $\varphi_{ni} = \frac{\sigma_{кр.ни}}{\sigma_{кр.п}}$ – редуцированный коэффициент сжатого пояса i -го лонжерона;

$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_{кр.стр}}{\sigma_{кр.п}}$ – редуцированный коэффициент стрингера, в первом

приближении обычно принимают $\varphi_{стр} = 0,7 \dots 0,8$; $n_{стр} = \frac{(B - t_{стр})}{t_{стр}}$ – коли-

чество стрингеров в панели.

Рассчитав $F_{стр}$ по формуле (2.20), округляют её до ближайшего стандартного значения по каталогу профилей. После этого находят $\sigma_{кр.стр}$, уточняют $\varphi_{стр}$ и корректируют $F_{стр}$, снова используя выражение (2.20). Обычно этот цикл повторяют 3...4 раза. При этом можно изменять не только геометрию стрингеров, но и их шаг, а также количество в панели. Необходимо избегать такой конструкции панели, когда толщина обшивки больше толщины полки стрингера, присоединенной к обшивке, поскольку в этом случае толстая обшивка, теряя устойчивость, как бы подсекает слабый профиль, вызывая его преждевременное разрушение. Если же формула (2.20) дает отрицательную площадь стрингера, то следует уменьшить площади поясов лонжеронов.

Далее подбирают размеры силовых элементов нижней (растянутой) панели. Редуцированную площадь растянутой панели определяют по формуле

$$F_{пан.р} = \frac{P_{пан}}{\kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b}, \quad (2.21)$$

где $\kappa_1 = 0,95$ – коэффициент, учитывающий ослабление сечения отверстиями под болты и заклепки; κ_2 – коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений в зоне отверстий, $\kappa_2 = 0,95$ – для сталей и титановых сплавов; $0,90$ – для алюминиевых сплавов; $0,80$ – для магниевых сплавов; σ_b – предел прочности материала растянутого пояса основного лонжерона.

Находят редуцированную площадь поясов

$$F_{n.р} = \kappa_n \cdot F_{пан.р}$$

и распределяют ее между лонжеронами

$$F_{ni.р} = \frac{F_{n.р} \cdot H_i}{\sum_i H_i}.$$

Редуцированные коэффициенты поясов определяют через отношение модулей упругости

$$\varphi_i = \frac{E_i}{E_n}. \quad (2.22)$$

Истинные площади поясов $F_{ni} = F_{ni.p} / \varphi_i$.

Далее уточняют геометрию растянутых поясов, используя каталог стандартных прессованных профилей.

Редукционный коэффициент обшивки $\varphi_{об}$ учитывает различие в диаграммах растяжения профилей и листов, несовершенства натяжения обшивки при клепке, ослабление обшивки заклепочными швами вдоль хорды крыла. При проектировочном расчете можно принимать:

$$\begin{aligned} \varphi_{об} &= 0 \text{ при } \delta_{об} = 0,5 \dots 0,6 \text{ мм;} \\ \varphi_{об} &= 0,6 \frac{E_{об}}{E_n} \text{ при } \delta_{об} = 0,8 \text{ мм;} \quad \varphi_{об} = 0,8 \frac{E_{об}}{E_n} \text{ при } \delta_{об} = 1,0 \dots 1,5 \text{ мм;} \\ \varphi_{об} &= 0,9 \frac{E_{об}}{E_n} \text{ при } \delta_{об} = 1,8 \dots 2,5 \text{ мм;} \quad \varphi_{об} = \frac{E_{об}}{E_n} \text{ при } \delta_{об} \geq 3,0 \text{ мм.} \end{aligned}$$

Количество и шаг стрингеров обычно принимают такими же, как и для сжатой панели. Редукционные коэффициенты стрингеров также определяют по формуле (2.22). Редуцированная площадь растянутой панели равна

$$F_{пан.p} = \sum_{i=1}^n \varphi_i \cdot F_{ni} + \varphi_{об} \cdot B \cdot \delta_{об} + \varphi_{стр} \cdot n_{стр} \cdot F_{стр}.$$

Отсюда

$$F_{стр} = \frac{F_{пан.p} - \sum_{i=1}^n \varphi_i \cdot F_{ni} - \varphi_{об} \cdot B \cdot \delta_{об}}{\varphi_{стр} \cdot n_{стр}}. \quad (2.23)$$

Рассчитанную по формуле (2.23) $F_{стр}$ корректируют до ближайшего стандартного значения по каталогу профилей.

После подбора сечений элементов продольного набора необходимо проверить нижнюю панель на сжатие в случаях D и D' . Сжимающая сила в нижней панели будет примерно равна $0,4 \cdot P_{пан}$. Поскольку материал и геометрия элементов панели уже известны, то определение для них $\sigma_{кр}$ не составит большого труда.

Для подкосного крыла с нижним расположением подкоса размеры и форму сечения подкоса выбирают из условия его работы на растяжение от силы $S_{нод}$ (случай A') и на сжатие от силы $0,4 \cdot S_{нод}$ (случай D').

Из условия прочности $\frac{S_{нод}}{F_{нод}} \leq \kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b$ находят площадь поперечного сечения подкоса $F_{нод}$, а из условия устойчивости

$$0,4 \cdot S_{нод} \leq P_{кр} \approx \frac{\pi^2 \cdot (EJ_{\min})}{l_{нод}^2} \quad (2.24)$$

через найденный осевой момент инерции подбирают геометрию поперечного сечения подкоса заданной площади. Для уменьшения габаритов поперечного сечения подкоса (что важно при длинных подкосах) иногда устанавливают дополнительную опору посередине подкоса, называемую **контрподкосом**. В этом случае в формулу (2.24) вместо длины подкоса $l_{под}$ подставляют $0,5 \cdot l_{под}$.

Подбор толщин стенок лонжеронов ведется из условия их работы на сдвиг от действия поперечной силы с учетом конусности крыла.

Поперечная сила, с учетом конусности крыла, определяется по формуле

$$Q_{np} = Q_y^p - \frac{M_{из}^p}{H_{ср}} \cdot \gamma,$$

где Q_y^p и $M_{из}^p$ – расчетные перерезывающая сила и изгибающий момент в рассматриваемом сечении; γ – средний угол конусности крыла, рад.

Приближенно

$$\gamma = \frac{\bar{c}_{кор} \cdot b_{кор} - \bar{c}_{кон} \cdot b_{кон}}{l/2},$$

где $\bar{c}_{кор}$ и $b_{кор}$ – относительная толщина и хорда профиля в корневом сечении крыла; $\bar{c}_{кон}$ и $b_{кон}$ – относительная толщина и хорда профиля в концевом сечении крыла.

Сила Q_{np} распределяется между стенками пропорционально изгибным жесткостям лонжеронов

$$Q_i = Q_{np} \cdot \frac{(EJ)_i}{\sum_{i=1}^n (EJ)_i} \approx Q_{np} \cdot \frac{H_i^2}{\sum_{i=1}^n H_i^2}. \quad (2.25)$$

Погонные касательные силы (ПКС) от сдвига $q_{Qi} \approx \frac{Q_i}{0,9 \cdot H_i}$, ПКС от

кручения $q_{кр} = \frac{M_{кр}^p}{\Omega}$.

При дозвуковой скорости полета центр давления обычно располагается впереди центра изгиба, что приводит к догрузке переднего лонжерона $q_1 = q_{Q1} + q_{кр}$. На сверхзвуке центр давления смещается назад и происходит догрузка заднего лонжерона $q_n = q_{Qn} + q_{кр}$.

Толщина стенки i -го лонжерона $\delta_{cmi} \geq q_i / \tau^p$. Полученное значение округляют в большую сторону до ближайшей стандартной толщины листа.

2.4. Проектировочный расчёт нормальных нервюр

При проектировочном расчете нормальных нервюр учитывают только аэродинамические силы $q_{aэр}^p$. Каждая нервюра воспринимает аэродинамическую нагрузку P_n , приложенную к отсеку крыла длиной, равной шагу нервюр $t_{нерв}$. Шаг нервюр выбирает разработчик, исходя из геометрии конкретной конструкции и статистики, и обычно он получается в диапазоне 200...400 мм. Тогда $P_n = q_{aэр}^p \cdot t_{нерв}$.

Распределение этой нагрузки по длине нервюры задается нормами прочности либо на основе эксперимента. Наиболее распространен квадратичный закон изменения погонной аэродинамической нагрузки (рис. 2.16 и 2.17)

$$p_{возi} = \kappa \cdot x_i^2,$$

где $p_{возi}$ – погонная воздушная нагрузка в i -м сечении; κ – коэффициент пропорциональности; x_i – расстояние от хвостика нервюры до i -го сечения.

Коэффициент пропорциональности находят из равенства площади эпюры воздушной нагрузки и величины P_n .

$$P_n = \frac{1}{3} \cdot b_{сеч} \cdot (\kappa \cdot b_{сеч}^2) = \frac{1}{3} \cdot \kappa \cdot b_{сеч}^3 \Rightarrow \kappa = \frac{3 \cdot P_n}{b_{сеч}^3}.$$

Далее строят эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов вдоль хорды. При этом возможно применение двух расчетных схем.

Согласно первой схеме, нервюра рассматривается как статически определимая балка переменной высоты, опертая только на крайние стенки (рис. 2.16). Такая модель применяется, если обшивка выполнена из материалов, работающих только на растяжение (ткань или пленка). Реакции в опорах (лонжеронах) R_1 и R_2 определяют из уравнений равновесия. При построении эпюр сил и моментов начало координат лучше выбрать на конце аэродинамического профиля, а ось x направить в носок профиля. Тогда сила и момент в произвольном сечении, например, междулонжеронного участка, будут равны

$$Q = -\frac{1}{3} \cdot p_{возi} \cdot x_i + R_2 = -\frac{1}{3} \cdot \kappa \cdot x_i^3 + R_2;$$

$$M_{из} = \left(\frac{1}{3} \cdot p_{возi} \cdot x_i\right) \cdot \frac{1}{4} \cdot x_i - R_2 \cdot (x_i - x_2) = \frac{1}{12} \cdot \kappa \cdot x_i^4 - R_2 \cdot (x_i - x_2).$$

Если в хвостовой части нервюры установлен элерон или закрылок, то эпюры сил и моментов строят сначала для полного профиля, а затем хвостовые части эпюр отбрасывают (на рис. 2.16 показаны пунктиром).

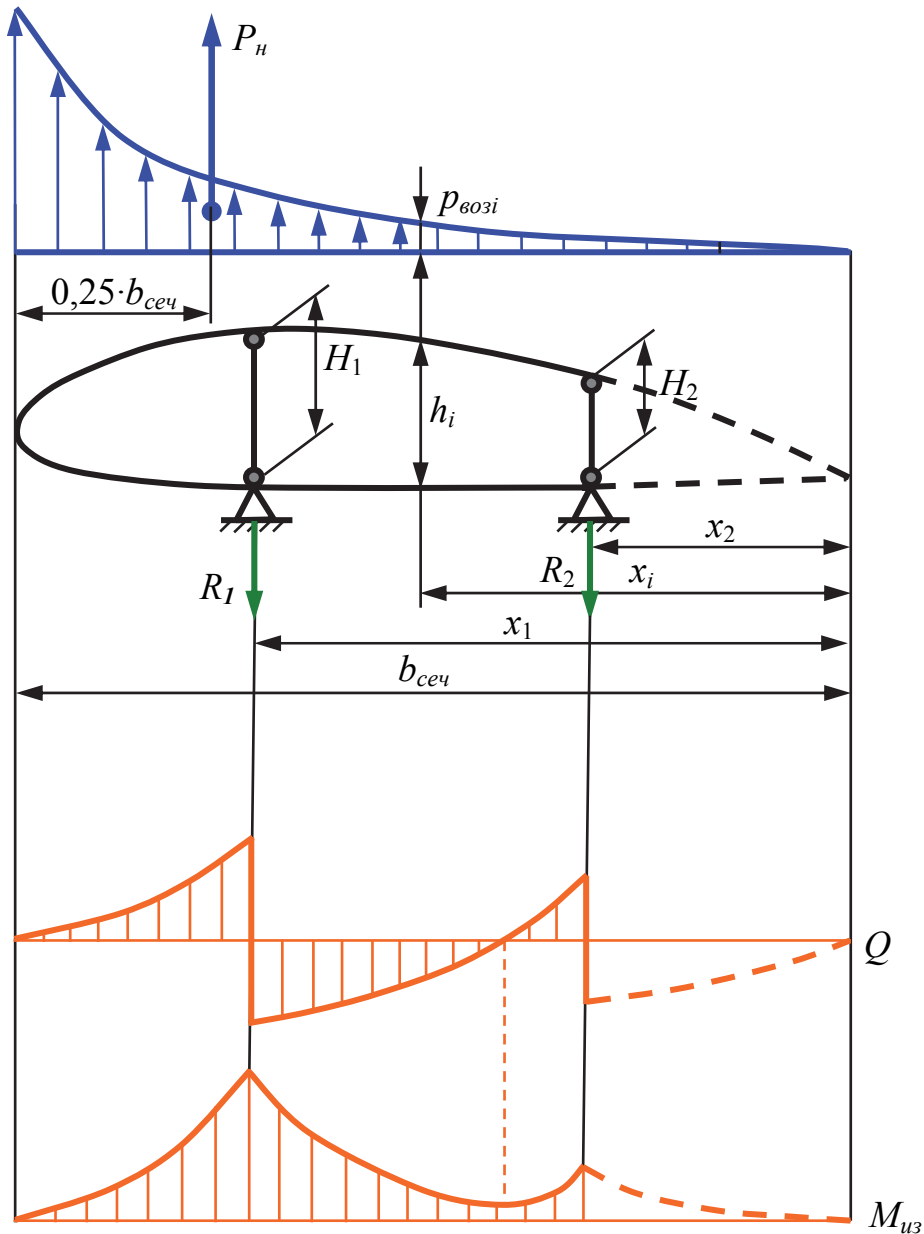


Рис. 2.16. Эпюры Q и $M_{из}$ для нервюры, опирающейся на стенки

Согласно второй схеме, нервюра рассматривается как статически неопределимая балка переменной высоты, опирающаяся не только на крайние стенки, но и на обшивку (рис. 2.17). Такая модель применяется, если обшивка выполнена из жестких материалов (металл или пластик). При этом полагают, что реакции в опорах пропорциональны изгибным жесткостям лонжеронов [10] $\frac{R_1}{R_2} = \frac{(EJ)_1}{(EJ)_2} \approx \frac{H_1^2}{H_2^2}$; $R_1 + R_2 = P_n$.

Если равнодействующая сила P_n не приложена в ц.и. сечения, то возникает момент M_n , стремящийся повернуть нервюру. Этот момент уравновешивается реактивными ПКС q_i в обшивке и стенках лонжеронов. Момент M_n для крыла является скручивающим, а для нервюры – изгибающим.

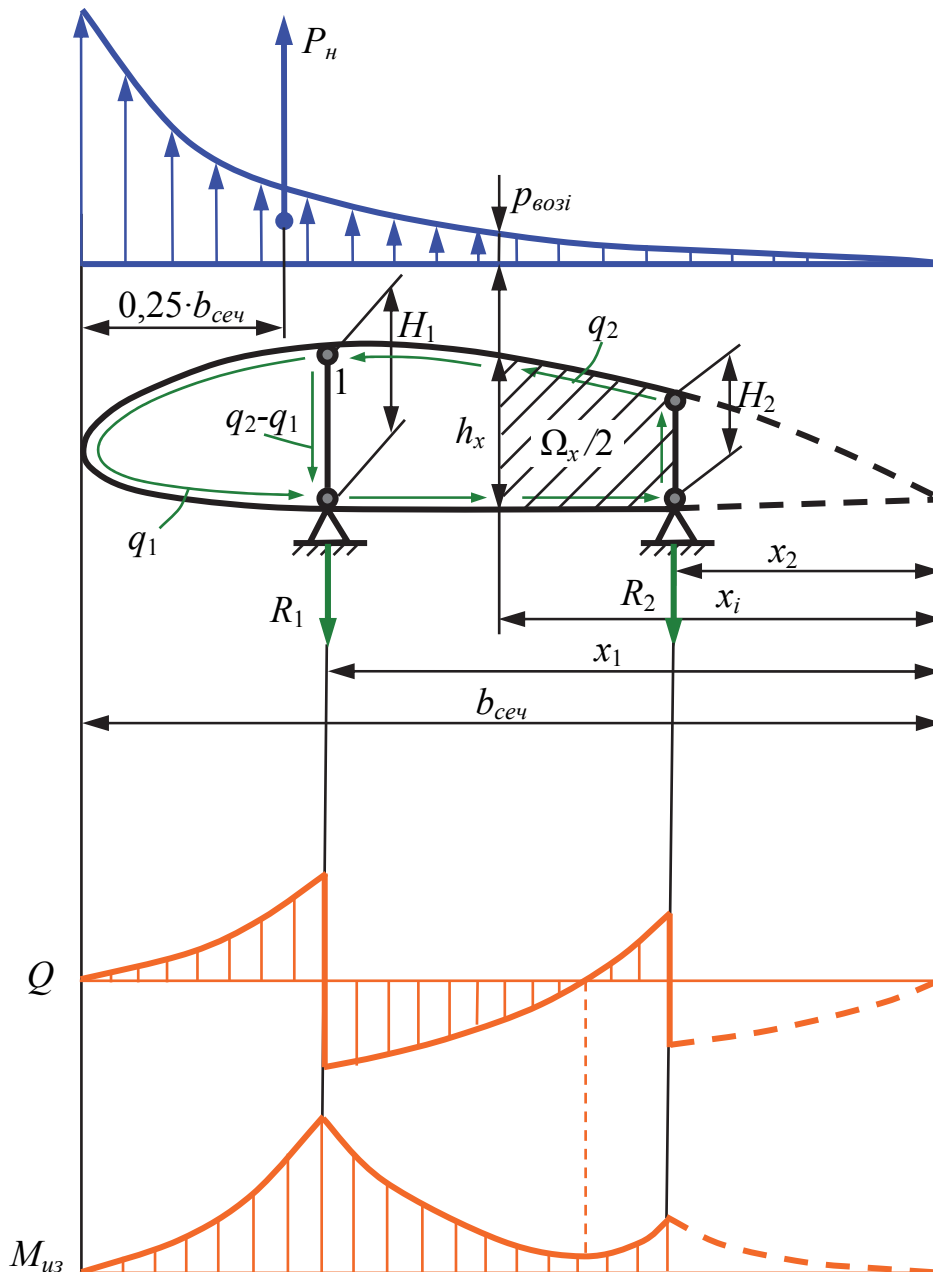


Рис. 2.17. Эпюры Q и $M_{из}$ для нервюры, закрепленной по контуру

Поскольку реакции R_1 и R_2 пропорциональны изгибным жесткостям лонжеронов, дополнительно определять положение ц.и. сечения не требуется, так как момент относительно произвольной точки (например, точки 1) будет соответствовать моменту относительно ц.и.

$$M_n = R_2 \cdot (x_1 - x_2) - P_n \cdot (0,75 \cdot b_{сеч} - x_1).$$

Зная M_n , находят реактивные потоки в каждом контуре q_i . Так, для однозамкнутого контура при вычислении реактивного ПКС используют известную формулу Бредта $q = \frac{M_n}{\Omega}$.

Для m -замкнутого контура

$$q = \sum_{i=1}^m q_i; \quad q_i = \frac{M_{ni}}{\Omega_i}; \quad M_{ni} = M_n \cdot \frac{C_i}{\sum_{i=1}^m C_i}.$$

Здесь $C_i = \frac{\Omega_i^2}{\oint_{S_i} G_i \cdot \delta_i ds_i}$ – крутильная жесткость i -го контура.

По приближенной формуле $M_{ni} \approx M_n \cdot \frac{\Omega_i^2}{\sum_{i=1}^m \Omega_i^2}$.

Сила и момент в произвольном сечении, например, междулонжеронного участка, будут равны

$$Q = -\frac{1}{3} \cdot p_{\text{вози}} \cdot x_i + R_2 - q_2 \cdot h_x = -\frac{1}{3} \cdot \kappa \cdot x_i^3 + R_2 - q_2 \cdot h_x;$$

$$M_{uz} = \left(\frac{1}{3} \cdot p_{\text{вози}} \cdot x_i\right) \cdot \frac{1}{4} \cdot x_i - R_2 \cdot (x_i - x_2) + q_2 \cdot \Omega_x.$$

Определение величин h_x и Ω_x показано на рис. 2.17.

Далее, из условия работы стенки нервюры на сдвиг рассчитывают толщину листа, из которого изготавливается нервюра,

$$\tau_i = \frac{Q_i}{0,9 \cdot h_i \cdot \delta} \leq \tau^p \Rightarrow \delta \geq \max_i \left\{ \frac{Q_i}{0,9 \cdot h_i \cdot \tau^p} \right\} \quad (i = 1, \dots, 5).$$

Здесь необходимо взять несколько сечений по хорде и для каждого из них найти потребную толщину стенки, а затем из всех полученных значений выбрать **максимальное** и округлить его до ближайшей стандартной толщины листа. Из технологических условий толщина листа должна быть не менее 0,5...0,6 мм. Если полученные значения меньше этой величины, то в стенке нервюры выполняются отверстия облегчения.

Из условия работы полок нервюры на изгиб определяют ширину этих полок

$$\sigma_i = \frac{M_{uzi}}{h_i \cdot b_n \cdot \delta} \leq \kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b \Rightarrow b_n \geq \max_i \left\{ \frac{M_{uzi}}{h_i \cdot \delta \cdot \kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b} \right\} \quad (i = 1, \dots, 5).$$

Здесь также берут несколько сечений по хорде, для каждого из них находят потребную ширину полки, а затем из всех полученных значений выбирают **максимальное**. По технологическим требованиям ширина полки нервюры должна быть не менее 12...15 мм.

2.5. Проектировочный расчёт усиленных нервюр

При расчёте усиленных нервюр принимают следующие допущения: нервюра нагружается только сосредоточенными силами от крепящихся к ней агрегатов и опирается на обшивки крыла и стенки лонжеронов, работающие на сдвиг.

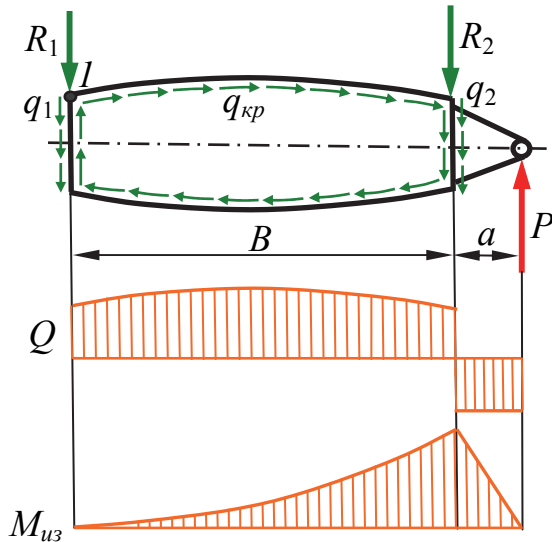


Рис. 2.18. Расчётная схема усиленной нервюры

носительно произвольной точки (например, точки I)

$$P \cdot (a + B) - q_2 \cdot H_2 \cdot B - q_{кр} \Omega = 0 \Rightarrow q_{кр} = \frac{P \cdot (a + B) - q_2 \cdot H_2 \cdot B}{\Omega}.$$

Здесь Ω – удвоенная площадь контура, образованного стенками лонжеронов, верхней и нижней панелями обшивки.

Суммарные реакции в стенках $R_1 = (q_1 - q_{кр}) \cdot H_1$; $R_2 = (q_2 + q_{кр}) \cdot H_2$.

Далее строим эпюры поперечных сил и изгибающих моментов по длине нервюры (см. рис. 2.18).

Затем из условия работы на сдвиг рассчитываем толщину стенки усиленной нервюры

$$\delta \geq \max_i \left\{ \frac{Q_i}{0,9 \cdot h_i \cdot \tau^p} \right\} \quad (i = 1, \dots, 5).$$

Здесь необходимо взять несколько сечений по длине нервюры B и для каждого из них найти потребную толщину стенки, а затем из всех полученных значений выбрать **максимальное** и округлить его в большую сторону до ближайшей стандартной толщины листа.

Из условия работы на изгиб определяем площадь пояса усиленной нервюры

Рассмотрим усиленную нервюру, нагруженную сосредоточенной силой P , например, от узла навески элерона (рис. 2.18). Реактивные усилия в стенках от сдвига принимают пропорциональными изгибным жесткостям лонжеронов

$$\frac{q_1 H_1}{q_2 H_2} = \frac{(EJ)_1}{(EJ)_2} \approx \frac{H_1^2}{H_2^2};$$

$$q_1 H_1 + q_2 H_2 = P$$

$$q_1 \approx \frac{P \cdot H_1}{H_1^2 + H_2^2}; \quad q_2 \approx \frac{P \cdot H_2}{H_1^2 + H_2^2}. \quad (2.26)$$

Для определения ПКС от кручения составим уравнение моментов от-

носительно произвольной точки (например, точки I)

$$P \cdot (a + B) - q_2 \cdot H_2 \cdot B - q_{кр} \Omega = 0 \Rightarrow q_{кр} = \frac{P \cdot (a + B) - q_2 \cdot H_2 \cdot B}{\Omega}.$$

Здесь Ω – удвоенная площадь контура, образованного стенками лонжеронов, верхней и нижней панелями обшивки.

Суммарные реакции в стенках $R_1 = (q_1 - q_{кр}) \cdot H_1$; $R_2 = (q_2 + q_{кр}) \cdot H_2$.

Далее строим эпюры поперечных сил и изгибающих моментов по длине нервюры (см. рис. 2.18).

Затем из условия работы на сдвиг рассчитываем толщину стенки усиленной нервюры

$$\delta \geq \max_i \left\{ \frac{Q_i}{0,9 \cdot h_i \cdot \tau^p} \right\} \quad (i = 1, \dots, 5).$$

Здесь необходимо взять несколько сечений по длине нервюры B и для каждого из них найти потребную толщину стенки, а затем из всех полученных значений выбрать **максимальное** и округлить его в большую сторону до ближайшей стандартной толщины листа.

Из условия работы на изгиб определяем площадь пояса усиленной нервюры

$$F_n \geq \max_i \left\{ \frac{M_{uzi}}{h_i \cdot \kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b} \right\} (i = 1, \dots, 5).$$

Здесь также необходимо взять несколько сечений по длине нервюры B , для каждого из них найти требуемую ширину F_n , а затем из всех полученных значений выбрать **максимальное** и округлить его в большую сторону до ближайшей площади стандартного профиля по сортаменту.

2.6. Проверочный расчёт поперечного сечения крыла

Проверочный расчёт спроектированного поперечного сечения крыла выполняют в два этапа. На первом этапе осуществляют проверку элементов продольного силового набора, работающих на изгиб и растяжение-сжатие. Сначала проводят процедуру редуцирования сечения (приведения всех силовых элементов сечения к одному материалу). Редукционные коэффициенты берут по результатам проектировочного расчета. Затем вычисляют геометрические характеристики редуцированного сечения: площадь сечения F_p ; статические моменты относительно исходных осей $S_y = \sum_i F_{ip} x_i$ и $S_x = \sum_i F_{ip} y_i$; координаты центра масс $x_0 = \frac{S_y}{F_p}$ и $y_0 = \frac{S_x}{F_p}$; осевые и центробежные моменты инерции J_{x0} , J_{y0} , J_{x0y0} относительно центральных осей, параллельных исходным. После этого определяют коэффициент асимметрии сечения по формуле

$$K = \frac{1}{1 - \frac{J_{x0y0}^2}{J_{x0} \cdot J_{y0}}}.$$

Подсчитывают обобщенную координату \tilde{y}_i i -го элемента продольного силового набора $\tilde{y}_i = (y_i - y_0) - (x_i - x_0) \cdot \frac{J_{x0y0}}{J_{y0}}$.

Нормальные напряжения в i -м элементе продольного набора равны

$$\sigma_i = \varphi_i \left(K \cdot \frac{M_{uz}}{J_{x0}} \cdot \tilde{y}_i + \frac{N}{F_p} \right) \quad (2.27)$$

Эти напряжения необходимо сравнить с разрушающими напряжениями σ_i^p для данного элемента, которые равны $\sigma_{кр}$ в сжатой зоне и $\kappa_1 \cdot \kappa_2 \cdot \sigma_b$ – в растянутой зоне. Поэтому для каждого элемента вычисляют коэффициент избытка прочности по формуле $\eta_i = \frac{\sigma_i^p}{\sigma_i}$.

В результате анализа коэффициентов избытка прочности силовых элементов поперечного сечения получим один из трех вариантов:

1) все или почти все расчетные напряжения превышают разрушающие ($\eta_i < 1$). Это означает, что полученная конструкция чересчур облегчена и её необходимо усилить, т.е. скорректировать результаты проектировочного расчета;

2) все или почти все расчетные напряжения меньше разрушающих ($\eta_i > 1,06$). Это означает, что полученная конструкция явно перетяжелена и ее необходимо облегчить, т.е. скорректировать результаты проектировочного расчета

3) примерно 40...60 % всех продольных силовых элементов перегружено и столько же недогружено. В этом случае, не меняя результатов проектировочного расчета, можно попытаться, используя **метод редуцированных коэффициентов**, разгрузить перегруженные и догрузить недогруженные силовые элементы.

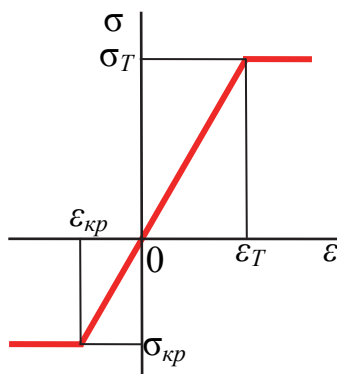


Рис. 2.19. Идеализированная диаграмма растяжения-сжатия элемента силового набора

Для этого необходимо определить редуцированные коэффициенты силовых элементов во втором приближении. Здесь зачастую используют упрощённую зависимость между напряжением и деформацией, представленную на рис. 2.19. Из неё видно, что в растянутой зоне материал элемента обладает идеальной пластичностью, а в сжатой зоне сопротивление потерявшего устойчивость элемента не зависит от деформации. Тогда, если в силовом элементе расчетные напряжения не превышают разрушающих, то редуцированный коэффициент данного элемента во втором приближении оставляют без изменений. Если же в силовом элементе расчетные напряжения превышают разрушающие, т.е. $\sigma_i > \sigma_i^p$, то редуцированный коэффициент данного элемента во втором приближении определяют по формуле

$$\varphi_i^{(2)} = \varphi_i^{(1)} \cdot \left(\frac{\sigma_i^p}{\sigma_i} \right),$$

т.е. редуцированный коэффициент такого элемента во втором приближении уменьшается. После этого расчет повторяют с новыми редуцированными коэффициентами и получают другие значения расчетных напряжений σ_j . Опять сравнивают их с разрушающими напряжениями и устанавливают редуцированные коэффициенты для следующего (третьего) приближения. Расчет продолжают до тех пор, пока редуцированные коэффициенты двух

последних приближений практически не совпадут. В идеале мы должны прийти к результату, когда расчетные напряжения в элементе совпадают с его разрушающими напряжениями ($\eta_i = 1$). Однако в реальных расчетах этого добиться довольно трудно, поэтому на практике допускается недогрузка силового элемента в пределах 3...5 % от уровня разрушающих напряжений, т.е. $1 < \eta_i < 1,06$.

На втором этапе проводят проверку стенок и обшивок, работающих на сдвиг и кручение. В используемой нами балочной теории оболочек принимают касательные напряжения неизменными по толщине обшивок и стенок и тогда становится удобнее работать с ПКС $q = \tau \cdot \delta$. Для определения ПКС в оболочке с n -замкнутым контуром сначала необходимо мысленно сделать n разрезов, проходящих вдоль её образующих по одному через каждый контур. Таким образом, исходная система приводится к оболочке с открытым контуром. Разрезы компенсируются введением так называемых “замыкающих” потоков q_{oi} (i – номер “разрезанного” контура). В этом случае суммарный ПКС представляют в виде

$$q = q_Q + \sum_{i=1}^n q_{oi}, \quad (2.28)$$

где q_Q – ПКС в открытом контуре от перерезывающей силы Q_y . Поток q_Q , просуммированный по всему сечению оболочки, эквивалентен силе Q_y . Момент, создаваемый суммарным потоком q в рассматриваемом сечении относительно центра изгиба, эквивалентен крутящему моменту.

ПКС q_Q определяется по формуле

$$q_Q = K \cdot \frac{Q_y}{J_{x0}} \cdot \tilde{S}_x^{omc}, \quad (2.29)$$

где $\tilde{S}_x^{omc} = \sum_{i=1}^m F_{ip} \cdot \tilde{y}_i$ – статический момент отсеченной части контура.

Для сечения, контур которого представляет собой сложную лекальную кривую, при “работающей”, т.е. воспринимающей нормальные напряжения, обшивке, рекомендуется заменить её сосредоточенными площадями. Для этого к элементам продольного силового набора присоединяют полоски обшивки площадью $F_{об} = t_{cmp} \delta_{об}$ в растянутой зоне и площадью $F_{об} = b_0 \delta_{об}$ в сжатой зоне. Типичная эпюра q_Q представлена на рис. 2.20.

Затем делают проверку правильности найденных ПКС q_Q по двум условиям:

$$\oint (q_Q \cdot ds)_x = 0; \quad \oint (q_Q \cdot ds)_y = Q_y.$$

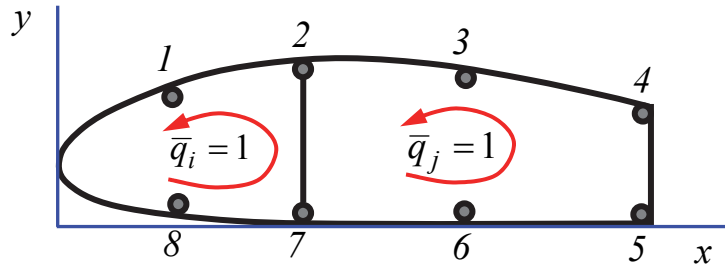


Рис. 2.21. Направление единичных ПКС

Интегралы в формулах (2.31) отличны от нуля только на тех участках, где потоки \bar{q}_i , \bar{q}_j и \bar{q}_i , q_Q действуют попарно. Если на участке эти пары потоков направлены в одну сторону, то перед интегралом должен быть знак “+”, а если в разные стороны, то знак “-“. При вычислении a_{ii} интеграл берется по всему i -му контуру.

По результатам решения системы (2.30) строят эпюру замыкающих ПКС q_{0i} (рис. 2.22).

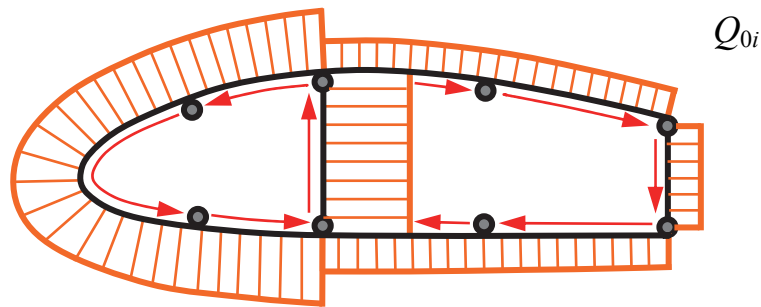


Рис. 2.22. Эпюра “замыкающих” ПКС

Затем, согласно формуле (2.28), суммируют эпюры q_Q и q_{0i} и получают эпюру результирующего ПКС q (рис. 2.23).

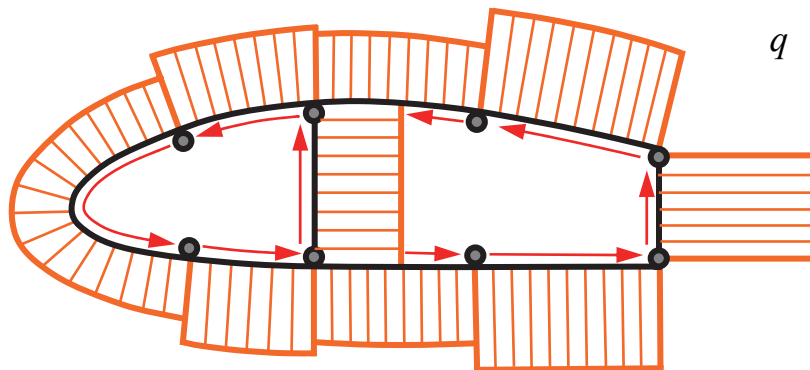


Рис. 2.23. Эпюра результирующего ПКС

Для проверки правильности найденных результирующих ПКС прикладываем в одном контуре сечения поток $\tilde{q}_i = 1$, а в другом –

$\tilde{q}_j = -\Omega_i / \Omega_j$. Эпюра таких взаимно уравновешенных потоков показана на рис. 2.24.

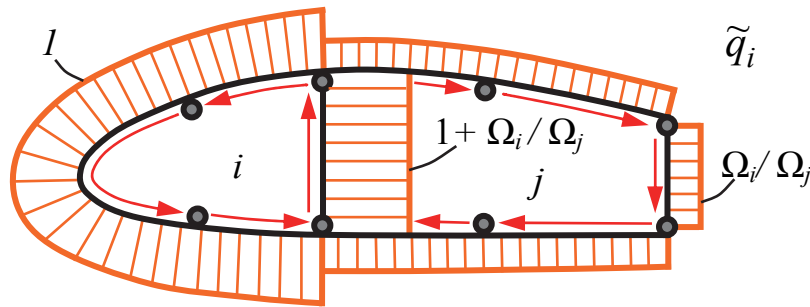


Рис. 2.24. Эпюра взаимно уравновешенных ПКС

Условие проверки имеет вид $\oint \frac{q \cdot \tilde{q}_i \cdot ds}{G \cdot \delta_p} \Rightarrow 0 \quad (i = 1, \dots, n)$.

После проверки определяют касательные напряжения в обшивках и стенках по формуле $\tau = q / \delta$, где δ – действительная, а не редуцированная толщина стенки или обшивки. Полученные максимальные значения τ сравниваем с разрушающими напряжениями τ^p . Опираясь на результаты проверочного расчета, прочнист может изменить толщины или материал листовых элементов конструкции, исходя, к примеру, из критерия минимума массы разрабатываемой конструкции крыла.

2.7. Деформации крыла при статическом нагружении

После проведения проектировочного и проверочного расчетов во всех контрольных сечениях разработчики определяют значения изгибных и крутильных жесткостей крыла. После этого переходят к расчету местных и общих деформаций спроектированного крыла. Ниже рассматривается определение общих деформаций.

Для крыла, как и для большинства авиационных агрегатов, самыми опасными являются деформации изгиба и кручения. Чем более жестким является крыло, тем лучше будет управляемость самолета. Поэтому необходимо знать значения деформаций спроектированного крыла при максимальных эксплуатационных нагрузках и проводить их сравнение с допускаемыми значениями деформаций.

2.7.1. Деформации прямого свободносущего крыла

За исключением случая чистого изгиба, изгиб всегда сопровождается сдвигом. Поскольку прогибы от изгиба более чем на порядок превышают прогибы от сдвига, то при определении прогибов влиянием перерезываю-

щей силы пренебрегают. Используют приближенное дифференциальное уравнение упругой линии балки переменной изгибной жесткости (рис. 2.25)

$$\frac{d^2 y}{dz^2} = \frac{M_{uz}^{\vartheta}(z)}{EJ_x(z)}. \quad (2.32)$$

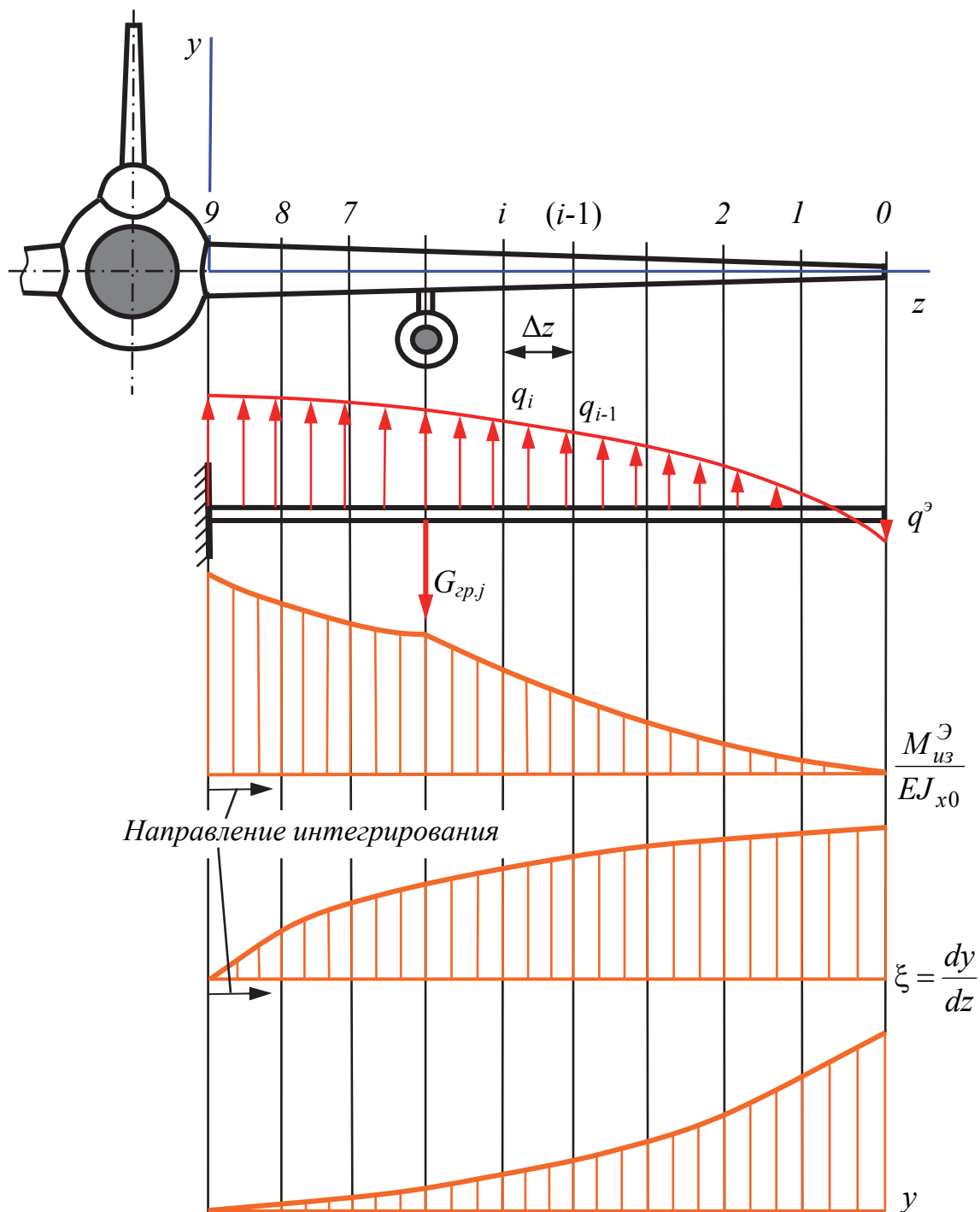


Рис. 2.25. Изгибные деформации свободнонесущего крыла

Правую часть уравнения (2.32) задать в виде аналитической функции сложно, поэтому его интегрируют численно, например, по формуле трапеций. Для этого в контрольных сечениях определяют значения функции

$\frac{M_{из}^{\Theta}(z)}{EJ_{x0}(z)}$ и строят ее график (см. рис. 2.25). Затем данную функцию инте-

грируют дважды. После первого интегрирования получают зависимость углов поворота поперечных сечений $\xi = dy/dz$ вдоль размаха крыла относительно бортового сечения. Для прямого крыла изгибная жесткость его заделки по фюзеляжу значительна, и в инженерных расчетах угол поворота бортового сечения консоли относительно плоскости симметрии самолета обычно принимается равным нулю ($\xi_0 = 0$). Поэтому полный угол поворота поперечного сечения прямого крыла $\xi_n = \xi + \xi_0 = \xi$.

После второго интегрирования получают кривую прогибов крыла $y(z)$. Оба раза интегрирование ведется от борта фюзеляжа к концу консоли. У современных самолетов, имеющих крыло большого удлинения, при максимальной эксплуатационной нагрузке прогибы на концах крыла могут достигать 5...10 % от его размаха.

Перейдем к расчету деформаций кручения. Если контур поперечного сечения крыла многозамкнутый, то полагают, что стенки лонжеронов между контурами не работают, а кручение воспринимает однозамкнутый контур, образованный верхней и нижней обшивками крыла, стенками переднего и заднего лонжеронов. Сначала приложим на конце консоли крыла сосредоточенный скручивающий момент M_0 (рис. 2.26).

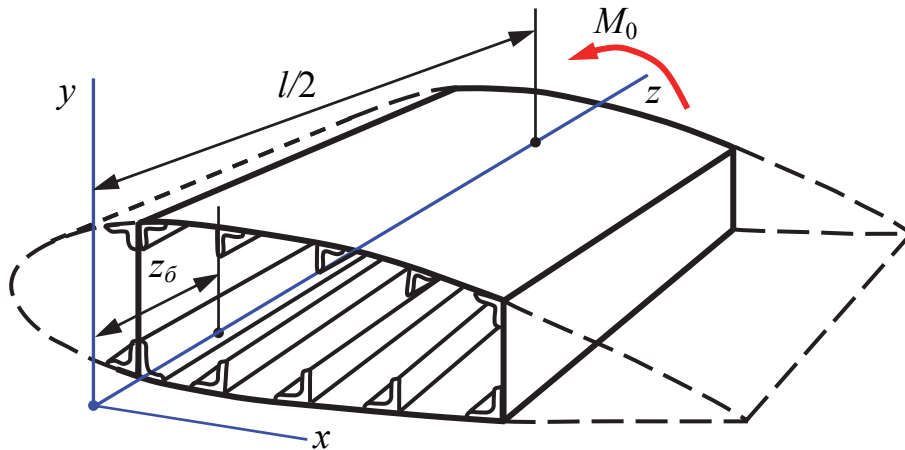


Рис. 2.26. Консоль, нагруженная моментом M_0

Тогда угол закручивания конечного сечения крыла ($z = l/2$) относительно бортового сечения ($z = z_0$) будет равен

$$\varphi_0 = \int_{z_0}^{l/2} \theta \cdot dz = \frac{M_0}{G} \cdot \int_{z_0}^{l/2} \frac{1}{\Omega^2} \left(\oint \frac{ds}{\delta} \right) \cdot dz. \quad (2.33)$$

Интегрирование выражения (2.33) проводят численно, используя, например, формулу трапеций. Для этого разбивают консоль на n одинаковых отрезков длиной Δz сечениями 1, 2...8, 9 (см. рис. 2.25). В каждом сечении подсчитывают Ω_i – удвоенную площадь контура, работающего на кручение, и интеграл $\oint \frac{ds}{\delta} = \sum_{j=1}^m \frac{s_j}{\delta_j} = A_i$. Здесь s_j – длина j -го участка, δ_j – толщина обшивки на j -м участке i -го сечения. Далее для этого сечения определяют геометрическую характеристику $B_i = A_i / \Omega_i^2$. И, наконец, вычисляют искомый угол закручивания по формуле трапеций

$$\varphi_0 = \frac{M_0 \cdot \Delta z}{G} \cdot \left(\sum_{i=0}^n B_i - 0,5 \cdot (B_0 + B_n) \right).$$

Здесь B_0 – геометрическая характеристика конечного сечения, где приложен момент M_0 (см. сечение 0 на рис. 2.25); B_n – геометрическая характеристика бортового сечения (см. сечение 9 на рис. 2.25).

Обычно эпюра крутящих моментов кусочно-непрерывна по размаху крыла (см. рис. 2.12, 2.14). Её заменяют ступенчатой эпюрой (рис. 2.27).

Теперь, если приложить сосредоточенный скручивающий момент M_1 на расстоянии Δz от конца консоли, то угол закручивания конечного сечения крыла ($z = l/2$) относительно бортового сечения ($z = z_0$) будет равен

$$\varphi_1 = \frac{M_1 \cdot \Delta z}{G} \cdot \left(\sum_{i=1}^n B_i - 0,5 \cdot (B_1 + B_n) \right).$$

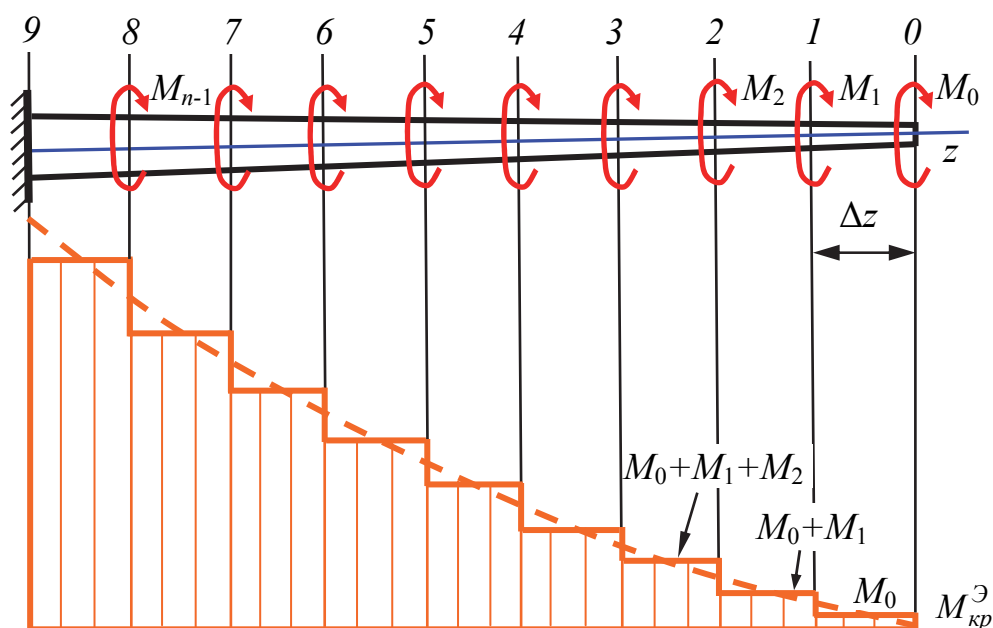


Рис. 2.27. Замена непрерывной эпюры $M_{кр}$ на ступенчатую

Используя принцип суперпозиции, найдем угол закручивания концевого сечения консоли относительно бортового сечения при одновременном действии моментов $M_0, M_1, M_2, \dots, M_{n-1}$

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_1 + \dots + \varphi_{n-1} = \frac{\Delta z}{G} \cdot \left[M_0 \left(\sum_{i=0}^n B_i - 0,5 \cdot (B_0 + B_n) \right) + \right. \\ \left. + M_1 \left(\sum_{i=1}^n B_i - 0,5 \cdot (B_1 + B_n) \right) + \dots + M_{n-1} \left(\sum_{i=n-1}^n B_i - 0,5 \cdot (B_{n-1} + B_n) \right) \right]. \quad (2.34)$$

Если необходимо найти угол закручивания j -го сечения крыла относительно бортового сечения, то в формуле (2.34) суммирование начинается не с $i = 0$, а с $i = j$.

Для прямого крыла крутильная жесткость его заделки по бортовому сечению значительна, и в инженерных расчетах угол закручивания бортового сечения консоли относительно строительной горизонтали фюзеляжа обычно принимается равным нулю ($\varphi_0 = 0$). Поэтому полный угол закручивания поперечного сечения крыла $\varphi_n = \varphi + \varphi_0 = \varphi$.

2.7.2. Деформации стреловидного крыла

Прогибы стреловидного крыла вычисляются аналогично прогибам прямого крыла. Полный угол поворота плоскости какого-либо поперечного сечения при изгибе стреловидного крыла $\xi_n = \xi + \xi_{кор}$, где ξ – угол поворота

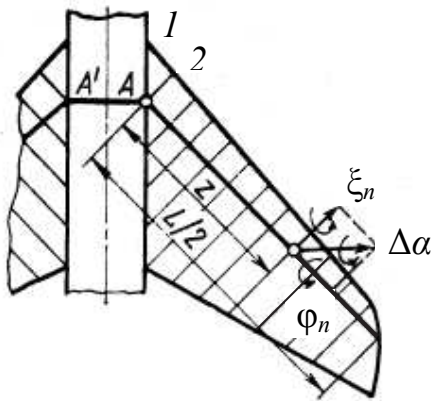


Рис. 2.28. Закручивание стреловидного крыла по потоку

этого сечения крыла относительно корневого сечения, $\xi_{кор}$ – угол поворота корневого сечения крыла относительно фюзеляжа. Величина ξ определяется по той же методике, что предложена для прямого крыла. Величина $\xi_{кор}$ вычисляется по-разному, в зависимости от вида конструктивно-силовой схемы стреловидного крыла: однолонжеронное, двухлонжеронное, кессонное, с подкосной балкой. Так, для однолонжеронной схемы, представленной на рис. 2.28, $\xi_{кор}$ – это угол поворота лонжерона в узле A . В [10] приведена формула

$$\xi_{кор} = \xi_A = \frac{1}{2} M_{уз}^{\mathcal{E}} \cdot \cos^2 \chi \cdot \frac{b_2}{(EJ)_л} + \frac{1}{2} M_{уз}^{\mathcal{E}} \cdot \sin^2 \chi \cdot \frac{l_0}{(EJ)_0},$$

где $M_{уз}^{\mathcal{E}}$ – эксплуатационный изгибающий момент в узле A ; χ – угол стреловидности по лонжерону; b_2 – диаметр (ширина) фюзеляжа на участке

AA' ; $(EJ)_n$ и $(EJ)_б$ – средние изгибные жесткости лонжерона на участке AA' и бортовой нервюры AI ; $l_б$ – длина бортовой нервюры AI .

Для двухлонжеронной или кессонной схемы, представленной на рис. 2.29, $\xi_{кор}$ – это угол поворота корневого сечения 2–3. В [11] приведена формула

$$\xi_{кор} = \xi_{23} = \frac{M_{из}^{\mathcal{E}} \cdot B \cdot \operatorname{tg} \chi}{EJ_{23}} \cdot \left(1 - \frac{\Delta \bar{l}}{\operatorname{tg} \chi} \ln \left(1 + \frac{1}{\bar{l}} \right) \right),$$

где $M_{из}^{\mathcal{E}}$ – эксплуатационный изгибающий момент в корневом сечении 2–3; J_{23} – осевой момент инерции редуцированного сечения 2–3; χ – угол стреловидности по переднему лонжерону;

$\bar{l} = \frac{b_2 \delta_k \cos^4 \chi}{2B \delta_\phi \sin \chi} + \frac{\Delta \bar{l}}{\operatorname{tg} \chi}$. Здесь δ_k – приведенная

толщина обшивки корневого треугольника 1–2–3; δ_ϕ – приведенная толщина обшивки фюзеляжной

части крыла; $\Delta \bar{l} = \left(0,5 + 0,2 \sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta_n}} \right) \cdot \mu$, где $\delta_{об}$ – толщина обшивки в корне

консоли; δ_n – толщина стенки нормальной нервюры; μ – коэффициент упругости консоли;

$$\mu = 0,633 \sqrt{\frac{\delta}{\delta_{об}} \frac{1 + \frac{5 H_{cp}}{9 B} \frac{\delta_{об}}{\delta_{cm}} \left(1 + 6 \frac{F_n}{B \delta} \right)^2 + \frac{20 F_n}{3 B \delta} \cdot \left(1 + 3 \frac{F_n}{B \delta} \right)}{1 + 6 \frac{F_n}{B \delta}}}$$

Здесь H_{cp} – средняя высота междулонжеронной части крыла в корневом сечении; δ_{cm} – толщина стенки переднего лонжерона; F_n – площадь пояса переднего лонжерона; δ – приведенная толщина обшивки в корне консоли.

Приведенную толщину обшивки получают из реальной толщины, добавляя к ней слой, мысленно полученный из равномерно размазанных по контуру обшивки стрингеров.

Зная полный угол поворота различных сечений консоли стреловидного крыла, находят прогиб крыла по формуле $y = \int_0^z \xi_n dz + \Delta y_{кор}$. Инте-

грирование проводят численно. Для однолонжеронного крыла (см. рис. 2.28) интегрирование начинается от сечения $A2$ и тогда $\Delta y_{кор} = 0$. Для двухлонжеронного или кессонного крыла (см. рис. 2.29) интегрирование ведется от корневого сечения 2–3 и $\Delta y_{кор}$ – это дополнительный прогиб

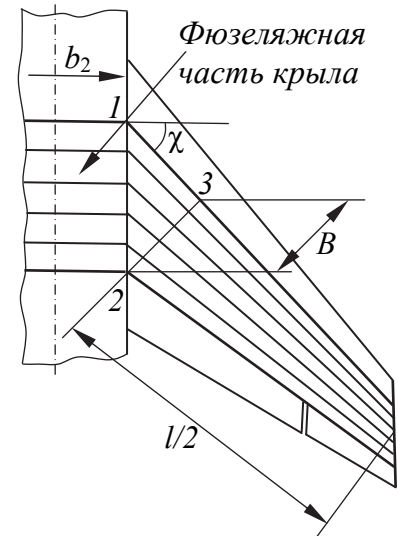


Рис. 2.29. Двухлонжеронное (кессонное) стреловидное крыло

переднего лонжерона по сравнению с задним лонжероном. Его определяют по формуле из [11]

$$\Delta y_{кор} = \frac{M_{из}^{\partial} \cdot B^2 \cdot \operatorname{tg}^2 \chi}{2 \cdot EJ_{23}} \cdot (1 + 2\bar{l}_{\phi}) \cdot \frac{1}{1 + \bar{l}},$$

где $\bar{l}_{\phi} = \frac{b_2}{2B} \frac{\delta}{\delta_{\phi}} \frac{\cos^4 \chi}{\sin \chi}$.

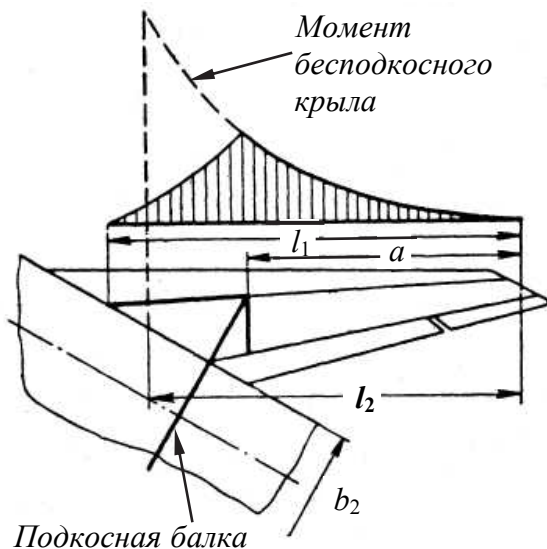


Рис. 2.30. Стреловидное крыло с подкосной балкой

Стреловидное крыло с мощной внутренней подкосной балкой (рис. 2.30) обладает наибольшей изгибной жесткостью. Объясняется это значительно меньшими изгибающими моментами в корне подкосного крыла по сравнению с бесподкосным крылом. Собственные изгибные деформации подкосной балки незначительны из-за её малой длины. В [11] приведена формула отношения прогиба y_1 на конце стреловидного крыла с подкосной балкой к прогибу y_2 на конце бесподкосного стреловидного крыла от сосредоточенной силы, действующей на конце крыла

$$\frac{y_1}{y_2} = \left(\frac{a}{l_2}\right)^3 \cdot \frac{1 + \frac{(l_1 - a)}{a} \cdot \left[1 + \frac{J}{J_{\phi}} \cdot \left(\frac{l_1}{a}\right)^2 \left(\cos \chi + 1,5 \frac{b_2}{(l_1 - a)}\right) \cdot \cos^2 \chi\right]}{1 + 1,5 \cdot \frac{J}{J_{\phi}} \cdot \frac{b_2}{l_2} \cdot \cos^2 \chi},$$

где J и J_{ϕ} – средние значения осевых моментов инерции поперечных сечений крыла и подкосной балки.

Полный угол закручивания какого-либо поперечного сечения стреловидного крыла $\phi_n = \phi + \phi_{кор}$, где ϕ – угол закручивания этого сечения крыла относительно корневого сечения; $\phi_{кор}$ – угол закручивания корневого сечения крыла относительно фюзеляжа. Величина ϕ определяется по той же методике, что предложена для прямого крыла. Величина $\phi_{кор}$ вычисляется по-разному, в зависимости от вида конструктивно-силовой схемы стреловидного крыла: однолонжеронное, двухлонжеронное, моноблочное. Так, для однолонжеронной схемы, представленной на рис. 2.28, $\phi_{кор}$ – это угол закручивания корневой нервюры A_2 . В [9] приведена формула

$$\varphi_{кор} = \varphi_{A2} = \frac{1}{2} M_{кр}^{\mathcal{E}} \cdot \sin^2 \chi \cdot \frac{b_2}{(EJ)_{л}} + \frac{1}{2} M_{кр}^{\mathcal{E}} \cdot \cos^2 \chi \cdot \frac{l_{\delta}}{(EJ)_{\delta}},$$

где $M_{кр}^{\mathcal{E}}$ – эксплуатационный крутящий момент в узле A .

В случае моноблочного или двухлонжеронного крыла используется формула из [11] $\varphi_{кор} = \varphi_{кон} \cdot \bar{\varphi}_{кор}$, где $\varphi_{кон}$ – угол закручивания концевое сечения крыла относительно корневого сечения; $\bar{\varphi}_{кор}$ – относительный угол закручивания корневого сечения. Так, для моноблочного крыла

$$\bar{\varphi}_{кор} = \frac{tg\chi/\lambda}{\left(1 + \frac{H_{cp}\delta_{об}}{B\delta_{cm}}\right)(1+r)} \left[1 + \frac{H_{cp}\delta_{об}}{B\delta_{cm}} \frac{1+r}{1+2r} + \frac{r^2}{tg^2\chi} + 3\bar{l}_{\phi} \frac{\delta_{об}(1+r)^3}{\delta(1+2r)} tg^2\chi \right],$$

где $\lambda = \frac{l/2}{B}$ – удлинение консоли; $r = \sqrt{1 + 2tg^2\chi} - 1$.

Для двухлонжеронного крыла

$$\bar{\varphi}_{кор} = \frac{2tg\chi/\lambda}{\left(1 + \frac{H_{cp}}{B} \frac{\delta_{об}}{\delta_{cm}}\right)(1+a)} \cdot \left[\frac{J_{об}}{2J_1} \left(1 + 1,5 \frac{b_2}{B} \frac{\cos^3 \chi}{\sin \chi}\right)^2 tg^2\chi + 2 \frac{H_{cp}}{B} \frac{\delta_{об}}{\delta_{cm}} \right],$$

где J_1 – момент инерции переднего лонжерона;

$J_{об} = \frac{\delta_{об} B \cdot H_{cp}^2}{2}$ – момент инерции обшивки в корневом сечении;

$a = \frac{J_{кр}}{J_1} \frac{1 + 1,5 \frac{b_2}{B} \frac{\cos^3 \chi}{\sin \chi}}{1 + 1,5 \frac{b_2}{B} \frac{J_{кн}}{J_2} \sin^2 \chi} tg^3\chi$. Здесь $J_{кн}$ – момент инерции корневой

нервюры (с учетом присоединенной обшивки); J_2 – момент инерции заднего лонжерона.

Величину углов закручивания поточных сечений стреловидного крыла определяет не только кручение крыла, но и его изгиб. Чем больше угол стреловидности крыла, тем значительнее влияние изгиба на угол закручивания крыла. Так, приращение угла атаки сечения крыла $\Delta\alpha$ по потоку от кручения и изгиба (см. рис. 2.28)

$$\Delta\alpha = \varphi_n \cdot \cos \chi + \xi_n \cdot \sin \chi,$$

где φ_n – полный угол закручивания поперечного сечения крыла; ξ_n – полный угол поворота плоскости поперечного сечения при изгибе крыла.

3. РАСЧЁТ ОПЕРЕНИЯ НА СТАТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

Рассмотрим расчёт оперения на примере горизонтального оперения (г.о.). При расчёте г.о. в нормах прочности рассматривают три основные расчётные группы нагружения: уравнивающие нагрузки, маневренные нагрузки и нагрузки при полёте в неспокойном воздухе, а также различные комбинации вариантов основных расчётных групп.

3.1. Расчётные случаи нагружения горизонтального оперения

Уравнивающие нагрузки. Основными силами, действующими на самолёт в прямолинейном горизонтальном полёте, являются подъёмная сила $Y_{кр}$, создаваемая крылом, сила аэродинамического сопротивления самолёта X , тяга силовой установки $P_{дв}$, полётный вес самолёта G . Большинство этих нагрузок не проходит через центр масс самолёта, создавая, в итоге, момент тангажа $M_{z\delta_{г.о.}}$. Для компенсации этого момента необходимо к оперению приложить уравнивающую нагрузку $Y_{уп.г.о.}^{\Delta}$, которая на плече $L_{г.о.}$ и даст требуемый момент (рис. 3.1)

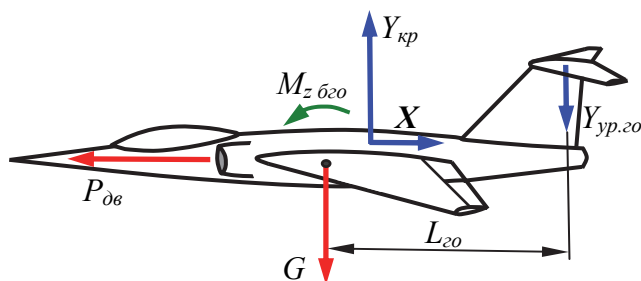


Рис. 3.1. К расчёту уравнивающей нагрузки на г.о.

$$Y_{уп.г.о.}^{\Delta} = \frac{M_{z\delta_{г.о.}}}{L_{г.о.}} = \frac{m_{z\delta_{г.о.}} q S b_a}{L_{г.о.}}, \quad (3.1)$$

где $m_{z\delta_{г.о.}}$ – коэффициент продольного момента самолёта без г.о., определяемый для конкретного самолёта посредством модельных продувок в аэродинамической трубе или расчётом; $L_{г.о.}$ – расстояние от ц.м. самолёта до ц.д. аэродинамических сил на г.о. (плечо г.о.).

В лётном диапазоне углов атаки коэффициент $m_{z\delta_{г.о.}}$ обычно задают в виде линейной функции

$$m_{z\delta_{г.о.}} = m_{z0} + m_z^{c_y} \cdot c_y = m_{z0} + m_z^{c_y} \cdot \frac{n \cdot G}{q \cdot S}. \quad (3.2)$$

Подставим уравнение (3.2) в (3.1) и получим

$$Y_{уп.г.о.}^{\Delta} = m_{z0} \cdot q \cdot S \frac{b_a}{L_{г.о.}} + m_z^{c_y} \frac{n \cdot G \cdot b_a}{L_{г.о.}}. \quad (3.3)$$

Из формулы (3.3) видно, что величина уравнивающей нагрузки зависит от скорости полёта (первое слагаемое) и от перегрузки при маневре (второе слагаемое).

Поскольку основных случаев нагружения крыла в полёте всего шесть (A, A', B, C, D и D'), то и вариантов уравнивающих нагрузок на г.о. тоже шесть. Расчётная уравнивающая нагрузка на г.о. определяется по формуле

$$Y_{yp.zo}^p = Y_{yp.zo}^{\partial} \cdot f. \quad (3.4)$$

Коэффициент безопасности f задаётся расчётным случаем нагружения крыла.

Распределение уравнивающей нагрузки по хорде оперения показано на рис. 3.2. Из него следует, что воздушные нагрузки на стабилизаторе и руле высоты (р.в.) направлены в противоположные стороны, поэтому данный случай является расчётным по кручению. Для практических расчётов нормы прочности [4] рекомендуют использовать упрощённые эпюры воздушного давления (рис. 3.3).

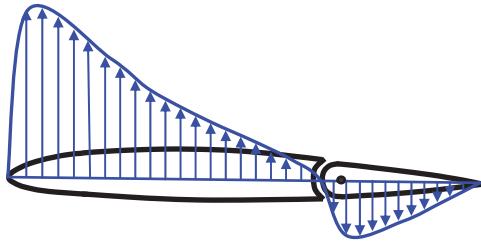


Рис. 3.2. Реальное распределение уравнивающей нагрузки по хорде г.о.

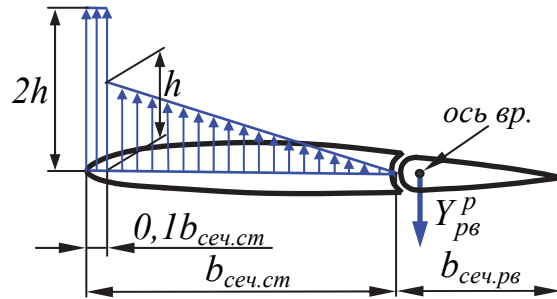


Рис. 3.3. Расчётное распределение уравнивающей нагрузки по хорде г.о.

$$Y_{zo}^p = Y_{см}^p - Y_{рв}^p \Rightarrow Y_{см}^p = Y_{zo}^p + Y_{рв}^p ;$$

$$Y_{рв}^p = Y_{zo}^p \cdot \frac{S_{рв}}{S_{zo}} ; Y_{см}^p = Y_{zo}^p \cdot \frac{S_{zo} + S_{рв}}{S_{zo}}. \quad (3.5)$$

Здесь S_{zo} – площадь г.о.; $S_{рв}$ – площадь р.в.; $S_{см}$ – площадь стабилизатора.

Воздушная нагрузка всегда распределяется по размаху руля или стабилизатора пропорционально хордам агрегата, т.е.

$$\begin{cases} q_{см}^p = \frac{Y_{см}^p}{S_{см}} \cdot b_{сеч.см} \\ q_{рв}^p = \frac{Y_{рв}^p}{S_{рв}} \cdot b_{сеч.рв} \end{cases}. \quad (3.6)$$

Зная $q_{см}^p$, из эпюры на рис. 3.3 найдем h :

$$q_{см}^p = 2h \cdot (0,1b_{сеч.см}) + 0,5h \cdot 0,9b_{сеч.см} \Rightarrow h = \frac{q_{см}^p}{0,65b_{сеч.см}}. \quad (3.7)$$

Маневренные нагрузки. Величину маневренной нагрузки можно определить из уравнения моментов самолёта относительно оси z (рис. 3.4)

$$Y_{ман.го} \cdot L_{го} = J_z \cdot \frac{d\omega_z}{dz} \Rightarrow Y_{ман.го} = \frac{J_z}{L_{го}} \cdot \frac{d\omega_z}{dz} = \frac{J_z}{L_{го}} \cdot \varepsilon_z.$$

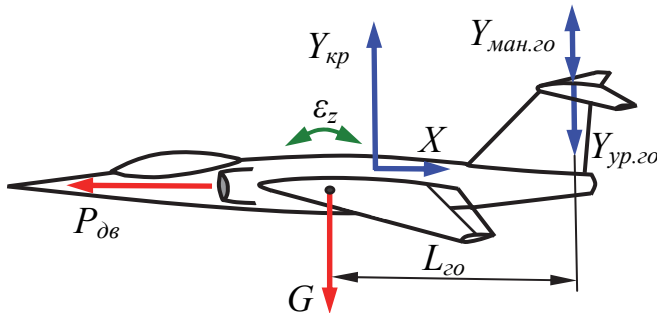


Рис. 3.4. К расчёту маневренной нагрузки на г.о.

В нормах прочности [4] рассматривают первую и вторую маневренные нагрузки. Первая маневренная нагрузка вычисляется по формуле

$$Y_{ман.го}^{\mathcal{D}} = \pm k \cdot n_{\max}^{\mathcal{D}} \cdot \frac{G}{S} \cdot S_{z.o}. \quad (3.8)$$

Она суммируется с уравновешивающей нагрузкой для случаев A', B, C

$$Y_{го}^{\mathcal{D}} = Y_{ур.го}^{\mathcal{D}} \pm Y_{ман.го}^{\mathcal{D}}; \quad Y_{го}^p = Y_{го}^{\mathcal{D}} \cdot f.$$

Коэффициент k зависит от расчётного случая, а также от величины скоростного напора и приведён в нормах прочности [4] в табличной форме. Для случая A' первая маневренная нагрузка берётся только со знаком «+», т. е. направленной вверх.

Суммарная нагрузка на г.о. распределяется между стабилизатором и р.в. пропорционально площадям агрегатов

$$Y_{рв}^p = Y_{го}^p \cdot \frac{S_{рв}}{S_{го}}; \quad Y_{см}^p = Y_{го}^p \cdot \frac{S_{см}}{S_{го}}.$$

Действительное распределение маневренной нагрузки по хорде г.о. показано на рис. 3.5. Расчётное распределение маневренной нагрузки по хорде приведено на рис. 3.6.

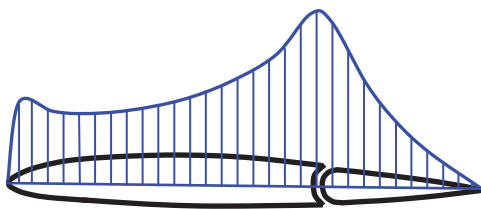


Рис. 3.5. Реальное распределение маневренной нагрузки по хорде

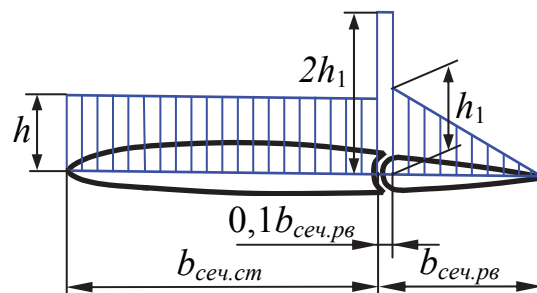


Рис. 3.6. Расчётное распределение маневренной нагрузки по хорде

Вторую маневренную нагрузку также рассчитывают по формуле (3.8). Но здесь $k = 0,5$ для самолетов с площадью крыла $S \leq 80 \text{ м}^2$ и $k = 0,4$ для самолетов с площадью крыла $S \geq 100 \text{ м}^2$. Для самолётов, у которых

$80 < S < 100 \text{ м}^2$ значение коэффициента k определяется линейной интерполяцией. Принимают коэффициент безопасности $f = 2$. Вторая маневренная нагрузка прикладывается отдельно от других видов нагрузки на г.о.

Нагрузки при полёте в неспокойном воздухе. Как и на крыле, эти нагрузки возникают при воздействии вертикальных воздушных порывов. Их можно вычислить по методике расчёта болтаночных перегрузок для крыла (см. подраздел 1.3)

$$Y_{н.в}^{\Delta} = \frac{1}{2} c_{y_{\Delta}}^{\alpha} \cdot \rho \cdot V \cdot W \cdot S_{\Delta} \cdot \quad (3.9)$$

Величина $Y_{н.в}^{\Delta}$ определяется для двух комбинаций скоростей V и W на высоте $H = 0$: $V = V_{\max}(V_c)$, $W = 15,2 \text{ м/с}$ и $V = V_{\max\max}(V_D)$, $W = 7,6 \text{ м/с}$.

Полученная нагрузка суммируется с уравновешивающей нагрузкой, вычисленной для условий горизонтального полёта ($n_y = 1$) на высоте $H = 0$ с теми же скоростями

$$Y_{\Delta}^P = (Y_{уп.\Delta}^{\Delta} \pm Y_{н.в}^{\Delta}) \cdot f \cdot \quad (3.10)$$

Принимают коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Распределение нагрузки по хорде оперения выполняют согласно рис. 3.7.

Кроме трёх основных расчётных групп нагружения г.о., нормы прочности [4] также рассматривают случай **несимметричного нагружения** г.о. при полёте со скольжением, а также случаи **одновременного нагружения горизонтального и вертикального оперения** для самолетов с Н-образным или Т-образным оперением.

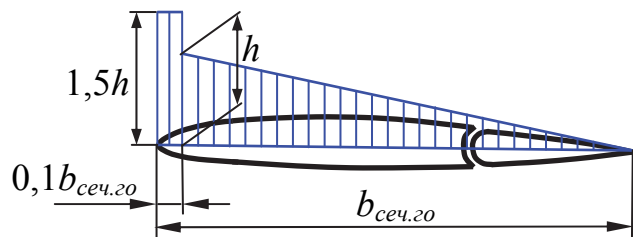


Рис. 3.7. Распределение нагрузки при полёте в неспокойном воздухе

3.2. Построение эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения

При построении эпюр сил и моментов вдоль размаха оперения инерционными силами от массы оперения пренебрегают, а учитывают только погонные аэродинамические нагрузки, определяемые по формулам (3.6). Методика построения эпюр сил и моментов аналогична методике построения эпюр сил и моментов для крыла. Особенность заключается в определении шарнирного момента и усилия в тяге управления рулём (рис. 3.8)

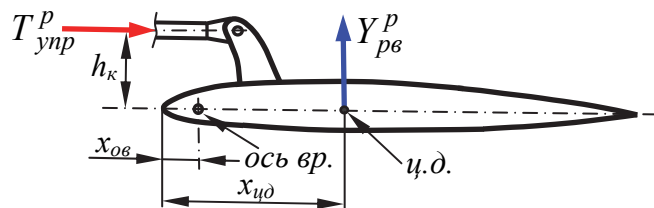


Рис. 3.8. Определение усилия в проводке управления рулём

$$M_{ш} = Y_{рв}^p \cdot (x_{цд} - x_{ов}) = T_{унр}^p \cdot h_k \Rightarrow T_{унр}^p = Y_{рв}^p \cdot \frac{(x_{цд} - x_{ов})}{h_k}, \quad (3.11)$$

где h_k – плечо кабанчика руля. По этому усилию проводят проверку прочности и жёсткости механической проводки системы управления рулём.

3.3. Расчёт на прочность цельноповоротного стабилизатора

Вариант расчёта на прочность цельноповоротного стабилизатора [9] зависит от его конструктивно-силовой схемы (КСС). Рассмотрим, к примеру, двухлонжеронный цельно-поворотный стабилизатор (рис. 3.9), КСС которого включает передний 1 и задний 2 лонжероны, усиленные нервюры 3 и 4, установленные по потоку, и трубчатый вал 5. Лонжероны опираются на усиленные нервюры, те, в свою очередь, заделаны на трубу, которая имеет подшипниковые опоры в фюзеляже. Точно также осуществляется

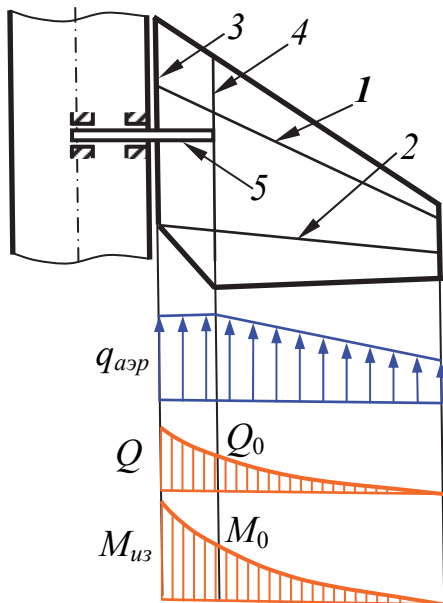


Рис. 3.9. Силовая схема цельноповоротного стабилизатора

сбор и передача аэродинамических нагрузок (с обшивки на лонжероны, далее на усиленные нервюры и трубчатый вал). Нагрузка с трубы передаётся на подшипники и на тягу управления стабилизатором. Для обеспечения плавного изменения жесткостей по размаху стабилизатора труба на участке между нервюрами обычно выполняется конической. На рис. 3.9 показаны эпюры поперечных сил и изгибающих моментов.

Расчётным является поперечное сечение в районе нервюры 4. Полагают, что изгиб воспринимают только пояса лонжеронов, а обшивка и стрингеры учитываются как присоединённые к соответствующим поясам при вычислении моментов инерции переднего и заднего лонжеронов.

Момент M_0 в расчётном сечении распределяется между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям:

$$\begin{cases} M_0 = M_n + M_3; \\ \frac{M_n}{M_3} = \frac{(EJ)_{нр.н}}{(EJ)_{нр.з}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} M_n = M_0 \cdot \frac{(EJ)_{нр.н}}{(EJ)_{нр.н} + (EJ)_{нр.з}}; \\ M_3 = M_0 \cdot \frac{(EJ)_{нр.з}}{(EJ)_{нр.н} + (EJ)_{нр.з}} \end{cases} \quad (3.12)$$

Погонную аэродинамическую нагрузку, действующую между нервюрами 3 и 4, также распределяют между лонжеронами пропорционально их изгибным жесткостям. Тогда участки лонжеронов между силовыми нервюрами нагружаются, как показано на рис. 3.10. Отсюда находят реакции опор нервюр и переносят их в расчетную схему нагружения усиленных нервюр (рис. 3.11).

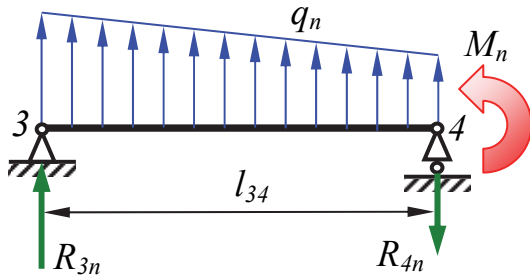


Рис. 3.10. Нагружение переднего лонжерона на участке 3-4

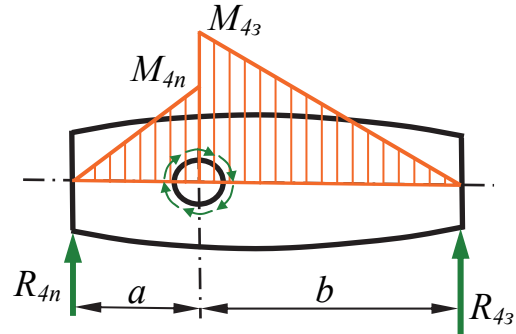


Рис. 3.11. Нагружение нервюры 4

В общем случае R_{4n} и R_{43} различны и $a \neq b$, что, в итоге, приведёт к закручиванию трубы моментом $M_{кр} = M_{4n} - M_{43}$.

ПКС от силы Q_0 справа от нервюры 4 определим из уравнений:

$$q = q_Q + q_0; \quad (3.13)$$

$$q_Q = \frac{Q_0 \cdot S_x^{omc}}{J_{np.n} + J_{np.з}}; \quad q_0 = \frac{\oint q_Q \cdot \rho \cdot ds + Q_0 \cdot r}{\Omega},$$

где r – расстояние от силы Q_0 до оси вращения стабилизатора; Ω – удвоенная площадь замкнутого контура, образованного стенками лонжеронов и обшивками стабилизатора.

В сечениях слева от нервюры 4 в работу включается труба, и задача вычисления ПКС становится статически неопределимой. Обычно распределение ПКС между замкнутым контуром стабилизатора и трубой проводят пропорционально их крутильным жесткостям

$$\begin{cases} q = q_{об} + q_{тр}; \\ \frac{q_{об}}{q_{тр}} = \frac{(GJ_{кр})_{об}}{(GJ_{кр})_{тр}}. \end{cases} \quad (3.14)$$

В приближённых расчётах пренебрегают работой трубы на участке 3-4 и полагают, что весь ПКС воспринимается замкнутым контуром стабилизатора и передаётся на трубу изгибом бортовой нервюры 3.

3.4. Расчёт на прочность оперения с трёхшарнирной подвеской руля

Пусть руль подвешен к стабилизатору на трёх опорных кронштейнах. Изложенный далее метод можно также использовать при расчёте рулей с бóльшим количеством опор.

Полагаем, что нагрузки на стабилизатор и руль определены, кроме того, задано распределение этих нагрузок вдоль размаха и хорды каждого агрегата (рис. 3.12).

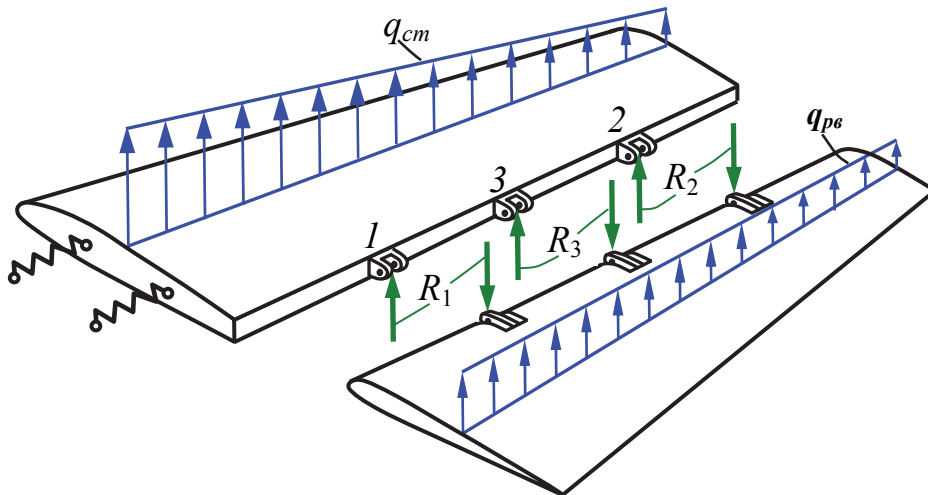


Рис. 3.12. Расчётная схема г.о. с шарнирной подвеской рулей

В первоначальном варианте считаем руль высоты абсолютно жёстким на кручение [10]. Опоры 1, 2, 3 перемещаются вертикально при деформации г.о. Перемещения шарниров будут зависеть от величины реакций R_1 , R_2 и R_3 , от нагрузки стабилизатора и от жесткостей обеих балок. Эти перемещения будут также зависеть от характеристик упругой заделки на фюзеляже (на рис. 3.12 она изображена в виде пружин).

Определение реакции или опорного момента в этой один раз статически неопределимой конструкции проводят с использованием метода сил в несколько приближений. В первом приближении нагрузку по размаху оперения и жёсткости агрегатов считают постоянными и равными их средним значениям. Тогда, приняв за лишнюю неизвестную реакцию R_3 в средней опоре, из канонического уравнения метода сил получим:

$$R_3 = \frac{5}{8} \cdot \frac{1 + \frac{J_{pv}}{J_{cm}} \cdot \left(2,4 + \frac{Y_{cm}}{Y_{pv}} \right)}{1 + \frac{J_{pv}}{J_{cm}} + 3 \cdot \left(\frac{b_{cm}}{l_{cm}} \right)^2 \frac{EJ_{cm}}{GJ_{кр,cm}}} \cdot Y_{pv}, \quad (3.15)$$

где l_{cm} – размах консоли стабилизатора; b_{cm} – СГХ стабилизатора; $J_{pв}$ и J_{cm} – средние осевые моменты инерции руля высоты и стабилизатора; $GJ_{кр.cm}$ – средняя крутильная жёсткость стабилизатора.

Найдя опорные реакции руля, строим эпюры сил и моментов по размаху руля и стабилизатора. Особенности построения эпюры крутящих моментов для руля изложены в подразделе 3.5. Зная силы и моменты, находим нормальные напряжения и ПКС по сечениям руля высоты и стабилизатора – как в крыле.

Затем определяем вертикальное перемещение шарнира 3 от изгиба и кручения в стабилизаторе Δ_3 и в руле высоты δ_3 . Это перемещение удобно определять относительно оси вращения – прямой линии, проходящей через крайние шарниры 1 и 2.

В общем случае $\Delta_3 \neq \delta_3$. Во втором приближении дадим R_3 положительное приращение ΔR_3 и повторим расчёт. Если модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ уменьшится, то в третьем приближении продолжаем двигаться в том же направлении, пока модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ не станет меньше некоторой наперёд заданной величины. При этом для выбора величины ΔR_3 можно использовать, к примеру, метод половинного деления.

Если же по результатам расчётов второго приближения модуль разности $(\Delta_3 - \delta_3)$ увеличился, то в третьем приближении необходимо изменить знак приращения ΔR_3 и после этого продолжать расчёт по предыдущему варианту.

3.5. Построение эпюры крутящих моментов для руля

Эпюра крутящих моментов для руля строится относительно линии ц.и., которая практически совпадает со средней линией лонжерона руля (рис. 3.13).

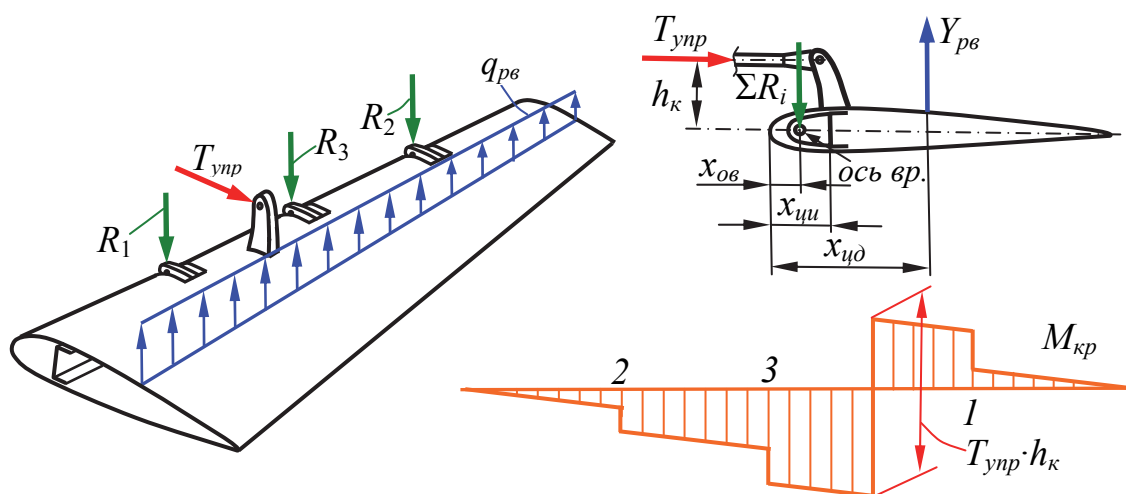


Рис. 3.13. Построение эпюры крутящих моментов для руля

В i -й опоре на эпюре $M_{кр}$ имеем скачок на величину $R_i \cdot (x_{ци} - x_{ов})$. В сечении, где установлен кабанчик управления, наблюдаем самый большой скачок на величину шарнирного момента руля $M_{ш} = T_{упр} \cdot h_{к}$, при этом эпюра меняет знак. При определении крутильных деформаций руля считают, что в сечении, где установлен кабанчик управления, угол закручивания руля равен нулю. Анализ эпюры показывает, что рационально располагать кабанчик управления посередине руля, в этом случае получаются минимальные крутящие моменты и углы закручивания концевых сечений руля.

4. РАСЧЁТ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Как известно, механическая проводка системы управления делится на жёсткую и гибкую. Жёсткая проводка (рис. 4.1) состоит из командных рычагов 1, тяг 2, качалок 3, рычагов 4 и роликовых направляющих 5. Качалки, являясь промежуточными опорами проводки, делят её на достаточно короткие тяги. Это необходимо для повышения устойчивости тяг при сжатии и предотвращения их вибраций на резонансной частоте. Рычаг служит для изменения направления перемещения тяг.

Исходя из принципа возможных перемещений и пренебрегая силами трения в системе управления, можно записать $M_{ш} \cdot \Delta\delta = PH \cdot \Delta\theta$, откуда можно найти передаточное число канала управления $\frac{\Delta\delta}{\Delta\theta} = \frac{PH}{M_{ш}}$.

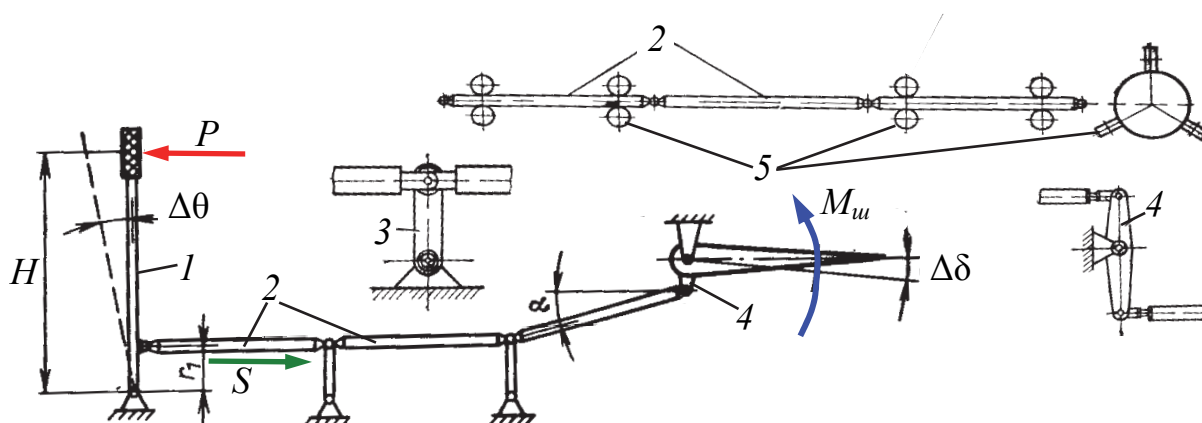


Рис. 4.1. Схема канала управления с жёсткой проводкой

Для гражданских воздушных судов передаточное число в каналах управления рулями высоты и направления составляет 1...2, в канале управления элеронами при помощи штурвала 0,15...0,30 [12].

Гибкая проводка применяется для основного управления, а также для управления триммерами и двигателями. Элементами гибкой проводки (рис. 4.2) являются: стальные тросы 1, ролики 2, секторы 3, рычаги 4, тан-

деры 5, коуши 6. Иногда в канал гибкой проводки входит цепная передача (например, в управление общим шагом рулевого винта вертолѐта).

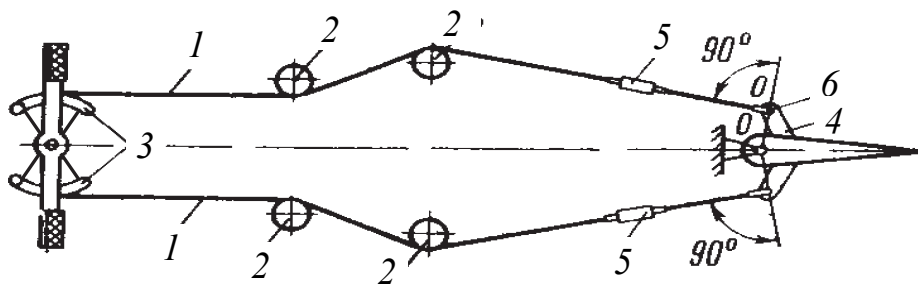


Рис. 4.2. Схема канала управления с гибкой проводкой

Стальной трос состоит из скрученных прядей, в каждой пряди 7...19 тонких оцинкованных проволок. Для обеспечения заданной долговечности тросов необходимо, чтобы максимальное эксплуатационное усилие в тросе не превышало 10 % от разрушающего усилия. Перед установкой троса в систему управления проводят его предварительную вытяжку под нагрузкой в 50 % от разрушающей в течение 20...50 мин, что значительно уменьшает удлинение троса при его эксплуатации.

Крепление тросов к качалкам, секторам и рычагам осуществляется посредством коушей, наконечников и шариков. Для предварительного натяжения (затяжки) тросов применяют тандеры 5. Усилие предварительной затяжки выбирают таким, чтобы не происходило провисания троса при максимальной эксплуатационной нагрузке. При отсутствии предварительной затяжки и нагружении педали один из тросов натянется, а другой провиснет. Если при этом быстро приложить нагрузку к другой педали, то произойдет динамическое нагружение провисшего троса.

Ниже задается расчетная (разрушающая) нагрузка, для перехода к эксплуатационной нагрузке принимается коэффициент безопасности $f = 2$.

Усилия в деталях управления должны определяться при нейтральном положении рулей (элеронов) и при двух крайних отклонениях их.

При наличии в системе управления различного рода вспомогательных и автоматических устройств (бустер, автопилот, автоматы устойчивости и управляемости и др.) усилия в деталях управления должны определяться с учетом действия этих устройств. При этом должны рассматриваться возможные, наиболее неблагоприятные в отношении прочности отдельных деталей управления случаи действия этих устройств.

Для деталей управления рулѐм высоты (цельноповоротным стабилизатором) расчетная нагрузка на ручку (штурвал) управления (в месте приложения усилия летчика) принимается равной [4]:

$$130 \text{ даН при } G_0 \leq 2500 \text{ даН; } \quad 240 \text{ даН при } G_0 \geq 10\,000 \text{ даН.}$$

Для самолетов с промежуточным значением G_0 расчетная нагрузка на ручку определяется линейной интерполяцией.

Расчетная односторонняя (на одну педаль) нагрузка от ноги летчика принимается равной:

180 даН при $G_0 \leq 2500$ даН; 250 даН при $G_0 \geq 10\,000$ даН.

Для самолетов с промежуточным значением G_0 расчетная нагрузка на педаль определяется линейной интерполяцией.

Нагрузка на педаль направляется по линии, соединяющей центр сиденья с точкой, приложения ноги к педали.

Для двухсторонней нагрузки следует брать 500 даН.

Для деталей управления элеронами за расчетную нагрузку принимается усилие на ручку вбок или при штурвальном управлении – сила вниз, действующая по касательной к ободу штурвала с одной стороны. Расчетная нагрузка на ручку принимается равной:

65 даН при $G_0 \leq 2500$ даН; 130 даН при $G_0 \geq 10\,000$ даН.

Сила, действующая на штурвал, принимается равной:

130 даН при $G_0 \leq 2500$ даН; 160 даН при $G_0 \geq 10\,000$ даН.

Для самолетов с промежуточным значением G_0 расчетная нагрузка на ручку и сила, действующая на штурвал, определяются линейной интерполяцией.

Детали двойного управления проверяются на одновременное действие двух летчиков как в одну и ту же, так и в противоположные стороны, и при этом расчетная нагрузка от каждого летчика принимается равной 75 % расчетной нагрузки, указанной выше для одинарного управления.

Кроме того, прочность каждой половины проводки управления элеронами должна быть проверена на расчетное усилие от летчиков, принимаемое при управлении ручкой, соответственно, 75 даН при $G_0 \leq 2500$ даН и 115 даН при $G_0 \geq 10\,000$ даН и при штурвальном управлении $135R$, даН·м, (R – радиус штурвала, м), как при отклонении элерона вниз, так и при отклонении его вверх. Для самолетов с промежуточным значением G_0 расчетная нагрузка на ручку определяется линейной интерполяцией.

При расчёте элементов системы управления механизацией крыла нагрузка не берется меньше 65 даН при возможном действии на ручку только одной рукой и меньше 130 даН при возможном действии на ручку двумя руками.

Расчёт усилий в элементах механической проводки системы управления производится от разрушающих усилий, действующих на командные рычаги со стороны пилота. Для этого, последовательно рассматривая равновесие командного рычага и других узлов, составляют уравнения статики и определяют усилия в тягах, качалках, рычагах и гибкой проводке. Например, усилие в тяге, идущей от ручки управления на рис. 4.1, будет

равно $S = \frac{PH}{r_1}$. После этого проводится расчёт тяг на прочность и устойчи-

чивость, расчёт плеч качалок и рычагов на изгиб. В подвижных соединениях тяг и качалок болты рассчитываются на срез и смятие, затем под габариты болта по каталогу подбираются подшипники.

Если момент на руле от усилия в проводке будет меньше шарнирного момента аэродинамических сил $M_{ш}$, то необходимо сдвинуть ось вращения руля ближе к хвосту, увеличивая площадь осевой или роговой компенсации, либо уменьшить передаточное число $\frac{\Delta\delta}{\Delta\theta}$, либо установить в канале управление бустер (вспомогательный привод). Обычно бустер выполняют в виде гидросилителя.

Затем тяги проверяются на вибрации. Собственная частота основного тона изгибных колебаний тяги, кол./мин, определяется по формуле

$$\nu = \frac{30\pi}{l^2} \sqrt{\frac{EJ}{m}}, \quad (4.1)$$

где l – длина тяги; E – модуль упругости материала тяги; J – осевой момент инерции; m – погонная масса тяги.

Влияние продольной силы на частоту ν определяется формулой

$$\nu_S = \nu \cdot \sqrt{1 \pm \frac{S}{P_{\mathcal{E}}}}, \quad (4.2)$$

где S – усилие в тяге; $P_{\mathcal{E}} = \frac{\pi^2 EJ}{l^2}$ – критическая (эйлерова) сила для тяги.

При сжатии в формуле ставят знак «–», при растяжении – знак «+».

Для достаточного удаления от резонанса собственные частоты основного тона изгибных колебаний тяг не должны находиться в диапазонах

$$n_{кр} \pm 300 \text{ кол./мин} ; 2n_{кр} \pm 400 \text{ кол./мин},$$

где $n_{кр}$ – обороты двигателя или винта в крейсерском полёте.

5. ОСОБЕННОСТИ ПРОЧНОСТНОГО РАСЧЁТА ВИНТОКРЫЛЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

5.1. Расчётные случаи нагружения винтокрылов

В основном документе разработчиков винтокрылых летательных аппаратов (вертолётов и автожиров) – нормах лётной годности [13 – 15] в разделе С «Требования к прочности» задаются основные расчётные случаи нагружения этих аппаратов. Они позволяют проводить расчёты на статическую и усталостную прочность, ресурс как агрегатов винтокрылов в целом, так и их отдельных наиболее ответственных узлов.

Расчётные случаи нагружения винтокрылов разделяют на три группы: полётные случаи, посадочные случаи и наземные случаи. Случаи обозначают римскими цифрами с индексами: $л$ – лётные, $п$ – посадочные и $з$ – земные. Существуют шесть лётных случаев, семь посадочных случаев и четыре земных случая. Рассмотрим их более подробно.

Случай нагружения в полёте. Величины действующих нагрузок могут определяться характеристикой режима работы ротора

$$\mu = \frac{V \cdot \cos \alpha}{\omega \cdot R},$$

где V – скорость полёта винтокрыла; α – угол между вектором V и плоскостью вращения несущего винта (НВ); ω – угловая скорость вращения НВ; R – радиус НВ.

Случай I-л – типовой полёт. Рассматривается нагружение ЛА на всех характерных эксплуатационных режимах полёта (висение, горизонтальный полёт на малой, крейсерской и максимальной скоростях, разгон, набор высоты, установившийся вираж и скольжение, планирование и торможение). Этот случай служит для оценки усталостной прочности основных агрегатов винтокрыла. Поэтому здесь также задают относительную продолжительность характерных эксплуатационных режимов полёта.

Случай II-л – разворот на режиме висения. Рассматриваются развороты относительно вертикальной оси у земли с большой угловой скоростью на 180° вправо и влево. В нормах задано значение угловой скорости и среднее количество разворотов за час полёта. Этот случай служит для оценки усталостной прочности трансмиссии привода рулевого винта, а также лопастей и втулки рулевого винта.

Случай III-л – выход из крутого планирования. Задаются: скорость полёта в начале маневра $V_{\max\max} = 1,15 \cdot V_{\max}$, максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{\max}^{\exists} = 3$ и соответствующая ей частота вращения НВ $n_{нв.\max} = 1,2 \cdot n_{нв.\ном}$. Этот случай является определяющим по условиям статической прочности при маневре для большинства агрегатов винтокрыла.

Случай IV-л – вход в планирование. Режим определяется эксплуатационной перегрузкой $n_{\min}^{\exists} = -0,5$ и характеристикой режима работы ротора $\mu = 0,25$. Этот случай служит для оценки статической прочности креплений различных агрегатов при действии сил в противоположном направлении по сравнению с предыдущим случаем.

Случай V-л – вертикальный порыв. Рассматривается нагружение винтокрыла при действии вертикальных порывов на различных режимах горизонтального полёта в диапазоне от $\mu = 0,5 \cdot \mu_{\max}$ до $\mu = \mu_{\max}$. При полёте на режиме μ_{\max} скорость резко ограниченного воздушного порыва принимается равной $W = 12$ м/с; при полёте на режиме $\mu < \mu_{\max}$ величина W определяется по формуле $W = 12 \cdot \mu_{\max} / \mu$, но не более 20 м/с. Величина тяги

НВ определяется из решения уравнений, описывающих движение винтокрыла при его постепенном входе со скоростью $V = \mu\omega R$ в резко ограниченный вертикальный порыв. По скорости полёта и эффективной скорости порыва определяется значение болтаночной перегрузки, которое сравнивается с величиной маневренной перегрузки (случай *III-л*) и из двух значений выбирают большее, которое и используют в дальнейших прочностных расчётах.

Случай VI-л – горизонтальный порыв. Рассматривается нагружение винтокрыла при действии горизонтального порыва в боковом направлении. Структура порыва как в предыдущем случае. Случай является определяющим при оценке статической прочности фюзеляжа и вертикального оперения винтокрыла.

Случаи нагружения при посадке. Величина эксплуатационной n^{\ominus} и предельной n^{np} перегрузок определяется через отношение эксплуатационной P^{\ominus} или P^{np} предельной нагрузок, действующих на опору шасси при поглощении амортизацией энергии удара A^{\ominus} или A^{np} соответственно к стояночной нагрузке на эту опору шасси P_{cm}

$$n^{\ominus} = \frac{P^{\ominus}}{P_{cm}}; \quad n^{np} = \frac{P^{np}}{P_{cm}}.$$

Тяга НВ во всех случаях, за исключением случаев *II-n* ($T = G/2$) и *VII-n* ($T = 0$), принимается равной полётному весу.

Случай I-n – вертикальная посадка с одновременным ударом передними и основными опорами.

Случай II-n – посадка с нераскрученными колёсами и поступательной скоростью в двух вариантах: первичный удар только в основные опоры или только в передние опоры.

Случай III-n – посадка со сносом. С одной стороны колёса нагружены силами $P_y^{\ominus} = 0,7n^{\ominus}P_{cm}$, а с другой стороны – силами $P_y^{\ominus} = 0,3n^{\ominus}P_{cm}$. Нагрузка на переднюю опору $P_{yn}^{\ominus} = 0,7n^{\ominus}P_{cm}$. Во всех случаях боковая сила $P_z^{\ominus} = 0,5P_y^{\ominus}$.

Случай IV-n – односторонняя посадка. Рассматривается посадка на наклонную площадку или посадка с креном в 10° .

Случай V-n – несимметричная посадка на переднюю и заднюю опоры шасси (по диагонали).

Случай VI-n – посадка винтокрыла с торможением колёс.

Эти случаи являются определяющими при оценке статической прочности шасси и фюзеляжа.

Случай VII-n – аварийная посадка. Этот случай относится ко всем элементам конструкции, разрушение которых при аварийной посадке

угрожает безопасности пассажиров и экипажа. Эти элементы рассчитывают на действие заданных нормами нагрузок.

Случаи нагружения в наземных условиях.

Случай I-з – раскрутка несущего и рулевого винтов. Величина крутящего момента, который прикладывается к винту при раскрутке, определяется характеристиками двигателей и муфты сцепления трансмиссии. Случай может явиться определяющим для лопастей и втулок винтов, а также для трансмиссии.

Случай II-з – падение лопасти НВ на ограничитель свеса. Рассматривается ударное нагружение падающей на ограничитель свеса лопасти, поднятой порывом ветра при медленном вращении НВ на стоянке. Случай может быть определяющим для втулки и лонжерона лопасти НВ.

Случай III-з – буксировка винтокрыла. Рассматривается нагружение при буксировке винтокрыла по аэродрому или неподготовленной площадке. На буксирное приспособление действует сила, параллельная поверхности земли. В нормах задаётся величина энергии, которую должно поглотить буксирное приспособление. Основное назначение этого случая – выбор амортизирующих характеристик буксирного приспособления, чтобы в конструкции винтокрыла не возникали нагрузки больше полётных или посадочных.

Случай IV-з – ветер на стоянке. Винтокрыл находится на стоянке с заторможенными колёсами, пришвартованный тросами к анкерам, с лопастями НВ, закреплёнными стропами. Задана скорость ветра $W = 40$ м/с. Угол наклона скорости ветра к горизонту $\pm 15^\circ$.

Дополнительные случаи нагружения. Нагрузки на носовую часть фюзеляжа, капоты, фонари, блистеры определяются случаем **III-л**, а также в случаях полёта без скольжения и со скольжением. Полёт без скольжения с предельным скоростным напором $q = q_{\max\max}$; полёт с максимальным скоростным напором $q = q_{\max}$ и углом скольжения $\beta = \pm 15^\circ$; $q_{\max\max} = 1,33 \cdot q_{\max}$.

Местная прочность конструкции, на которой могут находиться люди при стоянке винтокрыла, рассчитывается на разрушающую нагрузку 1,8 кН.

Выбор коэффициента безопасности. Во всех случаях нагружения НВ и его крепления принимают $f = 2$. Исключение – случай **IV-з**, тогда $f = 1,2$.

При определении статической прочности фюзеляжа во всех полётных и наземных случаях принимают $f = 1,5$. В посадочных случаях $f = 1,65$.

При определении статической прочности колёсного шасси принимают $f = 1,5$.

При расчёте системы управления принимают $f = 2$.

При определении статической прочности валов трансмиссии принимают $f = 1,5$.

Для наиболее ответственных элементов конструкции и приводов винтокрыла предусмотрено введение дополнительного коэффициента безопасности $f_{\text{доп}}$. При этом статическая прочность должна обеспечиваться при коэффициенте безопасности, равном произведению $f \cdot f_{\text{доп}}$. Для основных стыковых и разъёмных узлов предусмотрен $f_{\text{доп}} = 1,25$. Для силовых узлов, деталей и элементов конструкций из литейных алюминиевых и магниевых сплавов предусмотрен $f_{\text{доп}} = 2$.

5.2. Расчёт лопасти несущего винта винтокрыла на статическую прочность

По сравнению с крылом самолёта лопасть несущего винта винтокрыла работает в гораздо более тяжелых условиях. Это связано с тем, что лопасть НВ одновременно участвует в нескольких движениях: поступательном и вращательном движении относительно ц.м. всего ЛА, вращательном движении вместе со втулкой НВ, маховом движении в вертикальной плоскости и качании в плоскости вращения НВ. На классическом НВ между втулкой и лопастью обычно находятся три шарнира: осевой шарнир (ОШ), обеспечивающий изменение угла установки лопасти пилотом; горизонтальный шарнир (ГШ), обеспечивающий маховое движение лопастей и препятствующий передаче бокового опрокидывающего момента с лопасти на втулку; вертикальный шарнир, обеспечивающий качание лопасти в плоскости вращения НВ и уменьшающий изгиб лопасти в этой плоскости [12]. Нагрузки на лопасть зависят не только от высоты и скорости полёта винтокрыла, оборотов НВ и угла установки лопасти, но также и от углового положения лопасти при виде в плане, определяемого углом азимута $0 \leq \psi \leq 360^\circ$. На элемент лопасти единичной длины в каждый момент времени действуют четыре погонные силы (рис. 5.1): аэродинамическая подъёмная сила $q_{\text{аэр}}$, направленная перпендикулярно продольной оси x лопасти (аэродинамическая сила сопротивления лопасти при оценке её прочности обычно не учитывается), и три инерционные силы: от действия вертикальной расчётной перегрузки q_n , от махового движения лопасти q_β и центробежная сила $q_{\text{цб}}$.

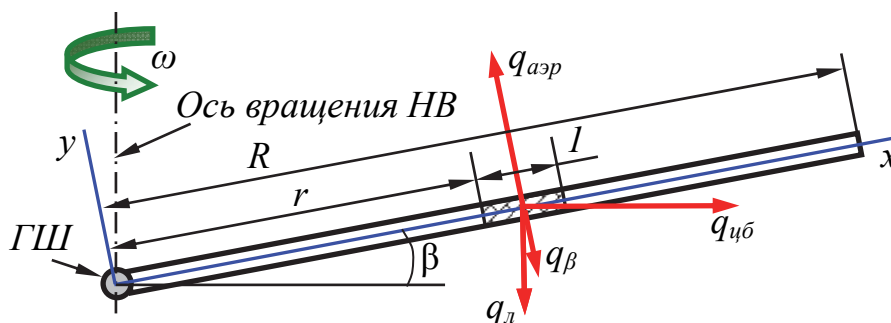


Рис. 5.1. Погонные нагрузки, действующие на лопасть НВ

Погонная аэродинамическая подъёмная сила $q_{aэр}$ определяется по формуле, аналогичной формуле для крыла,

$$q_{aэр} = \frac{n^3 \cdot f \cdot G}{z \cdot R} (\Gamma_{nl} + \Delta\Gamma_3),$$

где z – количество лопастей НВ.

Циркуляция вдоль размаха плоской лопасти может определяться по результатам экспериментов, представленных в табличной или графической форме, либо в виде эмпирических зависимостей, например

$$\Gamma_{nl} = 4\bar{r} - \frac{1 + \mu^2}{1 + 1,2\mu^2} \cdot \bar{b} \cdot \frac{(\bar{r} + \mu \cdot \sin \psi)^2}{1 + \frac{8}{3}\mu \cdot \sin \psi + 2\mu^2 \sin^2 \psi},$$

где $\bar{r} = r/R$ – относительный радиус лопасти ($0 \leq \bar{r} \leq 1$); $\bar{b} = b/b_{0,7}$ – относительная хорда лопасти; $b_{0,7}$ – хорда лопасти на расстоянии 70 % радиуса лопасти от её оси вращения.

Погонная инерционная сила от действия вертикальной расчётной перегрузки q_l определяется законом изменения погонного веса лопасти $q_{вес}$ по её длине и вычисляется по формуле $q_l = q_{вес} \cdot n^3 \cdot f$. Закон изменения погонного веса лопасти по её длине может быть постоянным, линейным или ступенчатым.

Погонная инерционная сила от махового движения лопасти q_β определяется по формуле

$$q_\beta = \frac{q_{вес}}{g} \cdot f \cdot \frac{\partial^2 \beta}{\partial t^2},$$

где β – угол взмаха лопасти. Маховое движение лопасти обычно описывается усечённым рядом Фурье

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi \dots$$

Коэффициенты этого ряда вычисляются через характеристики конкретного НВ.

Погонная центробежная сила $q_{цб}$ определяется по формуле

$$q_{цб} = \frac{q_{вес}}{g} \cdot f \cdot \omega^2 \cdot r.$$

Лопасть разбивается на ряд отсеков длиной $0,1R$. Обычно эпюры сил и моментов вдоль размаха лопасти строят для нескольких значений углов азимута, задаваемых от 0^0 с шагом 45^0 или 90^0 . Погонные нагрузки проектируют на поперечную ось y и продольную ось x .

Суммарная погонная поперечная нагрузка

$$q_y = q_{aэр} - q_\beta - q_l \cdot \cos \beta - q_{цб} \cdot \sin \beta.$$

Её интегрируют численно дважды в направлении от конца лопасти к корню. После первого интегрирования получают эпюру поперечных сил Q_y , после второго интегрирования – эпюру изгибающих моментов $M_{из}$ (рис. 5.2).

Суммарная погонная продольная нагрузка

$$q_x = -q_l \cdot \sin\beta + q_{цб} \cdot \cos\beta.$$

Её интегрируют численно один раз в направлении от конца лопасти к корню и получают эпюру продольных сил N (рис. 5.2).

Анализ эпюр показывает, что в комлевой (корневой) части лопасти наиболее опасной является деформация растяжения, обусловленная, в первую очередь, действием центробежных сил. В средней части лопасти имеют место максимальные нормальные напряжения от изгиба.

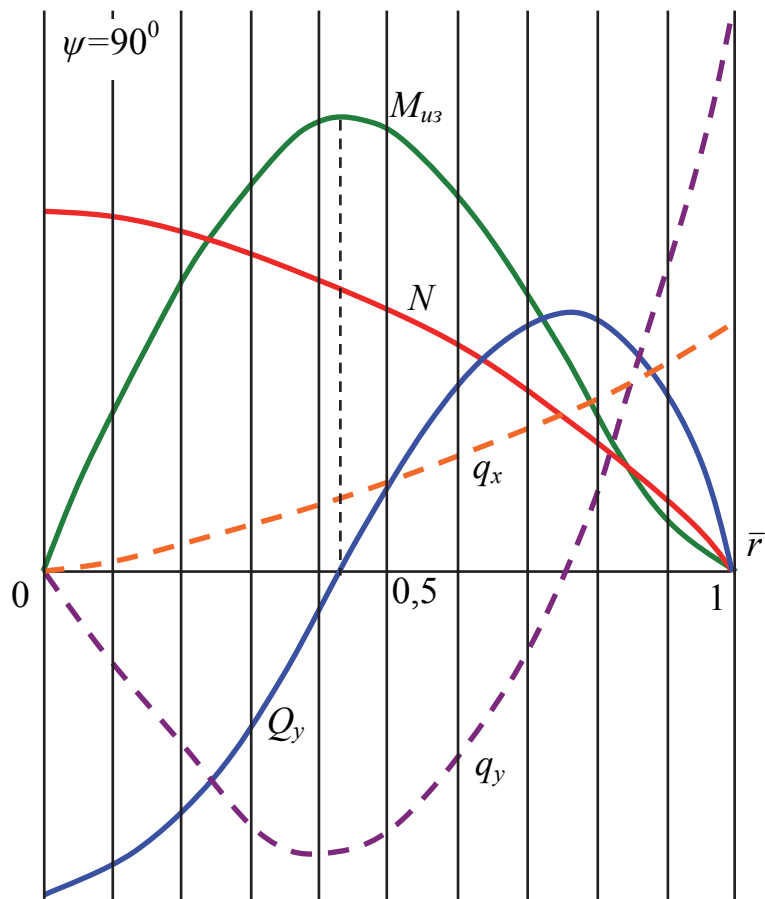


Рис. 5.2. Эпюры сил и моментов по длине лопасти НВ

Силовая часть лопасти винтокрыла обычно представляет собой D -образный лонжерон, выполненный из алюминиевых сплавов, стали или композиционных материалов. Его расчёт на прочность практически ничем не отличается от расчёта на прочность руля самолёта.

6. РАСЧЁТ ФЮЗЕЛЯЖА НА СТАТИЧЕСКУЮ ПРОЧНОСТЬ И ЖЁСТКОСТЬ

Сначала перечислим основные виды нагрузок, действующих на фюзеляж:

- усилия от агрегатов, крепящихся к фюзеляжу (крыло, оперение, шасси, двигатели);
- инерционные силы от масс грузов, размещённых внутри фюзеляжа (топливо, экипаж, пассажиры, оборудование) и от собственной массы конструкции фюзеляжа;
- локальные нагрузки от аэродинамического воздействия набегающего потока и от столкновения с птицами (район носовой части фюзеляжа и кабины);
- избыточное внутреннее давление (для герметичных отсеков фюзеляжа).

Расчётной схемой фюзеляжа является балка переменной жёсткости, лежащая на двух или более опорах. В полёте опорами фюзеляжа являются лонжероны крыла. При посадке фюзеляж также может опираться на стойки шасси.

6.1. Основные расчётные случаи нагружения фюзеляжа

Поскольку к фюзеляжу крепятся основные агрегаты самолёта, то его расчёт на прочность следует проводить на все расчётные случаи нагружения этих агрегатов.

Существуют также дополнительные случаи нагружения фюзеляжа [4].

Случай N_ϕ – нагружение вбок передней части фюзеляжа (от носа до переднего лонжерона крыла). В расчётной схеме принимается, что носовая часть фюзеляжа жестко заделана на переднем лонжероне.

Равнодействующая инерционных сил прикладывается в центре масс передней части фюзеляжа. Эксплуатационная вертикальная перегрузка $n_{уцм}^{\text{Э}} = 1$. Эксплуатационная боковая перегрузка принимается равной $n_{уцм}^{\text{Э}} = \pm 1,5$ для самолетов с поршневыми двигателями и для самолетов с турбовинтовыми и реактивными двигателями с площадью крыла $S \leq 80 \text{ м}^2$ и равной $n_{уцм}^{\text{Э}} = \pm 1,0$ для самолетов с турбовинтовыми и реактивными двигателями с площадью крыла $S \geq 100 \text{ м}^2$.

Для самолетов с турбовинтовыми и реактивными двигателями при $80 \text{ м}^2 < S < 100 \text{ м}^2$ значение $n_{уцм}^{\text{Э}}$ определяется линейной интерполяцией. Коэффициент безопасности $f = 2$.

Случай K_ϕ – капотирование самолёта, имеющего шасси с хвостовым колесом (рис. 6.1).

Самолет рассматривается в положении на главных ногах и на передней своей части. Посадочный вес самолета приложен в его центре масс в направлении, нормальном к поверхности земли. Эксплуатационная перегрузка равна перегрузке случая $E_{ш}$. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

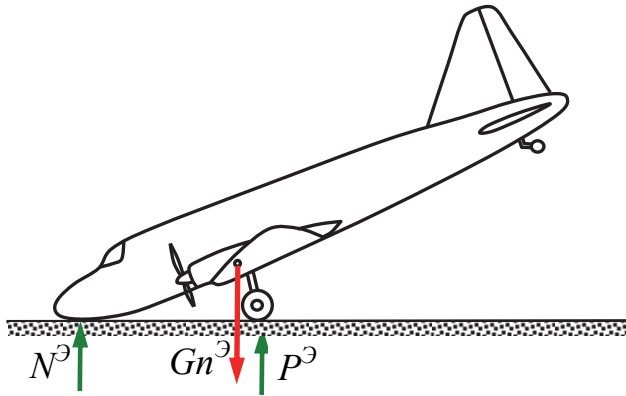


Рис. 6.1. Капотирование самолета

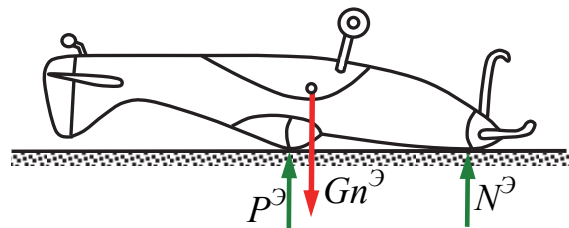


Рис. 6.2. Переворот самолёта на спину

Случай P_ϕ – переворот самолёта с полётным весом не более 10 000 кг на спину (рис. 6.2).

На этот случай проверяются элементы конструкции самолета, предназначенные для защиты экипажа и пассажиров от повреждений при аварийной посадке. Точки приложения реакций земли выбираются в соответствии с конструктивной схемой самолета. Посадочный вес самолета считается приложенным в его центре масс в направлении, нормальном к поверхности земли. Эксплуатационная перегрузка равна 3. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай Π_ϕ – аварийная посадка самолёта на «брюхо» с убраннным шасси (рис. 6.3). Этот случай используют для оценки прочности фюзеляжей среднепланов и высокопланов.

Прочность частей фюзеляжа, где располагаются экипаж и пассажиры, а также прочность элементов конструкции, предназначенных для восприятия реакции земли, должна быть проверена на расчетную нагрузку со следующими компонентами равнодействующей удара: вертикальной P_y от $4G_{нос}$ вверх до $2G_{нос}$ вниз, горизонтальной P_x от нуля вперед до $9G_{нос}$ назад и боковой P_z от $-1,5G_{нос}$ до $+1,5G_{нос}$.

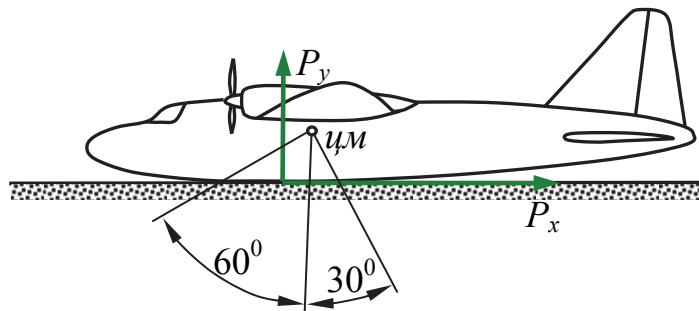


Рис. 6.3. Аварийная посадка самолёта на фюзеляж

Реакция земли принимается равномерно распределенной, причем соприкосновение с землей может рассматриваться на любом участке сектора, ограниченного линиями; составляющими с вертикальной осью самолета углы 30^0 и 60^0 . Площадь, по которой распределяется реакция земли, выбирается такой, чтобы расчетное давление на этой площади не превышало 0,2 МПа.

Случай B_ϕ – буксировка планеров. Прочность хвостовой части фюзеляжа самолетов, предназначенных для буксировки планеров, должна проверяться на воздействие нескольких комбинаций расчетных нагрузок.

6.2. Инерционные нагрузки, действующие на фюзеляж

Расчёт на прочность фюзеляжей должен проводиться как от внешних сил, действующих в плоскости симметрии самолёта, так и от внешних сил, действующих перпендикулярно плоскости симметрии [9].

Сначала запишем уравнения движения самолёта в плоскости его симметрии (рис. 6.4)

$$m \cdot j_n = Y_{кр}^\Delta \pm Y_{ур.го}^\Delta \pm Y_{ман1.го}^\Delta - G; \quad (6.1)$$

$$J_z \cdot \frac{d\omega_z}{dt} = J_z \cdot \epsilon_z = Y_{ман1.го}^\Delta \cdot L_{го}, \quad (6.2)$$

где j_n – поступательное ускорение ц.м. самолёта в направлении оси Y . Первое уравнение описывает поступательное движение ц.м. самолета под действием

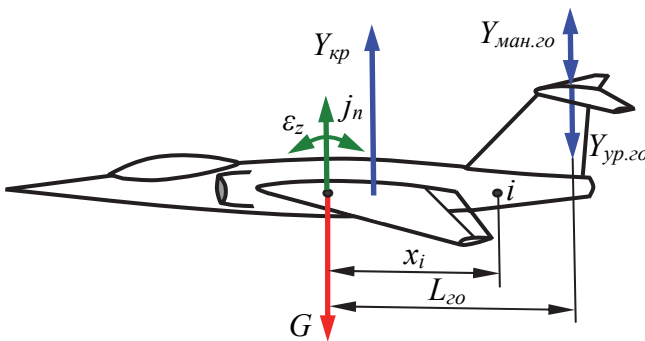


Рис. 6.4. К расчёту нормальной перегрузки в i -й точке фюзеляжа

подъёмных сил на крыле и г.о., а второе – вращение самолёта вокруг ц.м. под действием этих сил. На начальном этапе проектирования осевой момент инерции самолёта J_z можно приближённо рассчитать по статистической формуле

$$J_z = \varphi \cdot m \cdot \frac{L_\phi^2}{12},$$

где L_ϕ – длина фюзеляжа; $\varphi = 0,2 \dots 0,7$ – статистический коэффициент, причём меньшие значения φ соответствуют самолётам с большой взлётной массой ($m_0 > 150$ т), а большие значения φ соответствуют самолётам с малой взлётной массой ($m_0 < 10$ т).

Поступательную составляющую нормальной перегрузки получим из уравнения (6.1)

$$n_n^\Delta = n_{кр}^\Delta \pm \frac{Y_{ур.го}^\Delta + Y_{ман1.го}^\Delta}{m \cdot g}.$$

Используя допущение об абсолютной жёсткости конструкции фюзеляжа, получим вращательную составляющую нормальной перегрузки в i -й точке

$$n_{\text{вpi}}^{\text{э}} = \pm \frac{\varepsilon_z \cdot x_i}{g} = \pm \left(\frac{Y_{\text{ман1.зо}}^{\text{э}} \cdot L_{\text{зо}}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g},$$

где x_i – расстояние от ц.м. самолёта до i -й точки фюзеляжа.

Суммарная нормальная перегрузка, действующая в i -й точке фюзеляжа

$$n_{\text{фи}}^{\text{э}} = n_n^{\text{э}} + n_{\text{вpi}}^{\text{э}} = n_{\text{кр}}^{\text{э}} \pm \left(\frac{Y_{\text{ур.зо}}^{\text{э}} + Y_{\text{ман1.зо}}^{\text{э}}}{m \cdot g} \right) \pm \left(\frac{Y_{\text{ман1.зо}}^{\text{э}} \cdot L_{\text{зо}}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g}. \quad (6.3)$$

Инерционная сила от сосредоточенного груза в i -й точке фюзеляжа

$$G_{\text{зpi}}^{\text{э}} = G_{\text{зpi}} \cdot n_{\text{фи}}^{\text{э}}. \quad (6.4)$$

Найдём распределённую инерционную нагрузку от массы фюзеляжа. Сначала мысленно разобьём фюзеляж на n отсеков единичной длины и рассмотрим i -й отсек. Затем «размажем» стрингеры этого отсека равномерным слоем по контуру и получим приведенную обшивку толщиной

$$\delta_{\text{нpi}} = \delta_{\text{оби}} + \frac{n_{\text{стр}} \cdot F_{\text{стр}}}{s_i}, \quad (6.5)$$

где $n_{\text{стр}}$ – количество стрингеров в отсеке; $F_{\text{стр}}$ – площадь стрингера; s_i – средняя длина контура в отсеке (рис. 6.5).

Тогда вес i -го отсека

$$q_{\text{фи}} = \rho \cdot g \cdot 1 \cdot \delta_{\text{нpi}} \cdot s_i, \quad (6.6)$$

где ρ – плотность материала конструкции отсека.

Полный вес конструкции фюзеляжа

$$G_{\text{ф}} = \int_0^{l_{\text{ф}}} q_{\text{ф}} \cdot dx \approx \sum_{i=1}^n q_{\text{фи}}. \quad (6.7)$$

Подставим (6.6) в (6.7). Получим

$$G_{\text{ф}} = \int_0^{l_{\text{ф}}} \rho \cdot g \cdot \delta_{\text{нп}} \cdot s \cdot dx \approx \sum_{i=1}^n \rho \cdot g \cdot \delta_{\text{нpi}} \cdot s_i \cdot 1 = \rho \cdot g \cdot \delta_{\text{нпстр}} \cdot S_{\text{ф}}, \quad (6.8)$$

где $S_{\text{ф}}$ – площадь поверхности фюзеляжа.

Из (6.6) имеем $\rho \cdot g \cdot \delta_{\text{нpi}} = \frac{q_{\text{фи}}}{s_i}$. Подставляя последнее выражение в

(6.8), придём к формуле

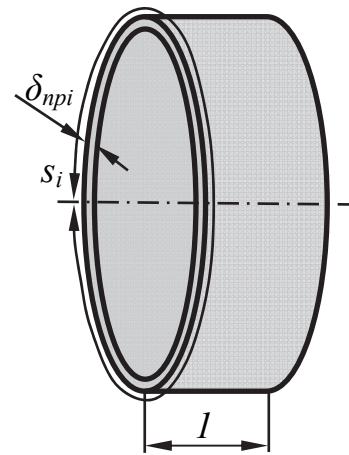


Рис. 6.5. Приведенный отсек фюзеляжа

$$G_{\phi} = \frac{q_{\phi i}}{s_i} \cdot S_{\phi} \Rightarrow q_{\phi i} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} \cdot s_i. \quad (6.9)$$

Погонная инерционная нагрузка от массы конструкции фюзеляжа

$$q_{\phi i}^{\Delta} = q_{\phi i} \cdot n_{\phi i}^{\Delta} = \frac{G_{\phi}}{S_{\phi}} \cdot s_i \cdot \left[n_{кр}^{\Delta} \pm \left(\frac{Y_{ур.зо}^{\Delta} + Y_{ман1.зо}^{\Delta}}{m \cdot g} \right) \pm \left(\frac{Y_{ман1.зо}^{\Delta} \cdot L_{зо}}{J_z} \right) \cdot \frac{x_i}{g} \right]. \quad (6.10)$$

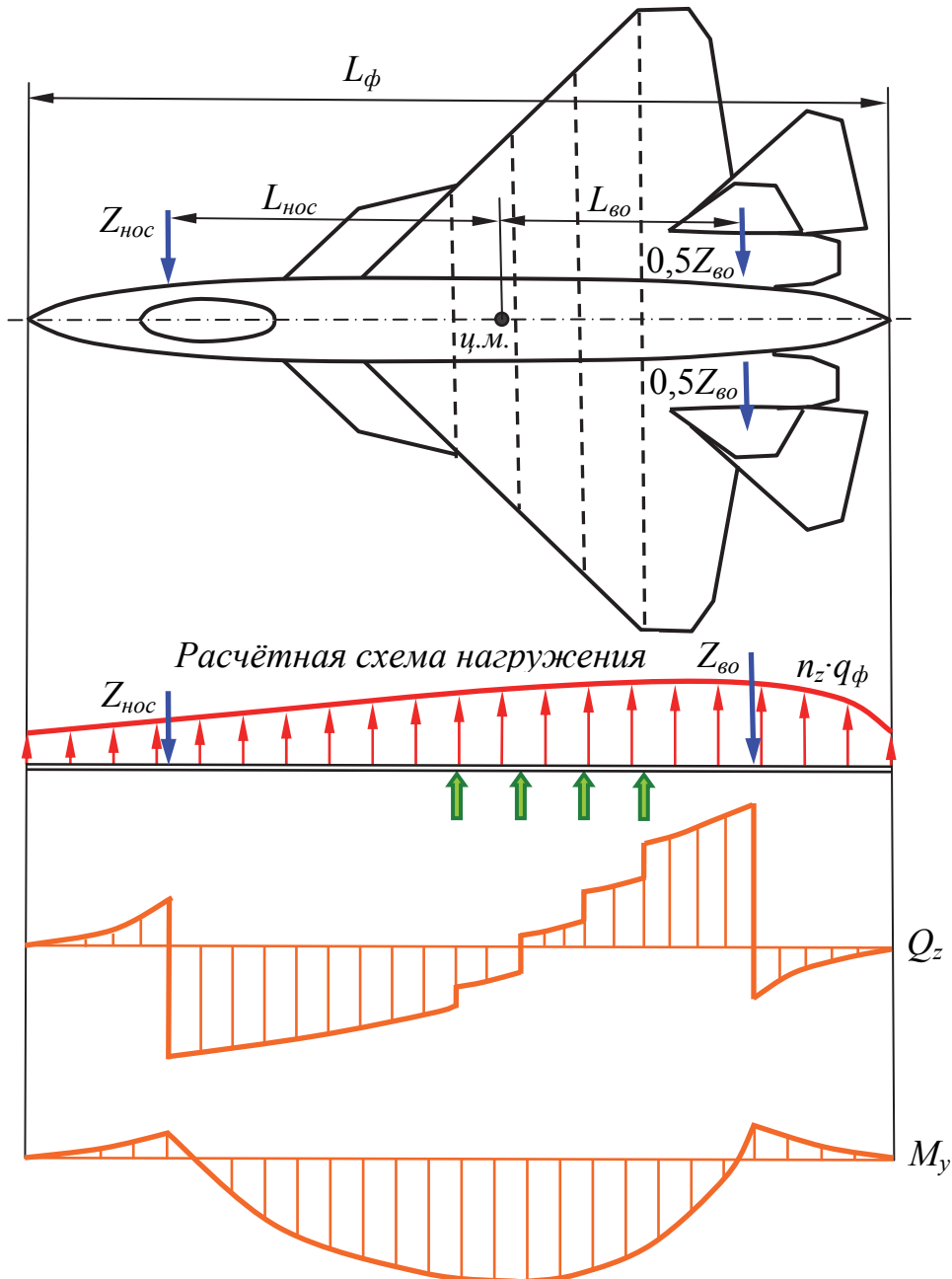


Рис. 6.6. Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов по длине фюзеляжа при нагружении вертикального оперения

Теперь рассмотрим случай нагружения вертикального оперения. На фюзеляж будет действовать маневренная нагрузка от оперения $Z_{\text{во}}$ и демпфирующая аэродинамическая нагрузка $Z_{\text{нос}}$, возникающая при полёте самолёта со скольжением и приложенная в носу (рис. 6.6).

Поступательная составляющая боковой перегрузки

$$n_{zn}^{\text{Э}} = \frac{Z^{\text{Э}}}{m \cdot g} = \frac{Z_{\text{во}}^{\text{Э}} + Z_{\text{нос}}^{\text{Э}}}{m \cdot g}.$$

Вращательная составляющая боковой перегрузки в i -й точке

$$n_{z \text{ в } pi}^{\text{Э}} = \frac{\varepsilon_y \cdot x_i}{g} = \left(\frac{Z_{\text{во}}^{\text{Э}} \cdot L_{\text{во}} - Z_{\text{нос}}^{\text{Э}} \cdot L_{\text{нос}}}{J_y} \right) \cdot \frac{x_i}{g}.$$

На начальном этапе проектирования осевой момент инерции самолёта J_y можно приближённо рассчитать по статистической формуле

$$J_y = \varphi \cdot m \cdot \frac{L_{\phi}^2 + l^2}{12},$$

где l – размах крыла.

Суммарная боковая перегрузка, действующая в i -й точке фюзеляжа

$$n_{zi}^{\text{Э}} = n_{zn}^{\text{Э}} + n_{z \text{ в } pi}^{\text{Э}} = \left(\frac{Z_{\text{во}}^{\text{Э}} + Z_{\text{нос}}^{\text{Э}}}{m \cdot g} \right) \pm \left(\frac{Z_{\text{во}}^{\text{Э}} \cdot L_{\text{во}} - Z_{\text{нос}}^{\text{Э}} \cdot L_{\text{нос}}}{J_y} \right) \cdot \frac{x_i}{g}. \quad (6.11)$$

Коэффициенты безопасности для фюзеляжа берут в соответствии с расчётным случаем нагружения крыла, оперения, силовой установки. В посадочных случаях нагружения для фюзеляжа принимают $f = 1,8$.

6.3. Построение эпюр сил и моментов по длине фюзеляжа

Эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов строятся по длине фюзеляжа для всех возможных комбинаций расчётных случаев, и из них выбирают наиболее тяжёлые.

Кроме приведенных внешних и инерционных нагрузок на герметические фюзеляжи дополнительно будет действовать избыточное давление или разрежение внутри фюзеляжа.

При изгибе фюзеляжа в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии самолёта, наиболее тяжёлым обычно является случай действия маневренной нагрузки на вертикальное оперение (в.о.) (см. рис. 6.6) в комбинации с максимальным разнотягом двигателей.

Как правило, при изгибе фюзеляжа в плоскости симметрии самолёта (рис. 6.7) наиболее тяжёлым является *случай А'* без учёта маневренной нагрузки на г.о.

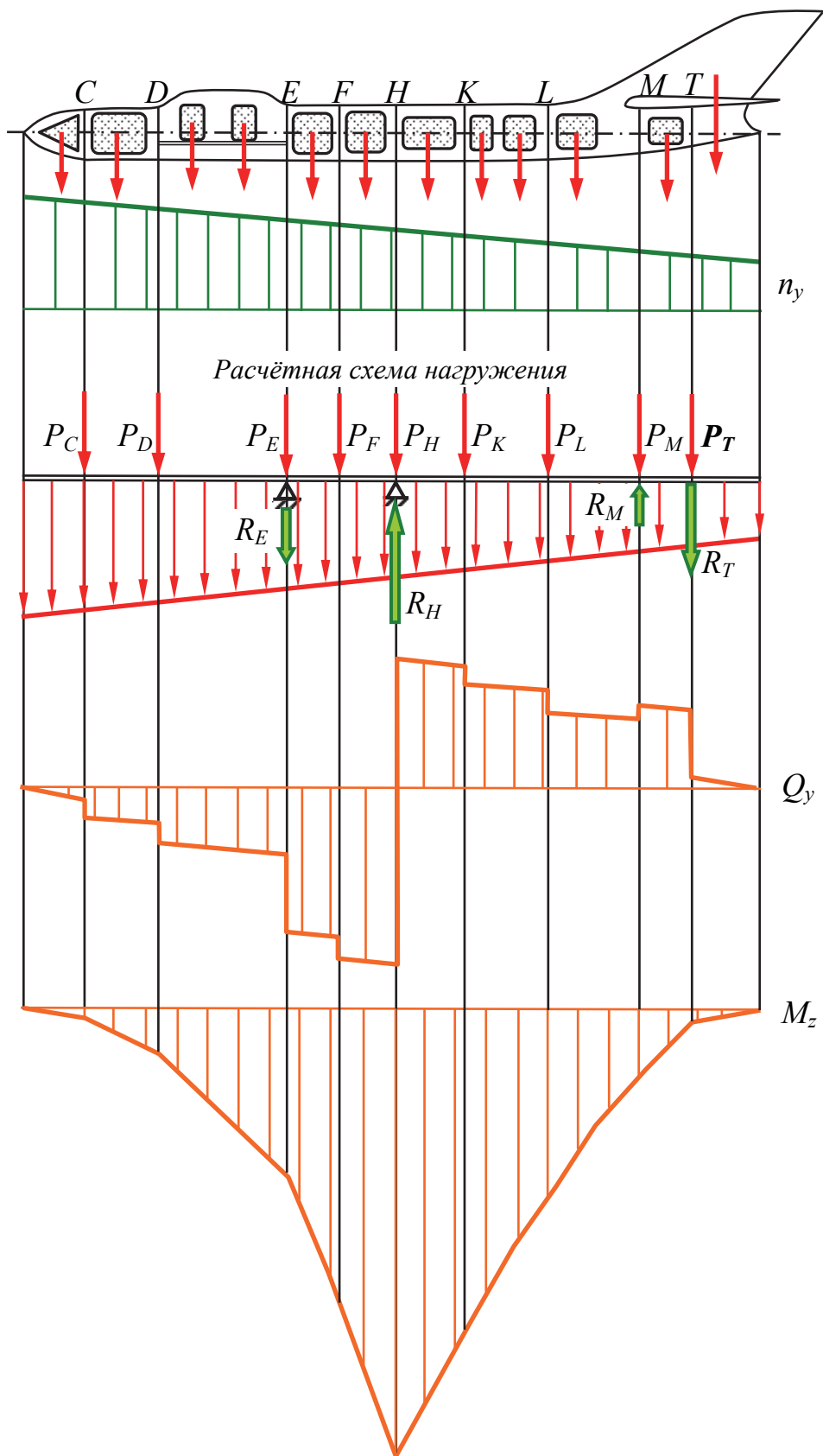


Рис. 6.7. Построение эпюр поперечных сил и изгибающих моментов при изгибе фюзеляжа в плоскости его симметрии

Если фюзеляж имеет силовой пол, то сосредоточенные инерционные силы прикладывают к фюзеляжу в местах установки грузов. При отсутствии силового пола грузы обычно крепят к силовым шпангоутам (на рис. 6.7 они обозначены буквами C, D, \dots, M, T). В этом случае сосредоточенные инерционные силы разносят по силовым шпангоутам согласно правилу рычага.

При расчёте на кручение наиболее тяжёлым обычно является одновременное действие маневренной нагрузки на в.о. и неуравновешенной нагрузки на г.о. при полёте со скольжением (рис. 6.8).

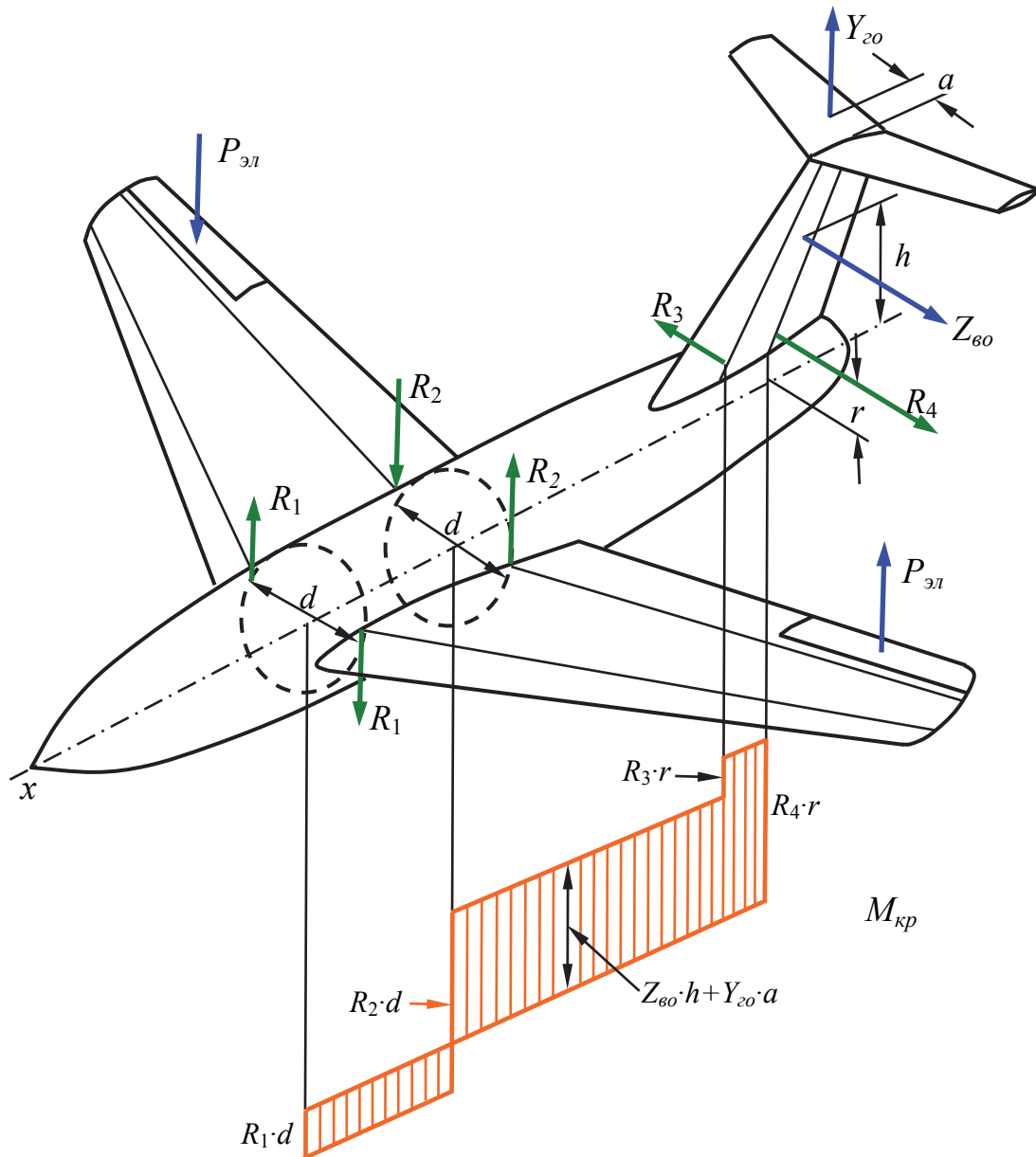


Рис. 6.8. Построение эпюры крутящих моментов

Как видно из эпюр, наиболее нагружены сечения фюзеляжа в районе крепления к нему крыла.

6.4. Расчёт поперечных сечений фюзеляжа

Рассмотрим расчёт поперечных сечений фюзеляжа типа «полумонокок» (рис. 6.9) от нагрузок, представленных на рис. 6.7 и 6.8.

Нормальные напряжения в i -м элементе продольного набора от изгиба

$$\sigma_i = \frac{M_z}{J_{z np}} \cdot \tilde{y}_i,$$

где $J_{z np}$ – приведенный момент инерции редуцированного сечения; \tilde{y}_i – обобщённая координата i -го элемента.

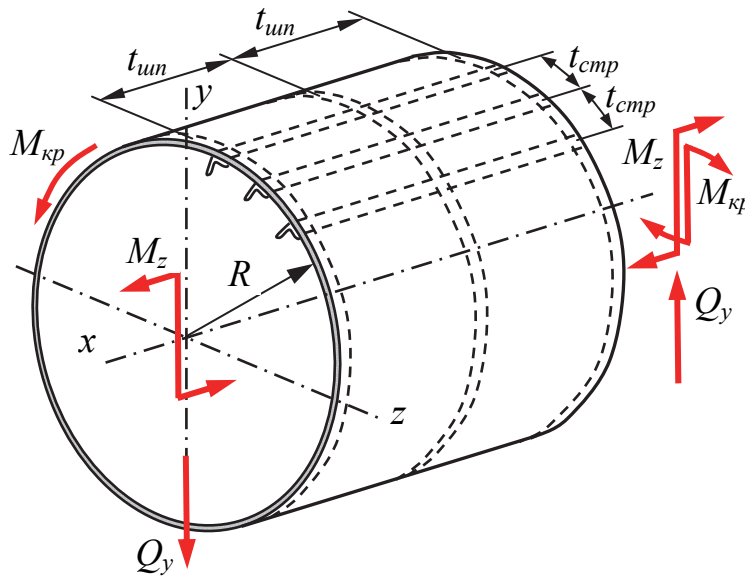


Рис. 6.9. Нагружение отсека фюзеляжа

Если обшивка теряет устойчивость от сдвига ($\tau_{об} > \tau_{кр}$), то она своим натяжением будет догружать сжатием стрингеры и шпангоуты. Каркас фюзеляжа начнет деформироваться к центру (вовнутрь). В этом случае

$$\sigma_i = \frac{M_z}{J_{z np}} \cdot \tilde{y}_i - \frac{N_{cmp}}{F_{cmp}}, \quad (6.12)$$

где $N_{cmp} = (\tau_{об} - \tau_{кр}) \cdot t_{cmp} \cdot \delta_{об} \cdot \text{tg} \alpha$ – дополнительное осевое усилие в стрингере; $\alpha = 35^\circ \dots 45^\circ$ – угол наклона образующих волн обшивки к оси x в клетке размерами $t_{uun} \times t_{cmp}$.

Обшивка «провисает» на каркасе и фюзеляж становится гранёным (рис. 6.10).

При этом стрингеры дополнительно догружаются поперечной погонной нагрузкой q_{cmp}

$$q_{cmp} = (\tau_{об} - \tau_{кр}) \cdot \frac{\delta_{об} t_{cmp}}{R} \cdot \text{tg} \alpha. \quad (6.13)$$

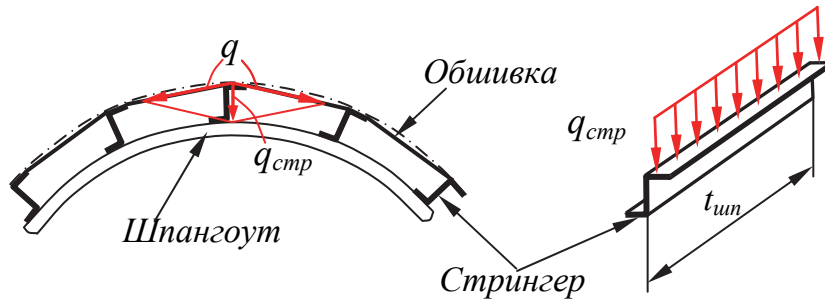


Рис. 6.10. Дополнительная поперечная нагрузка на стрингер

Если сечение фюзеляжа расположено в пределах герметического отсека, то необходимо также учитывать действие внутреннего избыточного давления. При этом в стрингерах возникают дополнительные нормальные напряжения. Так, для круговой цилиндрической оболочки

$$\Delta\sigma = \pm \frac{p_{изб} \cdot R}{2\delta_{пр}},$$

где $p_{изб}$ – расчётное избыточное давление в гермоотсеке. Знак «+» берётся для растянутого свода фюзеляжа, знак «-» – для сжатого свода.

ПКС от силы Q_y для фюзеляжа с однозамкнутым контуром

$$q = q_Q + q_o.$$

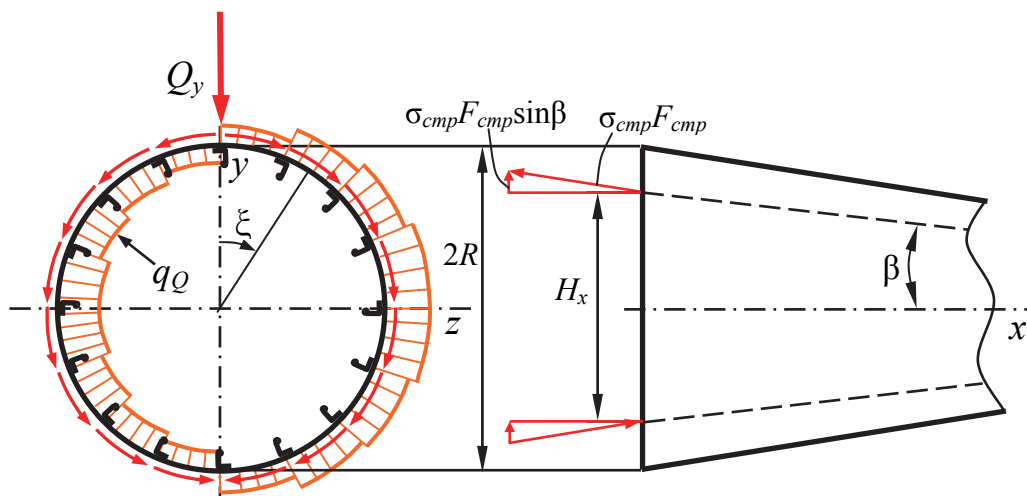


Рис. 6.11. Восприятие силы Q_y в поперечном сечении фюзеляжа

ПКС q_Q при размыкании контура оболочки по оси y (рис. 6.11)

$$q_Q = \frac{\tilde{Q}_y}{J_{z пр}} \tilde{S}_z^{отс},$$

где $\tilde{Q}_y = Q_y - 2 \frac{M_z}{H_x} \cdot \text{tg}\beta$ – приведенная поперечная сила; $H_x \approx \sqrt{2}R$ – высота боковой панели; β – угол конусности рассчитываемого отсека фюзеляжа

жа; $\tilde{S}_z^{omc} = \sum (\varphi_{cnp} F_{cnp} + \varphi_{об} \delta_{об} t_{cnp}) \cdot y$ – статический момент отсечённой части редуцированного сечения.

Для определения замыкающего ПКС q_0 составим уравнение моментов относительно полюса, лежащего на линии действия силы Q_y ,

$$\oint q_Q \rho \cdot ds + q_0 \cdot \Omega = 0 \Rightarrow q_0 = -\frac{\oint q_Q \rho \cdot ds}{\Omega},$$

где $\Omega = 2\pi \cdot R^2$ – удвоенная площадь контура, работающего на кручение. Для симметричного сечения $\oint q_Q \rho \cdot ds = 0$ и тогда $q_0 = 0$.

ПКС от кручения рассчитывают по формуле Бредта $q_{кр} = \frac{M_{кр}}{\Omega}$.

Результирующий ПКС $q_\Sigma = q_Q + q_{кр}$.

6.5. Расчёт нормальных шпангоутов

Обычно шпангоут представляет собой криволинейную раму, опирающуюся на стрингеры и обшивку. Нормальные шпангоуты при проверке рассчитывают на ряд нагрузок [9].

Сжимающие нагрузки q_{unn} в случае потери обшивкой устойчивости из-за сдвига (рис. 6.12) определяют по формуле

$$q_{unn} = (\tau_{об} - \tau_{кр}) \cdot \frac{\delta_{об} t_{unn}}{R} \cdot \text{tg} \alpha. \quad (6.14)$$

Условие устойчивости $q_{unn} \leq q_{кр} = \frac{3EJ}{R^3}$. Здесь J – осевой момент инерции шпангоута с присоединённой обшивкой.

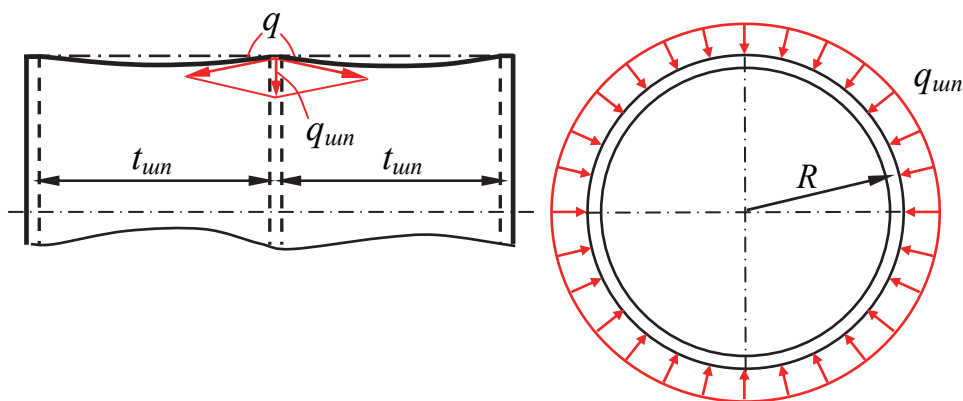


Рис. 6.12. Дополнительная сжимающая нагрузка на шпангоут

Сплюсывающие нагрузки q_y от изгиба фюзеляжа (рис. 6.13) аналогичны сплюсывающим нагрузкам, действующим на нормальные нервюры при изгибе крыла.

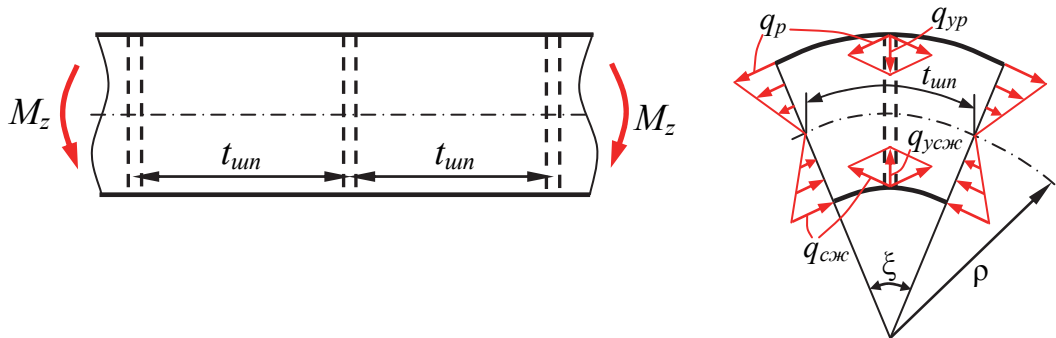


Рис. 6.13. Сплющивание шпангоута при изгибе фюзеляжа

От изгиба обшивки имеем погонные нагрузки в растянутой и сжатой зонах:

$$\begin{cases} q_{yp} = q_p \cdot \xi = \sigma_p \delta_{об} \cdot \frac{t_{uun}}{\rho}; \\ q_{усж} = q_{сж} \cdot \xi = \sigma_{сж} \delta_{об} \cdot \frac{t_{uun}}{\rho}. \end{cases}$$

Учитывая, что $\sigma = \frac{M_z}{J_{z np}} \cdot y$ и $\frac{1}{\rho} = \frac{M_z}{EJ_{z np}}$, получим

$$q_y = \left(\frac{M_z}{J_{z np}} \right)^2 \cdot \frac{\delta_{об} t_{uun}}{E} \cdot y.$$

Аналогично от изгиба стрингеров имеем сосредоточенные вертикальные нагрузки, действующие на шпангоут,

$$N_y = \left(\frac{M_z}{J_{z np}} \right)^2 \cdot \frac{F_{cmp} t_{uun}}{E} \cdot y_{cmp}.$$

Поскольку конструкция фюзеляжа современного транспортного самолёта включает 50 стрингеров и более, то для упрощения расчётной схемы стрингеры размазывают по контуру равномерным слоем и получают обшивку толщиной δ_{np} (см. формулу (6.5)). Тогда

$$q_y = \left(\frac{M_z}{J_{z np}} \right)^2 \cdot \frac{\delta_{np} t_{uun}}{E} \cdot y. \quad (6.15)$$

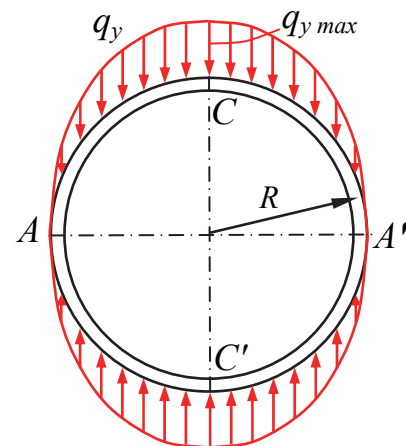


Рис. 6.14. Схема нагружения нормального шпангоута при сплющивании

Расчётная схема сплющивания кольцевого шпангоута представлена на рис. 6.14.

Максимальный изгибающий момент возникает в сечении C (C'):

$$M_{из\ max} = 0,23q_{y\ max} \cdot R^2.$$

В сечении A (A') момент будет с обратным знаком, а по величине почти равный $M_{из\ max}$.

Для фюзеляжей больших летательных аппаратов нарушается линейная зависимость между изгибающим моментом и соответствующей ему кривизной оси фюзеляжа. Последняя растёт быстрее. Это связано со сплющиванием поперечных сечений, что ведёт к росту σ . Для каждой конструкции существует предельное значение изгибающего момента, превышение которого приводит к полному сплющиванию поперечных сечений и разрушению фюзеляжа. Предельное значение изгибающего момента и соответствующее ему σ можно назвать критическими. По величине $\sigma_{кр}$ должны превышать разрушающие напряжения стрингеров. Для фюзеляжа бесконечной длины

$$\sigma_{кр} = 1,2E_{стр} \sqrt{\frac{J}{R^2 t_{стр} \delta_{об}}}. \quad (6.16)$$

Для фюзеляжа конечной длины $\sigma_{кр}$ получается больше, чем по формуле (6.16). Поэтому расчёт по ней идёт в запас прочности.

6.6. Нагружение фонаря кабины и носовой части фюзеляжа

Локальные аэродинамические нагрузки на фонарь кабины и носовую часть фюзеляжа определяются по результатам испытаний модели в аэродинамической трубе при числе M полёта и угле атаки случая A' , а также на режиме скольжения при нулевом угле атаки, причём угол скольжения определяется по формуле

$$\beta^0 = 15^0 - \frac{V_{\max\max}}{33,3} \text{ при } V_{\max\max} < 333 \text{ м/с};$$

$$\beta^0 = 8^0 - \frac{V_{\max\max}}{111}, \text{ но не менее } 3^0 \text{ при } V_{\max\max} > 333 \text{ м/с},$$

где $V_{\max\max}$ – индикаторная скорость, соответствующая $q_{\max\max}$.

Прочность передних стёкол фонаря также проверяется на случай C . Кроме того, прочность фонаря кабины должна быть проверена при несимметричном распределении нагрузки по поперечному сечению фонаря. Для этого с одной половины фонаря снимается, а к другой половине фонаря добавляется 10 % нагрузки от симметричного нагружения.

При отсутствии данных продувок распределение аэродинамической нагрузки принимается согласно нормам прочности [3, 4], в которых имеются эпюры относительных давлений на носовой части нескольких видов

фюзеляжей (рис. 6.15). Выбирается наиболее близкий по форме к рассчитываемому вариант фюзеляжа. Величины относительных давлений умножаются на $q_{\max\max}$. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

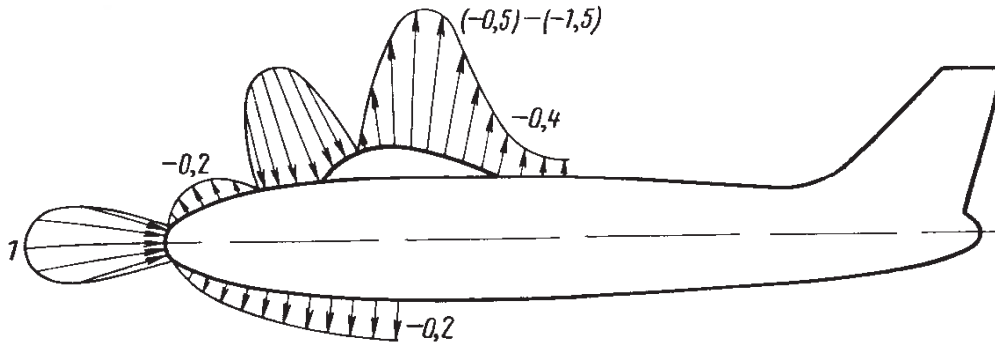


Рис. 6.15. Эпюры относительных давлений на носовой части фюзеляжа

Нагрузка на фонари гермокабин берётся, как указано выше, плюс избыточное давление в кабине. Коэффициент безопасности $f = 3$.

Кроме того, передние стёкла фонаря кабины проверяются расчётом и испытываются на ударную нагрузку (птицестойкость). При этом задаются массой птицы (для самолётов транспортной категории она составляет 1,8 кг) и скоростью соударения.

6.7. Расчёт деформаций фюзеляжа при кручении и изгибе

С увеличением скоростей полёта влияние деформации конструкции на управляемость оказывает всё большее значение. Эксперименты показывают, что самолёты, имеющие хорошую управляемость, имеют и относительно малые деформации.

Погонный угол закручивания фюзеляжа определяют по формуле

$$\theta = \frac{M_{кр}}{\Omega^2 G} \int \frac{ds}{\delta}.$$

Угол закручивания конечного сечения хвостовой части фюзеляжа относительно крыла равен

$$\varphi = \int_{z_0}^{l_{xg}} \theta \cdot dx = \frac{M_{кр}}{G} \cdot \int_0^{l_{xg}} \frac{1}{\Omega^2} \left(\int \frac{ds}{\delta} \right) \cdot dx. \quad (6.17)$$

Интеграл в (6.17) берётся численно с использованием, к примеру, формулы трапеций. Сначала мысленно разрезают хвостовую часть фюзеляжа на n отсеков одинаковой длины Δx . В каждом отсеке берут среднее сечение и для него вычисляют интеграл $\int_{s_i} \frac{ds}{\delta} = A_i$ и далее подсчитывают ве-

личину $B_i = \frac{A_i}{\Omega_i^2}$. После этого применяют формулу трапеций

$$\varphi = \frac{M_{кр} \cdot \Delta x}{G} \cdot \left(\sum_{i=0}^n B_i - 0,5 \cdot (B_0 + B_n) \right).$$

При расчёте прогибов фюзеляжа по аналогии с прямым крылом можно записать дифференциальные уравнения упругой линии балки в двух плоскостях

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M_z^{\mathcal{O}}}{EJ_z}; \quad \frac{d^2 z}{dx^2} = \frac{M_y^{\mathcal{O}}}{EJ_y}.$$

Дважды численно интегрируя эти уравнения от узлов крепления крыла в нос и в хвост фюзеляжа, сначала получим функции углов девиации (поворота сечения), а затем функции прогибов $y(x)$ и $z(x)$.

Приведём приближённые величины деформаций, полученные на основе статистики [9], которые не следует превышать при действии максимальной эксплуатационной нагрузки для всех расчётных случаев нагружения. Угол закручивания концевого сечения фюзеляжа $\varphi \leq 1,5^0$. При этом угол закручивания стабилизатора не должен превышать $2,5^0$. Угол девиации фюзеляжа в зоне крепления хвостового оперения не должен превосходить $1,0^0$ в плоскости наибольшей жёсткости и $0,5^0$ в плоскости наименьшей жёсткости.

6.8. Расчёт фюзеляжей на прочность в зоне больших вырезов

Если хотя бы один из линейных размеров выреза сравним с шириной (диаметром) фюзеляжа, то такой вырез является большим. К ним можно отнести вырезы под грузовые люки, бомболюки, фонари. Малые вырезы в

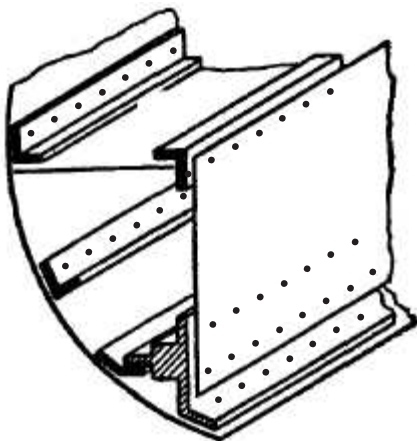


Рис. 6.16. Поперечное сечение типового бимса

виде смотровых лючков в расчёт не принимаются, поскольку они не влияют в целом на работу силовой конструкции. Подкрепление больших вырезов по контуру осуществляется в продольном направлении x лонжеронами (бимсами), а в поперечном направлении – усиленными шпангоутами. Бимсы выполняют в виде мощных прессованных профилей или тонкостенных балок с закрытым контуром поперечного сечения (рис. 6.16). Их продолжают в замкнутую часть фюзеляжа на некоторую дистанцию Δl , примерно равную ширине выреза, для полноценного включения бимсов в работу.

Длина большого выреза влияет на работу сечений фюзеляжа, главным образом, при кручении, а ширина выреза – при изгибе. Кроме того,

значительно влияет на работу сечений фюзеляжа форма подкрепления больших вырезов по их контуру.

6.8.1. Расчёт на изгиб в области большого выреза

В открытых сечениях фюзеляжа напряжения σ и τ определяют по известным формулам, как для открытых подкреплённых оболочек. Для упрощения расчётов заменим редуцированное сечение фюзеляжа гладкой оболочкой с толщиной δ_{np} , определяемой по формуле (6.5). При этом осевые моменты инерции открытого сечения круглого фюзеляжа радиуса R с одним вырезом (рис. 6.17) можно рассчитать по формулам [11]

$$J_z = k_z R^3 \delta_{np} \text{ и } J_y = k_y R^3 \delta_{np}. \quad (6.18)$$

Здесь k_z и k_y – коэффициенты, определяемые по рис. 6.18; $\bar{F}_\sigma = \frac{F_\sigma}{R\delta_{np}}$ – относительная

площадь сечения бимса; φ_σ – угол, характеризующий размер выреза. Статические моменты отсечённой части сечения вычисляют по формулам

$$\begin{cases} S_z = R^2 \delta_{np} (\sin \xi - \bar{y}_{cm} \xi); \\ S_y = R^2 \delta_{np} (\cos \xi + k_S), \end{cases} \quad (6.19)$$

где $\bar{y}_{cm} = \frac{y_{cm}}{R}$ и коэффициент k_S находим по рис. 6.19.

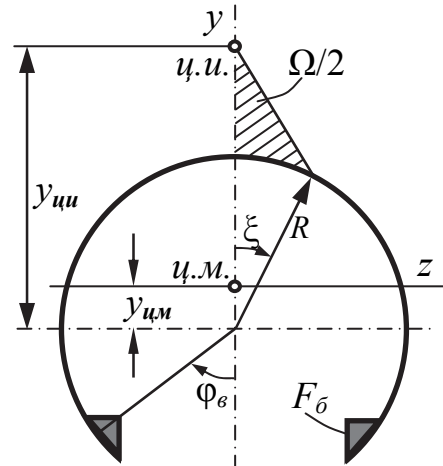


Рис. 6.17. Геометрия открытого сечения фюзеляжа

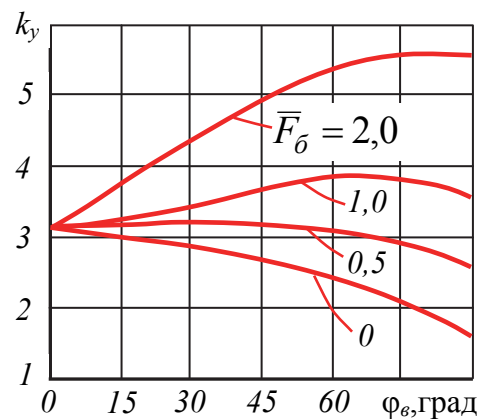
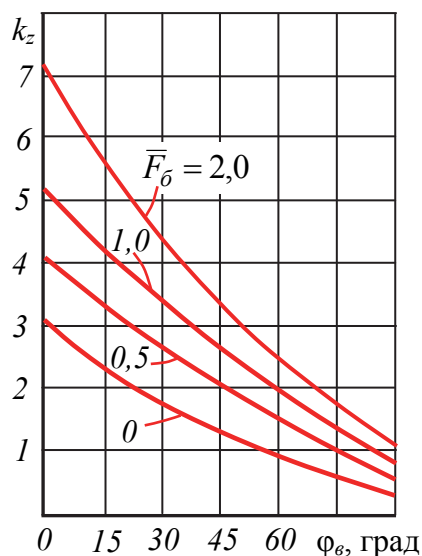


Рис. 6.18. Коэффициенты k_z и k_y для расчёта осевых моментов инерции

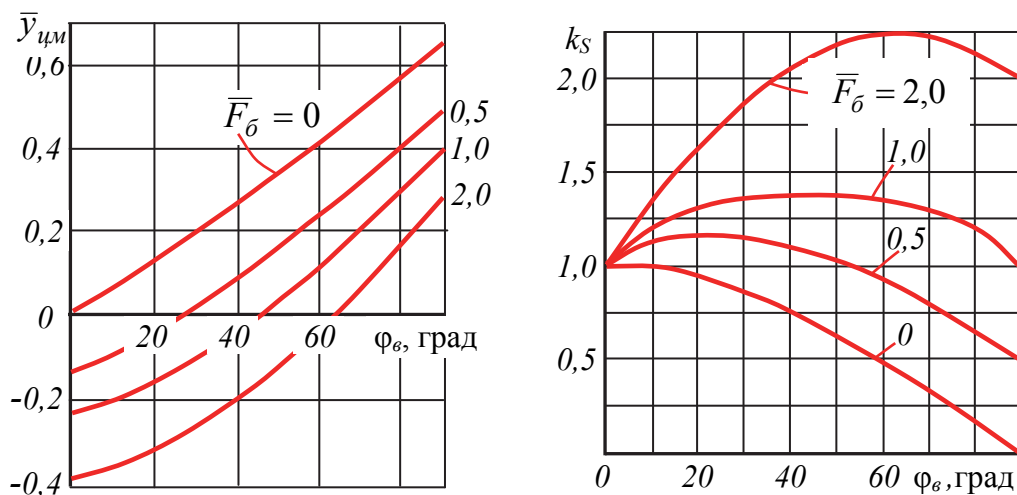


Рис. 6.19. Величины $\bar{y}_{цм}$ и k_S для расчёта статических моментов

Координаты произвольной точки контура, определяемые углом ξ ,
 $y = R \cdot (\cos \xi - \bar{y}_{цм})$; $z = R \cdot \sin \xi$.

Тогда нормальные напряжения и ПКС на открытых цилиндрических участках фюзеляжа находим по формулам [11]

$$\sigma_z = \frac{M_z}{k_z R^2 \delta_{np}} (\cos \xi - \bar{y}_{цм}); \quad q_{Qy} = \frac{Q_y}{k_z R} (\sin \xi - \bar{y}_{цм} \xi); \quad (6.20)$$

$$\sigma_y = \frac{M_y}{k_y R^2 \delta_{np}} \sin \xi; \quad q_{Qz} = \frac{Q_z}{k_y R} (\cos \xi + k_S). \quad (6.21)$$

Эпюры σ и q , полученные на основе этих формул, представлены на рис. 6.20.

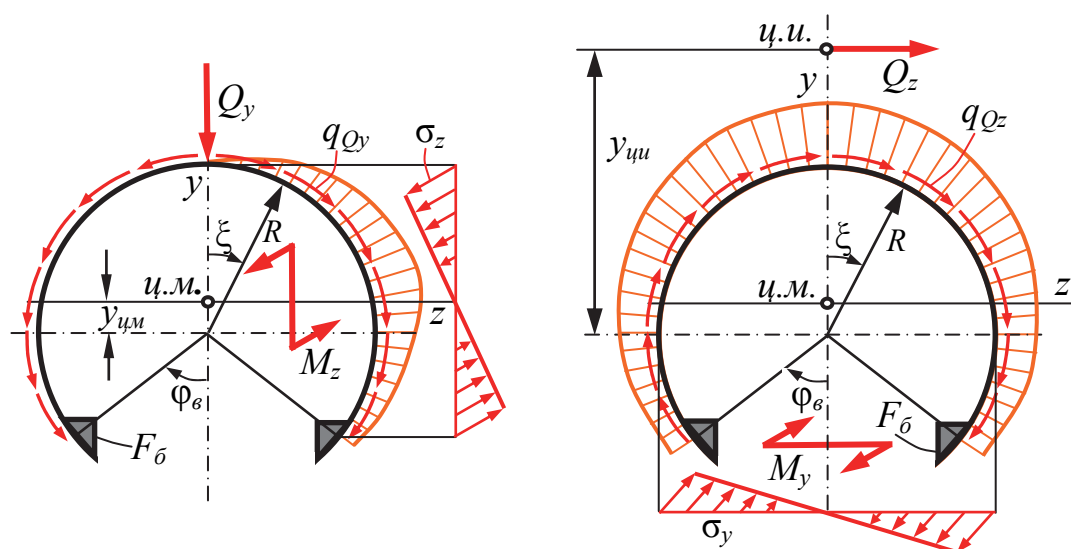


Рис. 6. 20. Эпюры нормальных напряжений и ПКС в открытом контуре

Рассмотрим работу закрытых сечений фюзеляжа на участках длиной $\Delta l \approx 2t_{un}$ (рис. 6.21), непосредственно примыкающих к вырезу. Передача здесь поперечной силы Q никаких особенностей в работу обшивок не вносит. Постановка усиленных шпангоутов на границе выреза обеспечивает восприятие и передачу ПКС с открытой на замкнутую область фюзеляжа и наоборот.

Выясним, как включаются в работу элементы продольного силового набора (стрингеры) совместно с присоединённой обшивкой, начиная от границы выреза и по мере удаления от неё, и на какой дистанции происходит полное включение стрингеров в работу. Существуют, по меньшей мере, три гипотезы [9], описывающие это явление.

По первой гипотезе, предложенной В.М. Стригуновым, все продольные силовые элементы включаются в работу по линейному закону, начиная от выреза и заканчивая шпангоутом 3-3 (см. рис. 6.21). Основное допущение – силовой шпангоут на границе выреза должен обладать значительной изгибной жёсткостью в своей плоскости, а в перпендикулярной плоскости он является упругим и практически не работает.

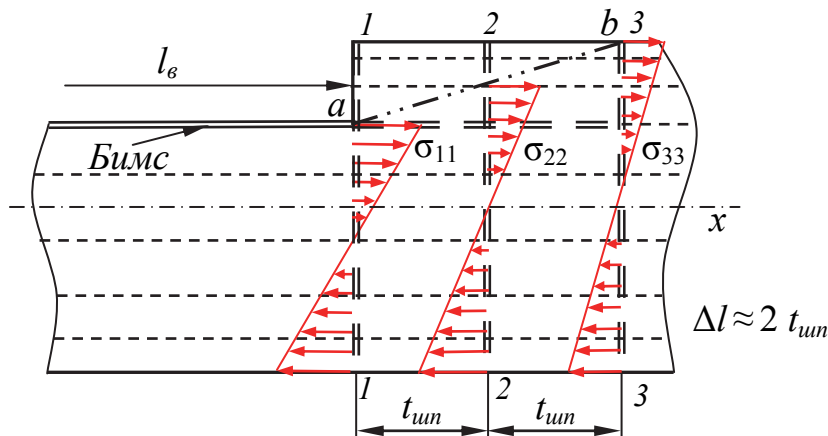


Рис. 6.21. Распределение σ в переходной зоне согласно первой гипотезе

В этом случае перемещения перерезанных стрингеров вдоль оси x ничем не стеснены. Тогда

$$\sigma_{11i} = \frac{M_{uz11}}{J_{np11}} \cdot y_i; \quad \sigma_{22i} = \frac{M_{uz22}}{J_{np22}} \cdot y_i; \quad \sigma_{33i} = \frac{M_{uz33}}{J_{np33}} \cdot y_i, \quad (6.22)$$

где в осевых моментах инерции учитываются только элементы, находящиеся ниже граничной плоскости ab .

Для уравновешивания нормальных напряжений σ на участке 1–3 должны возникнуть касательные напряжения τ_x (рис. 6.22). Если σ между сечениями изменяются линейно, то τ_x будут постоянными между этими сечениями.

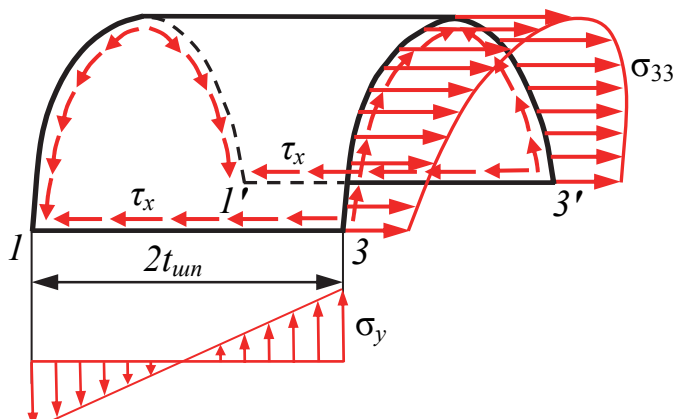


Рис. 6.22. Уравновешивание выделенной части в переходной зоне фюзеляжа

Запишем уравнение равновесия сил в проекции на ось x для верхней части элемента на участке $1-3$.

$$\sum_{i=1}^n \sigma_{33i} \cdot F_{cmi} - \tau_x \cdot 4\delta_{об} \cdot t_{un} = 0,$$

где n – количество стрингеров на верхней части дуги; F_{cmi} – площадь стрингера с присоединённой обшивкой.

Отсюда, учитывая последнюю из формул (6.22),

получим

$$\tau_x = \frac{M_{из33}}{J_{np33}} \cdot \frac{\tilde{S}_{z33}^{omc}}{4\delta_{об} \cdot t_{un}}.$$

Здесь \tilde{S}_{z33}^{omc} – статический момент верхней части $3-3'$, отсчёт которого производится от плоскости симметрии влево и вправо.

Поскольку равнодействующая σ_{33} действует не в плоскости среза с касательными усилиями τ_x , то возникнет изгибающий момент

$$M_{z33} = P_x \cdot h,$$

где $P_x = \sum_{i=1}^n \sigma_{33i} \cdot F_{cmi}$ – равнодействующая нормальных усилий; h – расстояние от равнодействующей P_x до плоскости среза обшивки. Момент уравновесится нормальными напряжениями σ_y в обшивке (см. рис. 6.22).

$$\sigma_{yi} = \frac{M_{z33}}{J_{об}} \cdot x_i,$$

где $J_{об} = \frac{2\delta_{об} \cdot (2t_{un})^3}{12} = \frac{4}{3} \delta_{об} t_{un}^3.$

По второй гипотезе, предложенной А.Ю. Ромашевским, рекомендуется включать в работу продольные силовые элементы фюзеляжа, начиная с поперечного сечения шпангоута $1-1$, поставленного на границе выреза (рис. 6.23). Закон изменения σ как по высоте, так и по длине также принимается линейным.

Согласно этой гипотезе, полагают, что усиленный шпангоут $1-1$ на границе выреза обладает жёсткостью не только в своей плоскости, но и в плоскости, нормальной к шпангоуту.

Для определения σ используют формулу

$$\sigma_i = \varphi \cdot \frac{M_{уз}}{J_{np}} \cdot y_i, \quad (6.23)$$

где φ – редуцированный коэффициент, учитывающий неполную работу продольных силовых элементов на границе выреза, расположенных выше бимса.

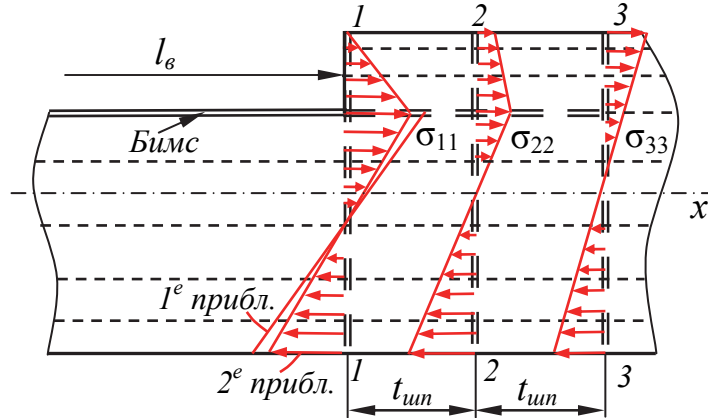


Рис. 6.23. Распределение σ в переходной зоне согласно второй гипотезе

В сечении по шпангоуту $1-1$ φ определяется как отношение действительного напряжения σ_δ к фиктивному σ_ϕ (рис. 6.24)

$$\varphi = \frac{\sigma_\delta}{\sigma_\phi}. \quad (6.24)$$

Используя подобие треугольников, определим эти напряжения

$$\sigma_\delta = \sigma_1 \cdot \frac{h_1 - y}{h_1 - y_1}; \quad \sigma_\phi = \sigma_{сж} \cdot \frac{y}{h_2}.$$

Подставив данные выражения в (6.24), получим

$$\varphi = \frac{\sigma_1}{\sigma_{сж}} \cdot \frac{h_1 - y}{h_1 - y_1} \cdot \frac{h_2}{y}. \quad (6.25)$$

Чтобы найти φ , необходимо знать σ_1 и $\sigma_{сж}$. В первом приближении принимают $\varphi_1 = 1$ и при подсчёте момента инерции в сечении $1-1$ не учитываются перерезанные продольные элементы.

Зная σ_1 и $\sigma_{сж}$ при $\varphi_1 = 1$, находят φ_2 по формуле (6.25). Затем определяют $J_{np2} > J_{np1}$ уже с учётом частичной работы верхней части сечения в соответствии со значением $0 \leq \varphi_2 \leq 1,0$. В этом случае σ получаются меньше, чем в первом приближении.

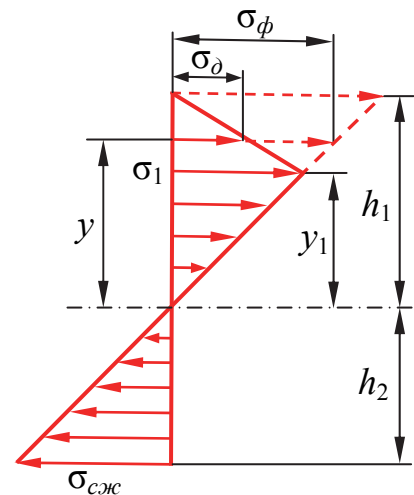


Рис. 6.24. Определение σ_δ и σ_ϕ в сечении $1-1$

Для определения φ в сечении 2-2 используют формулу

$$\varphi = \frac{\sigma_{22} + (\sigma_{11} - \sigma_{22}) \frac{h_1 - y_1}{h_1 - y} \cdot \frac{h_2}{y}}{\sigma_{сж}} \quad (6.26)$$

В сечении 3-3 все продольные элементы работают полностью, как и по первой гипотезе.

Третья гипотеза была предложена С.Н. Каном и И.А. Свердловым. Она рекомендует включать в работу продольные элементы по закону кубической параболы. За исходное напряжённое состояние принято распределение напряжений в замкнутом сечении $\sigma_{зам}$ (без выреза), а за дополнительное напряжённое состояние – распределение напряжения $\Delta\sigma$, изменяющееся вдоль участка $\Delta l \approx 2t_{ун} \approx B$ за вырезом.

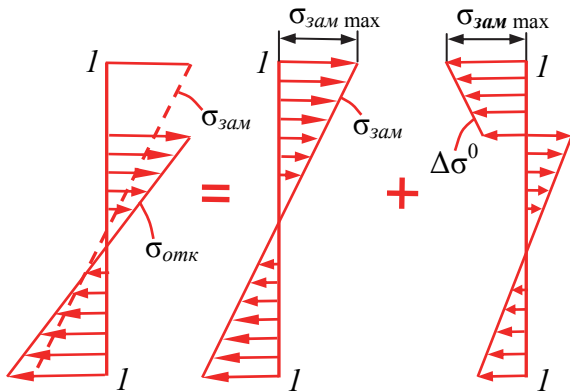


Рис. 6.25. К определению $\Delta\sigma^0$

где $\bar{x} = \frac{x}{B} = \frac{x}{2t_{ун}}$ – относительная координата, отсчитываемая от границы выреза; B – ширина выреза; $\Delta\sigma^0$ – дополнительное напряжение на границе выреза в сечении 1-1 (рис. 6.25) $\Delta\sigma^0 = \sigma_{отк} - \sigma_{зам}$. Эти напряжения являются самоуравновешенными.

Третья гипотеза отличается от первой только законом изменения σ на переходном участке.

В фюзеляже производят вырезы не только вверху или внизу, но и сбоку (под двери, грузовые люки и аварийные выходы). В этом случае ц.и. сечения смещается влево или вправо и возникает дополнительный крутящий момент от внешних сил, действующих в плоскости симметрии фюзеляжа.

6.8.2. Расчёт на кручение в области большого выреза

ПКС от кручения для замкнутых сечений фюзеляжа, когда обшивка не теряет устойчивости, приближённо определяются по формуле Бредта

$$q_{кр.зам} = \frac{M_{кр}}{\Omega},$$

где Ω – удвоенная площадь контура поперечного сечения.

При расчёте на кручение открытых сечений фюзеляжа необходимо решить два вопроса: определить положение ц.и., а значит, величину $M_{кр}$, и выяснить способ передачи $M_{кр}$ вдоль выреза.

Приближенно координату центра изгиба $\bar{y}_{ци}$ в открытом сечении оболочки (см. рис. 6.17) можно определить, используя графики на рис. 6.26. Поскольку положение ц.и. в открытом и замкнутом сечениях оболочки не совпадают, то и крутящий момент в этих сечениях будет различным, даже при отсутствии внешних скручивающих моментов в области большого выреза.

Существуют несколько методик расчёта на кручение открытых сечений фюзеляжа. Рассмотрим методику [11], в которой крутящий момент передаётся на открытом участке фюзеляжа изгибным кручением вертикальных боковых панелей, при этом в сечениях фюзеляжа возникают нормальные напряжения $\sigma_{кр}$ и ПКС $q_{кр.отк}$. Момент от ПКС $q_{кр.отк}$ уравнивает $M_{кр}$, а напряжения $\sigma_{кр}$ представляют самоуравновешенную систему. Эти нормальные напряжения определяют по теории открытых тонкостенных стержней, работающих в условиях стеснённого кручения

$$\sigma_{кр} = \frac{M_{кр} \cdot x}{J_{\Omega}} \cdot \Omega, \quad (6.28)$$

где $\Omega = R^2(\bar{y}_{ци} \sin \xi - \xi)$ – удвоенная секториальная площадь (на рис. 6.17 секториальная площадь заштрихована), полученная при отсчёте угла ξ от вертикального диаметра и полюсе, совпадающем с ц.и.; $J_{\Omega} = \sum \Omega^2 \cdot \Delta F \approx 2R^5 \delta_{пр} \eta$ – секториальный момент инерции; ΔF – элементарная площадь сечения фюзеляжа (стрингер с присоединенной полоской обшивки); η – коэффициент, определяемый по рис. 6.27; x – координата, отсчитываемая от точки A , соответствующей нулевому значению $\sigma_{кр}$.

Положение точки A по длине выреза зависит от соотношения изгибных жёсткостей замкнутых участков фюзеляжа, примыкающих к вырезу с двух сторон. Если эти жёсткости одинаковы, то точка A будет находиться на середине длины выреза (рис. 6.28). При наличии конусности по длине выреза нулевая точка с середины смещается в сторону участка с меньшей изгибной жёсткостью.

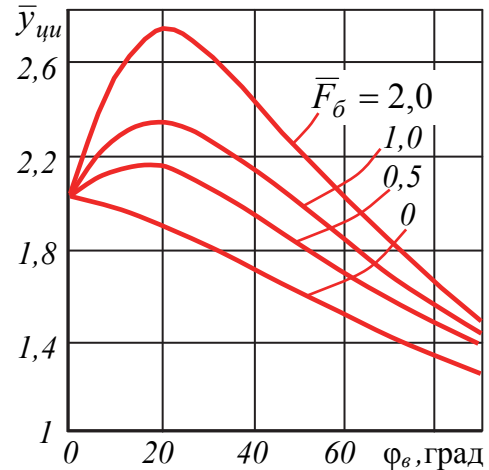


Рис. 6.26. Определение $\bar{y}_{ци}$

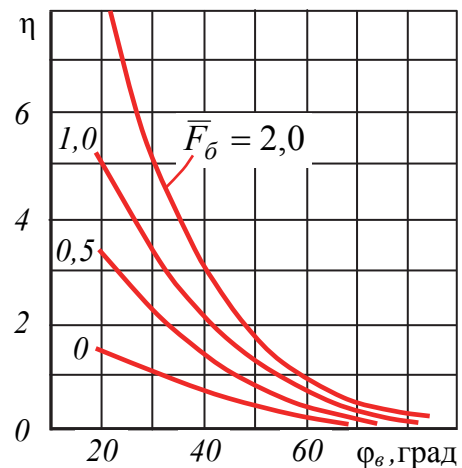


Рис. 6.27. Коэффициент η

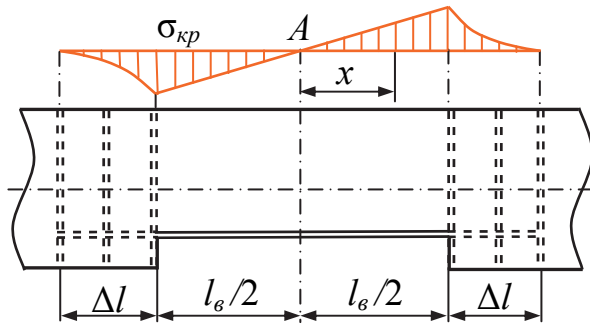


Рис. 6.28. Положение точки A

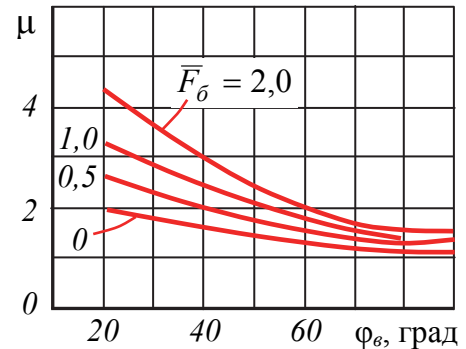


Рис. 6.29. Коэффициент μ

За пределами выреза $\sigma_{кр}$ быстро затухают, вызывая касательные усилия в обшивке. При расчётах обычно принимают линейный или кубический законы затухания $\sigma_{кр}$.

ПКС в сечениях по длине выреза определяют по формуле

$$q_{кр.отк} = \frac{M_{кр}}{J_{\Omega}} \cdot S_{\Omega} \quad (6.29)$$

Здесь $S_{\Omega} = \sum \Omega \cdot \Delta F \approx R^2 \delta_{np} (\mu - \xi^2 / 2 - \bar{y}_{ци} \cos \xi)$ – секториальный статический момент; μ – коэффициент, определяемый по рис. 6.29.

Эпюры напряжений, полученные по формулам (6.28) и (6.29), представлены на рис. 6.30.

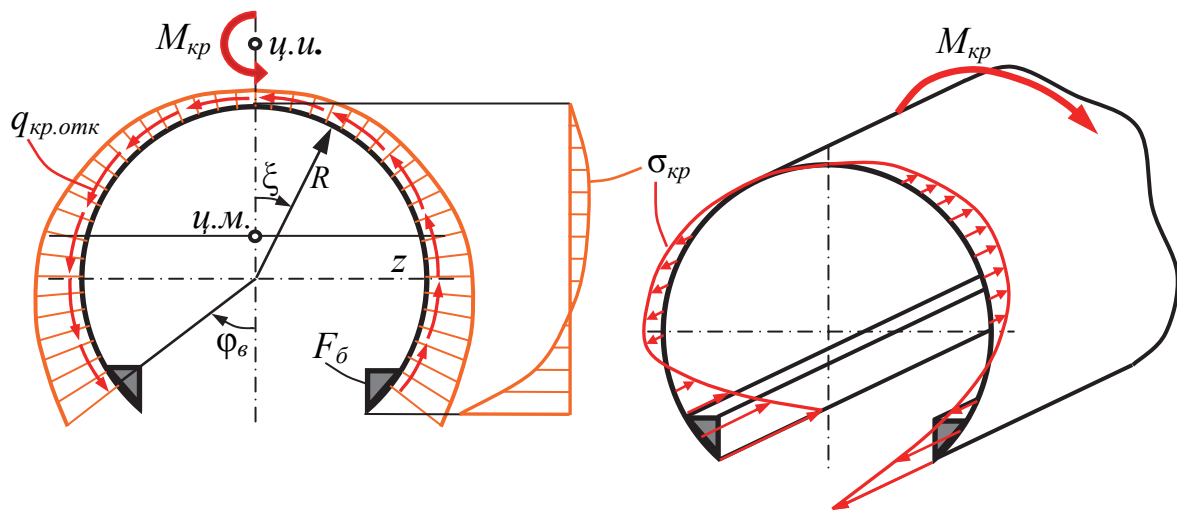


Рис. 6.30. ПКС и нормальные напряжения при изгибном кручении

При одновременном нагружении фюзеляжа изгибом и кручением необходимо нормальные напряжения и ПКС, полученные при расчёте конструкции на кручение, алгебраически сложить с напряжениями и ПКС, полученными при расчёте на поперечный изгиб.

7. РАСЧЁТ ШАССИ НА ПРОЧНОСТЬ И ЖЁСТКОСТЬ

Шасси воспринимает нагрузки, действующие на ЛА при его приземлении и движении по земле, а также за короткое время целиком поглощает энергию посадочного удара ЛА, которая переходит в работу совместного обжатия амортизаторов и пневматиков колёс. Эта работа определяется по формуле [16]

$$A = \frac{G_{noc} V_{y1}^2}{2g} + 0,25 G_{noc} H_{цм},$$

где G_{noc} – посадочный вес ЛА; V_{y1} – скорость ЛА, нормальная к поверхности взлётно-посадочной полосы (ВПП) в момент удара; $H_{цм}$ – вертикальное перемещение ц.м. ЛА из-за обжатия амортизаторов и пневматиков в процессе удара; 0,25 – коэффициент, учитывающий, что в момент удара $Y_{кр} \approx 0,75 G_{noc}$.

С другой стороны, эту же работу удара при посадке можно выразить через эквивалентную высоту падения в пустоте $H_{экр}$ или через приведенную вертикальную скорость падения ЛА в пустоте V_{ynp} .

$$A = G_{noc} H_{экр} = \frac{G_{noc} V_{ynp}^2}{2g}.$$

Совместно решая два последних уравнения, получим

$$V_{ynp} = \sqrt{V_{y1}^2 + 4,9 H_{цм}}. \quad (7.1)$$

Каждая опора шасси является самостоятельной амортизационной системой, которая воспринимает работу

$$A = \frac{m_{ред} V_{ynp}^2}{2},$$

где $m_{ред}$ – масса ЛА, приведенная к линии равнодействующей удара.

$$V_{y1} = V_y + V_{noc} \cdot \operatorname{tg} \nu,$$

где V_{noc} – посадочная скорость ЛА; ν – местный угол наклона ВПП.

Вертикальное перемещение ц.м. ЛА в процессе удара

$$H_{цм} = \psi \cdot h_{ам} + \delta_{пн},$$

где ψ – передаточный коэффициент, зависящий от геометрии стойки шасси; $h_{ам}$ – обжатие амортизационной стойки; $\delta_{пн}$ – обжатие пневматика.

Подставляя последние два выражения в (7.1), получим

$$V_{ynp} = \sqrt{(V_y + V_{noc} \cdot \operatorname{tg} \nu)^2 + 4,9(\psi \cdot h_{ам} + \delta_{пн})}. \quad (7.2)$$

Обычно рассматривают два расчётных варианта, определяющих величину V_{ynp} , а, следовательно, и работу, которая должна поглощаться амортизацией ЛА при нормальной и грубой посадках:

1) нормальная посадка ЛА происходит с высоты 1 м с вертикальной скоростью $V_y = 1,5$ м/с на ВПП с уклоном 0,03, при этом

$$A^{\text{н}} = \frac{m_{\text{ред}}(V_{y\text{нп}}^{\text{н}})^2}{2};$$

2) грубая (динамическая) посадка ЛА происходит с предельно допустимой высоты 2 м с вертикальной скоростью $V_y = 3,0$ м/с на ВПП с

$$\text{уклоном } 0,03, \text{ при этом } A^{\text{г}} = \frac{m_{\text{ред}}(V_{y\text{нп}}^{\text{г}})^2}{2}.$$

Формула (7.2) для случая нормальной посадки имеет вид [4]

$$V_{y\text{нп}}^{\text{н}} = \text{MIN} \left\{ 2,8; \sqrt{0,5(0,28 \cdot V_{\text{noc}} + 0,01\sqrt{G_{\text{noc}} + 8})} \right\}, \quad (7.3)$$

где V_{noc} – посадочная скорость, м/с; G_{noc} – посадочный вес, даН.

Для трёхточечной схемы шасси с передней опорой:

$$m_{\text{ред}} = m_{\text{noc}} - \text{ для основных опор}; \quad m_{\text{ред}} = \frac{m_{\text{noc}}}{1 + \frac{a^2}{i_z^2}} - \text{ для носовой опоры}.$$

Здесь $m_{\text{noc}} = \frac{G_{\text{noc}}}{g}$ – посадочная масса ЛА; $i_z = \sqrt{\frac{J_z}{m_{\text{noc}}}}$ – радиус инерции

самолёта на посадке; J_z – осевой момент инерции ЛА; a – вынос носовой опоры относительно ц.м. ЛА (рис. 7.1).

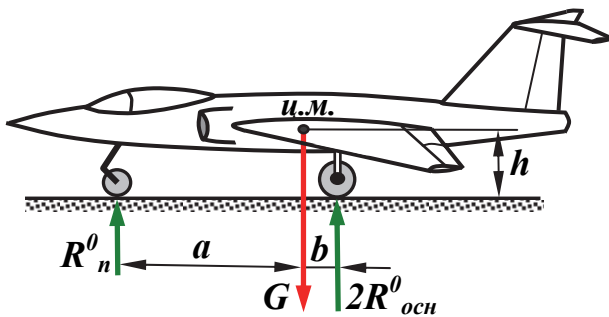


Рис. 7.1. Стояночные нагрузки на шасси

Максимальную работу, которую должна воспринять амортизационная система (стойки + пневматики) при динамическом приложении нагрузки (грубая посадка), определяем по формуле

$$A^{\text{г}} = \text{MAX} \left\{ 1,5 A^{\text{н}}; \frac{G_0}{G_{\text{noc}}} A^{\text{н}} \right\}.$$

Из уравнений равновесия найдём стояночные усилия на опоры для схемы шасси с носовой стойкой

$$\begin{cases} R_n^0 = G \cdot \frac{b}{a+b}; \\ R_{\text{осн}}^0 = G \cdot \frac{a}{2(a+b)}. \end{cases} \quad (7.4)$$

7.1. Основные расчётные случаи нагружения шасси

Все расчётные случаи нагружения шасси различных схем приведены в нормах прочности [3, 4]. Рассмотрим основные расчётные случаи нагружения применительно к трёхопорной схеме шасси с носовой стойкой.

Случай E_{III} – нормальная посадка на три опоры (**Случай E'_{III}** – нормальная посадка на две опоры). Нормальной считается посадка, когда в момент касания колёсами ВПП продольная ось ЛА Ox совпадает с направлением его движения, а поперечная ось Oz параллельна поверхности ВПП, т.е. посадка происходит без сноса и крена. При этом могут иметь место два положения ЛА относительно ВПП:

1) произошло одновременное касание ВПП всеми колёсами шасси (посадка на три точки);

2) произошло касание ВПП колёсами основных опор шасси, расположенных позади ц.м. ЛА (посадка на две точки).

При посадке ЛА на три точки на него действуют нагрузки, показанные на рис. 7.2. ЛА участвует в поступательном и вращательном движениях, при этом уравнения равновесия примут вид

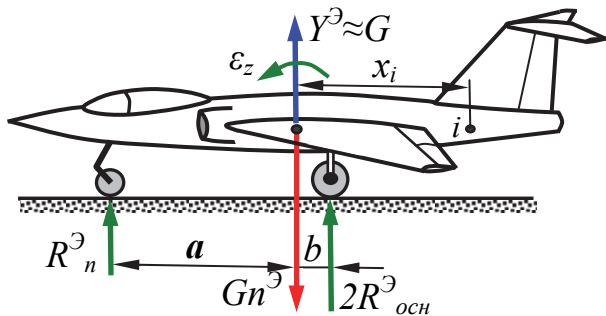


Рис. 7.2. Посадка на три точки

$$\begin{cases} \sum F_y = 0 \Rightarrow G_{noc} n^\ominus = 2R_{очн}^\ominus + R_n^\ominus + Y^\ominus; \\ \sum M_z = 0 \Rightarrow J_z \varepsilon_z = 2R_{очн}^\ominus b - R_n^\ominus a. \end{cases}$$

Перегрузка в i -й точке конструкции

$$n_i^\ominus = \frac{2R_{очн}^\ominus + R_n^\ominus + Y^\ominus}{G_{noc}} \pm \frac{\varepsilon_z x_i}{g}. \quad (7.5)$$

При нормальной посадке на две точки в уравнениях равновесия и в (7.5) принимают $R_n = 0$.

Эксплуатационную посадочную перегрузку определяют как минимум трёх значений:

$$n^\ominus = MIN \left\{ \frac{P_{max}^\ominus}{i \cdot P_{к.ст.нос}}; \frac{P_{мд}^\ominus}{P_{к.ст.нос}}; 2,6 + \frac{4500}{G_{noc} + 2500} \right\}, \quad (7.6)$$

где P_{max}^\ominus – максимальное усилие в опоре при поглощении амортизацией эксплуатационной работы A^\ominus ; i – количество колёс на опоре; $P_{к.ст.нос}$ – стояночная нагрузка на колесо при посадке; $P_{мд}^\ominus$ – максимально допустимая нагрузка на пневматик, гарантируемая его изготовителем.

Максимальная перегрузка при поглощении амортизационной системой (стойки + пневматики) максимальной работы A^{\max} определяется из выражения

$$n^{\max} = \text{MIN} \left\{ \frac{P_{\max}^{\max}}{i \cdot P_{\text{к.ст.нос}}}; \frac{P_{\text{пред}}}{P_{\text{к.ст.нос}}} \right\}, \quad (7.7)$$

где P_{\max}^{\max} – максимальное усилие в опоре при поглощении амортизацией максимальной работы A^{\max} ; $P_{\text{пред}}$ – предельная нагрузка на колесо, гарантируемая его изготовителем.

Способность амортизационной системы поглощать эксплуатационную $A^{\text{э}}$ и максимальную A^{\max} работы в соответствии с установленными требованиями должна быть подтверждена динамическими испытаниями на копре.

Коэффициент безопасности по отношению к эксплуатационной перегрузке при поглощении амортизацией эксплуатационной работы $A^{\text{э}}$ принимается равным $f = 1,5$ для шасси и 1,65 для других агрегатов ЛА, а по отношению к перегрузке при поглощении максимальной работы A^{\max} – $f = 1,3$ для всего ЛА.

Расчётное усилие на основную опору

$$R_{\text{осн}}^P = \text{MAX} \left\{ R_{\text{осн}}^0 n^{\text{э}} f; R_{\text{осн}}^0 n^{\max} f \right\}. \quad (7.8)$$

Этот случай является расчётным для проверки прочности цилиндра, штока, других элементов амортизации.

Случай $G_{\text{ш}}$ – посадка ЛА с передним ударом в основные опоры шасси. Большие лобовые нагрузки на шасси имеют место не только из-за раскрутки колёс в первый момент посадки. При пробеге по неровной поверхности аэродрома и в процессе торможения после посадки также возникают значительные нагрузки на шасси, направленные назад.

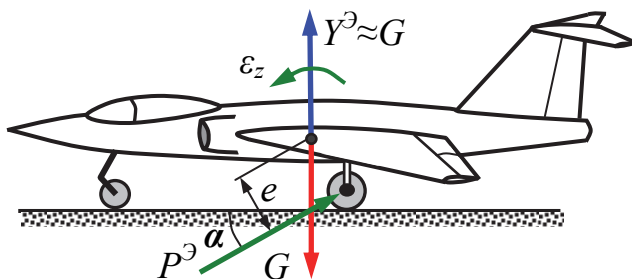


Рис. 7.3. Посадка с передним ударом в основные опоры шасси

Нагрузка проходит через ось колеса и направлена спереди и снизу под углом α к горизонту. Уравнение моментов примет вид

$$\sum M_z = 0 \Rightarrow J_z \varepsilon_z = P^{\text{э}} e. \quad (7.9)$$

Величины угла α , n_G^\ominus задаются в зависимости от схемы шасси и размеров его элементов. Например, для трёхопорной схемы шасси с носовой стойкой, $\alpha^0 = 20^\circ + 0,025D$, где D – диаметр основных колёс, мм;

$$n_G^\ominus = 1,5; \quad P^\ominus = n_G^\ominus \frac{G_{noc}}{2}.$$

Коэффициент безопасности для шасси $f = 1,5$, для остальных агрегатов ЛА $f = 1,65$.

Этот случай введён для проверки прочности задних подкосов основных опор шасси.

Случай R_{1u} – посадка ЛА с боковым ударом в основные опоры шасси. При наличии бокового ветра посадка происходит с углами сноса и крена, при этом имеет место несимметричное нагружение шасси и ЛА в целом (рис. 7.4.).

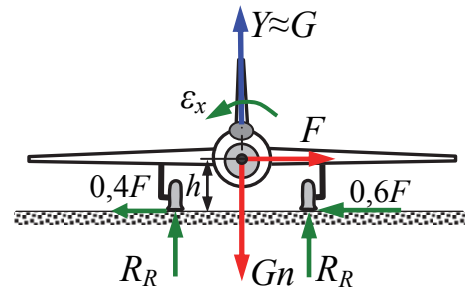


Рис. 7.4. Посадка с боковым ударом в основные опоры

Уравнения равновесия имеют вид

$$\begin{cases} \sum F_y = 0 \Rightarrow G_{noc} n^\ominus = 2R_R^\ominus + Y^\ominus; \\ \sum F_z = 0 \Rightarrow G_{noc} n_{R1}^\ominus = F; \\ \sum M_x = 0 \Rightarrow J_x \varepsilon_x = F \cdot h. \end{cases}$$

Расчётная вертикальная реакция на каждой основной опоре $R_R^P = 0,375R_E^P$, боковая сила (сила трения) по направлению оси z $F^P = G \cdot n_{R1}^\ominus \cdot f$, боковая перегрузка

$$n_{R1}^\ominus = \text{MAX} \left\{ 0,32; \frac{V_{noc}}{67} \right\}, \quad (7.10)$$

где V_{noc} – посадочная скорость, м/с.

Этот случай является расчётным для проверки прочности боковых подкосов основных опор шасси.

Существуют и другие случаи нагружения шасси, например, R_{2u} – разворот при рулёжке, T_u – посадка с торможением, а также комбинации рассмотренных случаев, например, $E'_{uu} + G_{uu}$ – посадка на две опоры с нераскрученными колесами. Подробнее об этих случаях нагружения шасси можно узнать из [4].

7.2. Расчёт шасси балочного типа с подкосом

Во всех расчётных случаях нагружения, согласно нормам прочности, исследуются стойки шасси с обжатыми амортизатором и пневматиками. Величина обжатия определяется действующими нагрузками и схемой шасси.

Рассмотрим, например, случай нагружения $E_{ш}$ для основной опоры шасси балочного типа с подкосом. Здесь амортизатор находится в стойке опоры. Реакцию ВПП $R_{осч}$, действующую на колесо основной опоры, переносят на ось колеса и раскладывают на две составляющие: вдоль оси стойки $R_y = R_{осч} \cdot \cos \alpha$ и перпендикулярно к ней $R_x = R_{осч} \cdot \sin \alpha$ (рис. 7.5).

Нагрузки от составляющей R_y . Полуось работает на изгиб в вертикальной плоскости. Шток работает на сжатие и изгиб. Цилиндр работает на изгиб и внутреннее давление. В сечении 3 к цилиндру крепится подкос, усилие в котором S_n на плече t создаёт момент, уравновешивающий в сечении 5 внешний момент $R_y \cdot c$.

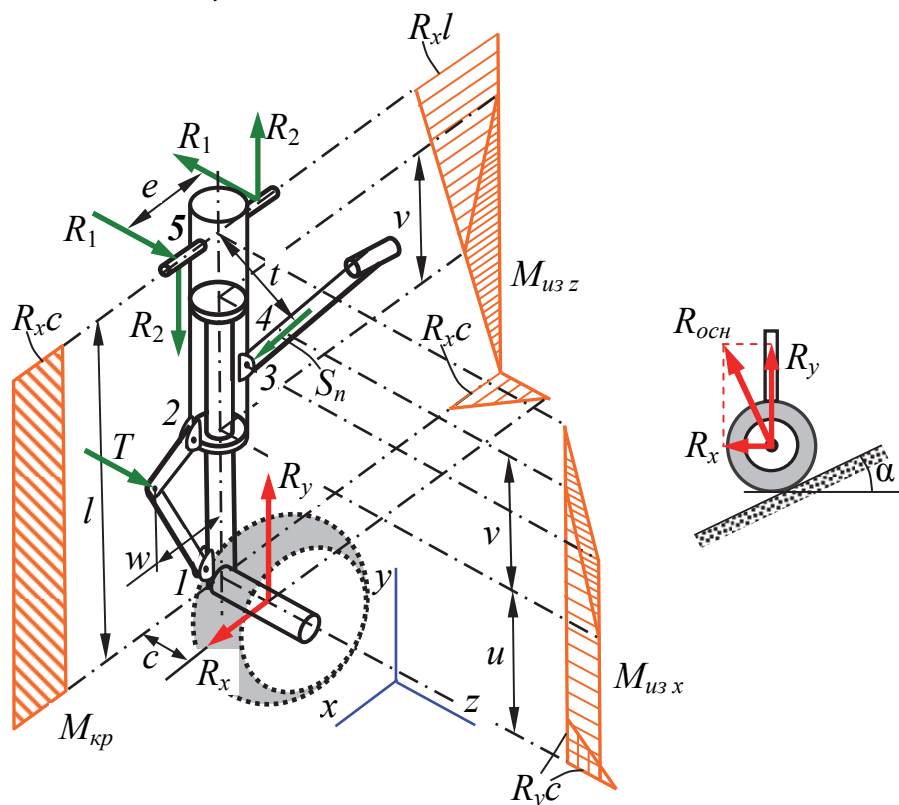


Рис. 7.5. Эпюры моментов для шасси балочного типа с подкосом

Нагрузки от составляющей R_x . Полуось работает на изгиб в горизонтальной плоскости. Шток работает на сжатие и изгиб. Крутящий момент воспринимает траверса (двухзвенник) и передаёт его на цилиндр и далее на опору. Цилиндр работает на изгиб и кручение. В опорах сечения 5 возникают реактивные пары сил $R_1 \cdot e$ и $R_2 \cdot e$.

Каждое звено траверсы рассчитывают на изгиб как консоль, нагруженную на конце силой T

$$R_x \cdot c = T \cdot w \Rightarrow T = R_x \cdot \frac{c}{w}.$$

Рассматривая эпюры для всех посадочных случаев нагружения, проводят сначала проектировочный, а затем проверочный расчёт на прочность всех стержневых элементов опоры шасси.

Каждый элемент шасси рассчитывают как стержень, работающий, как правило, в условиях сложного сопротивления. Трубчатую полуось рассчитывают на изгиб в корневом сечении I

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{uz \max}}{W} = \frac{\left(\sqrt{R_x^2 + R_y^2}\right) \cdot c}{W} = \frac{R_{очн} \cdot c}{W} \leq \kappa_1 \kappa_2 \sigma_b,$$

где $W = \frac{\pi}{32D} (D^4 - d^4)$ – осевой момент сопротивления сечения I , D и d – внешний и внутренний диаметры кольцевого сечения соответственно.

Максимальные нормальные напряжения в штоке амортизатора наблюдаются в сечении 2 на наружной поверхности от изгиба и сжатия

$$\sigma_{\max} = \pm \frac{M_{uz \max}}{W} - \frac{N}{F} = \pm \frac{\sqrt{(R_x u)^2 + (R_y \cdot c)^2}}{W} - \frac{R_y}{F} \leq \kappa_1 \kappa_2 \sigma_b,$$

где $F = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2)$ – площадь поперечного сечения штока.

Максимальные нормальные напряжения в цилиндре амортизатора наблюдаются в сечениях 4 или 5 на наружной поверхности от изгиба и сжатия. Например, в сечении 5

$$\sigma_{\max} = \pm \frac{M_{uz \max}}{W} - \frac{N}{F} = \pm \frac{\left(\sqrt{(R_x (u + v))^2 + (R_y \cdot c)^2}\right)}{W} - \frac{R_y}{F}.$$

К ним необходимо добавить нормальные растягивающие напряжения от избыточного давления внутри цилиндра амортизатора.

Максимальные касательные напряжения в цилиндре амортизатора наблюдаются на его наружной поверхности

$$\tau_{\max} = \frac{M_{kp}}{W_p} = \frac{R_x \cdot c}{W_p},$$

где $W = \frac{\pi}{16D} (D^4 - d^4)$ – полярный момент сопротивления сечения.

Общую оценку прочности проводят по третьей теории прочности

$$\sigma_{экв} = \sqrt{\sigma_{\max}^2 + 4\tau_{\max}^2} \leq \kappa_1 \kappa_2 \sigma_b.$$

7.3. Расчёт шасси балочного типа с рычажной подвеской колеса

Рассмотрим расчёт основной опоры шасси с рычажной подвеской колеса и вынесенным амортизатором, например, в случае нагружения $E_{ш}$. В отличие от предыдущей схемы здесь амортизатор работает только на сжатие (рис. 7.6). Реакцию ВПП $R_{осч}$ удобно раскладывать по осям x и y , связанным со стойкой, а также по осям $x1$ и $y1$, связанным с рычагом. Из уравнения моментов относительно оси 3 определяют сжимающее усилие в амортизаторе $S_{ам}$.

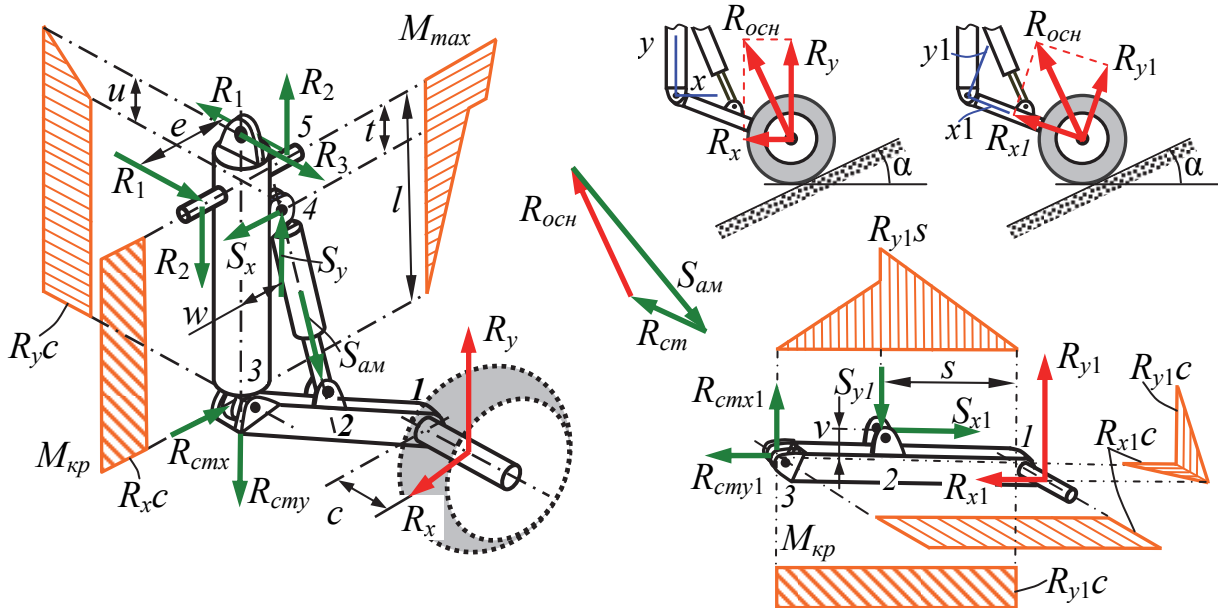


Рис. 7.6. Эпюры моментов для шасси с рычажной подвеской колеса

Зная $R_{осч}$ и $S_{ам}$, из силового треугольника находят реакцию стойки $R_{см}$. После этого, последовательно рассматривая полуось, рычаг и стойку, строят эпюры моментов. Так, в сечении 5 стойки в плоскости $xу$

$$M_{\max} = R_{смx}l + S_y w - S_x t.$$

Обычно рычаг представляет собой коробчатый тонкостенный стержень прямоугольного поперечного сечения (рис. 7.7). Максимальные нормальные напряжения возникают по углам сечения 2

$$\sigma_{\max} = \frac{R_{y1}s}{W_z} + \frac{R_{x1}c}{W_{y1}} + \frac{R_{x1}}{2(a_1 + b_1) \cdot \delta}.$$

Касательные напряжения от кручения

$$\tau_{кр} = \frac{R_{y1}c}{2a_1 b_1 \delta}.$$

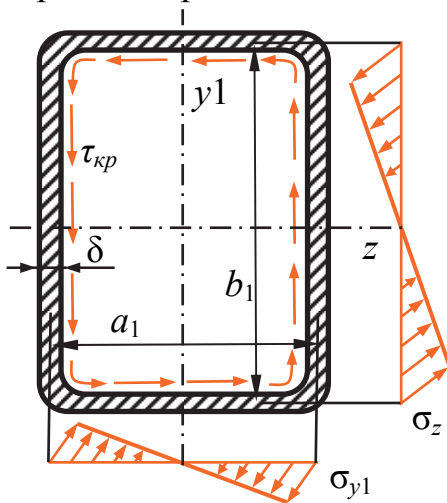


Рис. 7.7. Поперечное сечение рычага

Для общей оценки прочности используют третью теорию прочности.

7.4. Подбор колёс для основных и носовой опор шасси

Конструкция и номенклатура авиаколёс являются стандартными, все данные по ним содержатся в каталогах авиаколёс. Авиационное колесо состоит из авиационной шины – пневматика, барабана и тормоза. Колёса носовых, хвостовых и подкрыльных опор обычно не имеют тормозов. Прочность колёс, их надёжность и ресурс проверяются испытаниями на заводе-изготовителе.

Стояночная нагрузка на колесо основной опоры при взлете ЛА

$$P_{к.ст.взл} = \frac{G_0}{n \cdot i} \cdot \frac{a}{a+b},$$

где n – количество основных опор шасси; i – количество колёс на каждой из основных опор; a – расстояние от передней опоры до ц.м. ЛА (см. рис. 7.1); $a+b$ – база шасси.

Стояночная нагрузка на колесо основной опоры при посадке ЛА

$$P_{к.ст.пос} = \frac{G_{пос}}{n \cdot i} \cdot \frac{a}{a+b}.$$

При подборе колёс для основных опор необходимо выполнить следующие четыре условия [12]:

$$\begin{cases} P_{к.ст.взл} \leq P_{к.ст.взл.кат}; \\ P_{к.ст.пос} \leq P_{к.ст.пос.кат}; \\ V_{отр} \leq V_{отр.кат}; \\ V_{пос} \leq V_{пос.кат}. \end{cases}$$

Здесь в правой части неравенств указаны значения характеристик колеса по каталогу; $V_{отр}$ и $V_{пос}$ – соответственно скорость отрыва и посадочная скорость исследуемого ЛА.

Если для подобранного колеса $P_{к.ст.взл}$ существенно меньше $P_{к.ст.взл.кат}$, то для сохранения стояночного обжатия, указанного в каталоге, необходимо уменьшить давление в пневматике p_0 до величины

$$p_0 = p_{0.кат} \frac{P_{к.ст.взл}}{P_{к.ст.взл.кат}}.$$

Для полученного p_0 корректируются каталожные значения максимальной допустимой ударной нагрузки $P_{мд}$ и соответствующее ей значение работы пневматика $A_{мд}$:

$$P_{мд} = P_{мд.кат} \frac{p_0}{p_{0.кат}}; \quad A_{мд} = A_{мд.кат} \frac{p_0}{p_{0.кат}}.$$

Тормоза авиаколёс воспринимают и рассеивают значительную часть кинетической энергии при послепосадочном пробеге ЛА по ВПП. Они также используются при опробывании двигателей, на стоянке с уклоном, при маневрировании на земле, для достижения максимального ускорения ЛА в момент старта.

В каталоге авиаколёс задают величину максимального тормозного момента $M_{т.кат}$ и максимальную энергоёмкость тормозов $A_{т.кат}$.

При проверке тормоза колеса на энергоёмкость должно выполняться условие

$$A_{т.кол} \leq A_{т.кат},$$

где $A_{т.кол} = \frac{\kappa_m P_{к.ст.нос} V_{нос}^2}{2g}$ – энергия, которую необходимо поглотить

тормозу колеса при пробеге. Здесь κ_m – коэффициент, учитывающий долю кинетической энергии ЛА, поглощаемую при его пробеге только тормозами колёс.

Проверка тормоза колеса по тормозному моменту проводится для трёх случаев:

1) реализации предельного коэффициента трения (сцепления) авиацины с поверхностью ВПП

$$P_{к.ст.взл} \mu_{np} R \leq M_{т.кат},$$

где μ_{np} – предельный коэффициент трения пневматика о ВПП (для сухого бетона $\mu_{np} = 0,35$); R – расстояние от оси колеса до ВПП при взлёте;

2) предотвращения проворачивания заторможенных колёс при работе всех двигателей на взлётном режиме

$$P_0 R \leq n \cdot i \cdot M_{т.кат},$$

где P_0 – стартовая тяга всех двигателей;

3) удержания ЛА на стоянке с максимальным уклоном $\operatorname{tg} \nu = 0,1$ $G_0 R \cdot \operatorname{tg} \nu \leq n \cdot i \cdot M_{т.кат}$.

Стояночная нагрузка на колесо передней опоры при взлете ЛА

$$P_{к.ст.взл} = \frac{G_0}{i} \cdot \frac{b}{a+b},$$

где i – количество колёс на передней опоре.

Динамическая нагрузка на колесо передней опоры при посадке ЛА

$$P_{к.дин} = \frac{G_{нос}}{i} \cdot \left(\frac{b}{a+b} + \frac{a_2}{g} \cdot \frac{h}{a+b} \right) \cdot \frac{b}{a+b},$$

где a_2 – горизонтальное замедление при торможении ЛА.

При подборе колёс для носовой опоры также необходимо выполнить следующие четыре условия [12]:

$$\begin{cases} P_{к.ст.взл} \leq P_{к.ст.взл.кат} ; \\ P_{к.дин} \leq P_{к.дин.кат} ; \\ V_{отр} \leq V_{отр.кат} ; \\ V_{нос} \leq V_{нос.кат} . \end{cases}$$

Если для выбранного колеса $P_{к.дин}$ существенно меньше $P_{к.дин.кат}$, то для сохранения стояночного обжатия, указанного в каталоге, необходимо уменьшить давление в пневматике p_0 до величины

$$p_0 = p_{0кат} \frac{P_{к.дин}}{P_{к.дин.кат}} .$$

Для полученного p_0 корректируются каталожные значения максимальной допустимой ударной нагрузки $P_{мд}$ и соответствующее ей значение работы пневматика $A_{мд}$.

7.5. Проектировочный расчёт амортизатора основной опоры шасси

Максимальная энергия, приходящаяся на амортизатор,

$$A_{ам}^{max} = A^{max} - n \cdot i \cdot A_{н.о} ,$$

где $A_{н.о} \approx 1,1A_{мд}$ – энергия, воспринимаемая пневматиком при его полном обжатии.

Максимальный ход амортизатора при восприятии им энергии $A_{ам}^{max}$ определим по формуле

$$s_{max} = \frac{A_{ам}^{max}}{P_{ам}^{max} \eta} ,$$

где $\eta = 0,65 \dots 0,75$ – коэффициент полноты диаграммы обжатия газожидкостного амортизатора; $P_{ам}^{max}$ – сила сопротивления амортизатора при восприятии им энергии $A_{ам}^{max}$.

Для основных опор шасси

$$P_{ам}^{max} = i \cdot P_{к.ст.нос} \cdot n^{max} \cdot \psi_{s_{max}} ,$$

где $\psi_{s_{max}}$ – передаточный коэффициент при s_{max} .

Затем определяем площадь газового поршня амортизатора

$$F_2 = \frac{P_{ам0}(1 - \chi)}{P_{20}} ,$$

где p_{z0} – давление зарядки амортизатора; χ – коэффициент, учитывающий сопротивление трения в уплотнениях и в направляющих буксах амортизатора ($\chi = 0,2$, если амортизатор загружен изгибом, в противном случае $\chi = 0,1$); $P_{ам0}$ – усилие предварительной затяжки амортизатора.

Для основных опор шасси

$$P_{ам0} = n_0 i \cdot P_{к.ст.нос} \Psi_0,$$

где Ψ_0 – передаточный коэффициент при $s = 0$; n_0 – коэффициент предварительной затяжки амортизатора. От величины n_0 зависят жёсткость амортизатора и величина объёма его газовой камеры. Для опор шасси с непосредственным креплением колёс или тележки к амортизатору $n_0 = 0,4 \dots 0,7$; для опор шасси с рычажной подвеской колёс $n_0 = 0,7 \dots 1,0$.

Процесс обжатия амортизатора описывается уравнением политропы

$$p \cdot v^n = \text{const}.$$

В расчётах газо-жидкостной амортизации показатель политропы $n = 1,2$.

Из последнего уравнения можно определить начальный объём газовой камеры

$$v_0 = \frac{F_z s_{\max}}{1 - \left(\frac{n_0 \cdot \Psi_0}{n^{\max} \cdot \Psi_{S_{\max}}} \right)^{\frac{1}{n}}}.$$

8. РАСЧЁТНЫЕ СЛУЧАИ НАГРУЖЕНИЯ МОТОУСТАНОВОК

На установки под двигатели в полёте и на взлёте-посадке ЛА действуют следующие виды нагрузок: собственный вес двигателя $G_{дв}$ с навесным оборудованием (моторама, винт, редуктор, капот и др.), инерционные силы в криволинейном полёте или в случае грубой посадки, тяга двигателя или винта. Дополнительно учитывается воздействие аэродинамических сил и гироскопических моментов. Последнее связано с высокой частотой вращения и значительной массой винта и ротора газотурбинного двигателя. В нормах прочности [4] рассматривается ряд расчётных случаев.

Случай $A_{дв}$. Соответствует случаю A при расчёте крыла. Расчётная нагрузка:

$$\begin{cases} \text{для поршневых двигателей} & P_{дв}^P = f \cdot G_{дв} \cdot (n_A^{\mathcal{E}} + 1,5); \\ \text{для газотурбинных двигателей} & P_{дв}^P = f \cdot G_{дв} \cdot n_A^{\mathcal{E}}. \end{cases} \quad (8.1)$$

Увеличение перегрузки на 1,5 в первой формуле обусловлено вибрациями из-за неуравновешенности винтомоторной группы, эта величина действует только до болтов крепления мотоустановки к крылу или к фюзеляжу.

Здесь также учитывается суммарный гироскопический момент двигателя и винта при угловой скорости вращения ЛА $\omega_z = 2,7 \sqrt{\frac{n_{\max}^{\mathcal{E}}}{G/S}}$, с^{-1} .

Случай $D_{\partial\delta}$. Соответствует случаю D при расчёте крыла. Расчётная нагрузка:

$$\begin{cases} \text{для поршневых двигателей} & P_{\partial\delta}^P = f \cdot G_{\partial\delta} \cdot \left(|n_D^{\mathcal{E}}| + 1,5 \right); \\ \text{для газотурбинных двигателей} & P_{\partial\delta}^P = f \cdot G_{\partial\delta} \cdot |n_D^{\mathcal{E}}|. \end{cases} \quad (8.2)$$

Здесь также учитывается суммарный гироскопический момент двигателя и винта при угловой скорости вращения ЛА $\omega_z = 2,7 \sqrt{\frac{|n_{\min}^{\mathcal{E}}|}{G/S}}$, с^{-1} .

Нагрузка действует снизу вверх.

Коэффициент безопасности для этих двух случаев $f = 1,5$. Нагрузка прикладывается по нормали к оси вращения двигателя.

Случай $H_{\partial\delta}$. Боковое нагружение (при посадке со сносом или на вираже). На двигатель действуют: вертикальная нагрузка (вниз) $P_y^{\mathcal{E}} = G_{\partial\delta}$ и боковая нагрузка $P_z^{\mathcal{E}} = n_H^{\mathcal{E}} \cdot G_{\partial\delta}$.

Боковая перегрузка $n_H^{\mathcal{E}} = \pm 1,5$ – для самолетов с площадью крыла $S \leq 80 \text{ м}^2$ и $n_H^{\mathcal{E}} = \pm 1,0$ – для самолетов с площадью крыла $S \geq 100 \text{ м}^2$. Для $80 < S < 100 \text{ м}^2$ значение $n_H^{\mathcal{E}}$ определяется линейной интерполяцией.

При расположении двигателя на крыле боковая сила берется не меньше, чем $P_z^{\mathcal{E}} = \frac{\omega_x^2 r}{g} G_{\partial\delta}$, где $\omega_x = \frac{10}{l}$, но не более 2 с^{-1} ; l – размах крыла, м; r – расстояние от центра масс двигателя до центра масс самолета при виде в плане, м.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Случай $M_{\partial\delta}$. Рассматривается работа двигателя на стоянке ЛА. Учитываются максимальная тяга, реактивный момент от винта и вес двигателя. Коэффициент безопасности $f = 2$.

Кроме основных расчётных случаев также рассматриваются комбинированные случаи.

Случай $A_{\partial\delta} + M_{\partial\delta}$. В этом случае действует сила, соответствующая случаю $A_{\partial\delta}$, а также тяга и реактивный момент, соответствующие полётному случаю A . Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай $D_{\partial\delta}+M_{\partial\delta}$. В этом случае действует сила, соответствующая случаю $D_{\partial\delta}$, а также тяга и реактивный момент, соответствующие полётному случаю D . Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай $H_{\partial\delta}+M_{\partial\delta}$. В этом случае действуют силы и моменты, соответствующие случаям $H_{\partial\delta}$ и $M_{\partial\delta}$. Коэффициент безопасности $f = 2$.

Величину гироскопического момента определяют по формуле

$$M_{\Gamma} = J_x \cdot \omega_x \cdot \omega_z,$$

где ω_x и J_x – угловая скорость и момент инерции вращающихся частей двигательной установки относительно оси вращения x ; ω_z – угловая скорость вращения ЛА относительно боковой оси z в полёте. Гироскопический момент стремится повернуть ось вращения двигателя x так, чтобы она совместилась с осью z .

Для определения аэродинамических нагрузок на гондолы проводят испытания в аэродинамической трубе при числах M и углах атаки α , соответствующих случаям A' , C и D' , а также на режиме скольжения при $V_{\max\max} (V_D)$ и $\alpha = 0$, причём угол скольжения выбирают по формуле

$$\beta^0 = 15^\circ - \frac{V_{\max\max}}{33,3}, \text{ при } V_{\max\max} < 333 \text{ м/с};$$

$$\beta^0 = 8^\circ - \frac{V_{\max\max}}{111}, \text{ но не менее } 3^\circ, \text{ при } V_{\max\max} > 333 \text{ м/с}.$$

9. АЭРОУПРУГОСТЬ

До настоящего момента мы рассматривали прочностные задачи в статической постановке. На практике в процессе полёта ЛА испытывает перманентное динамическое взаимодействие сил инерции, сил упругости и аэродинамических сил, что при определённых условиях может привести к флаттеру (от англ. *flutter* – дрожание, вибрация) – динамической неустойчивости конструкции в потоке газа.

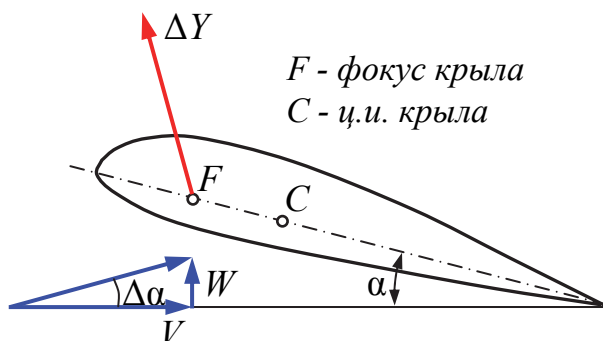


Рис. 9.1. Возникновение дивергенции

Разработанная учёными-механиками теория флаттера позволяет сегодня достаточно точно моделировать различные явления аэроупругости. Одним из основателей этой теории является советский учёный академик М.В. Келдыш.

Рассмотрим простейшее аperiodическое явление аэроупругости – дивергенцию (скручивание) несущей поверхности (рис. 9.1). Пусть в исходном установившемся полете все силы и моменты, действу-

ющие на крыло, уравновешены $M_{aэp} = M_{yнp}$. Допустим, что в результате действия возмущения (восходящего порыва) угол атаки крыла увеличился на величину $\Delta\alpha$. В результате скручивающий аэродинамический момент возрастёт на величину

$$\Delta M_{aэp} = \Delta Y \cdot FC \cdot \cos(\alpha + \Delta\alpha) = C_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot q \cdot S \cdot FC \cdot \cos(\alpha + \Delta\alpha).$$

Это вызовет закручивание крыла на угол $\Delta\varphi$. В итоге подъёмная сила опять возрастёт на величину $\Delta Y = C_y^\alpha \cdot \Delta\varphi \cdot q \cdot S$ и вызовет новое увеличение момента аэродинамических сил. Процесс будет продолжаться до тех пор, пока не наступит равновесие между упругими и аэродинамическими силами или не произойдёт разрушение конструкции.

С явлением дивергенции авиация сталкивается на всём пути своего развития. Можно привести два конкретных примера.

Начало 1917 г., в разгаре первая мировая война, истребители Англии и Франции достигли превосходства в воздухе в ходе воздушных боев с немцами.

К тому времени конструктор немецких истребителей голландец Fokker разработал новый истребитель-моноплан *Fokker D-VIII* (рис. 9.2), который по своим качествам превосходил все истребители стран Антанты. Из-за критической ситуации на фронте этот самолёт поступил на вооружение, пройдя укороченную программу лётных испытаний. Вскоре выяснилось, что в воздушных боях при



Рис. 9.2. Истребитель *Fokker D-VIII*

энергичных выводах *D-VIII* из крутого пикирования у него ломалось крыло. Были жертвы и среди лётчиков-асов. Когда стало известно о катастрофах, немецкое командование решило провести статические испытания конструкции. Самолёт перевернули вверх колёсами, установили на козелки и стали накладывать на крыло мешочки с дробью, имитируя аэродинамическую нагрузку. Крыло разрушилось при нагрузке, равной шестикратно-му весу самолёта. Такая перегрузка считалась вполне достаточной и её не могли превысить пилоты, летая на скоростях до 200 км/ч на самолётах с маломощными моторами. Однако в ходе испытаний выяснилось, что разрушение крыла начиналось в районе заднего лонжерона. Его решили усилить. После этого количество аварий не только не сократилось, а даже увеличилось. Конструктор Fokker решил сам проверить самолёт. Выяснилось, что крыло под нагрузкой не только изгибается, но и закручивается, причём при закрутке увеличивался угол атаки крыла (см. рис. 9.1). Тогда Fokker не

усилил, а наоборот, ослабил задний лонжерон, что привело к сдвигу ц.и. крыла вперёд. После этого самолёт *D-VIII* превратился в надёжный и грозный истребитель.

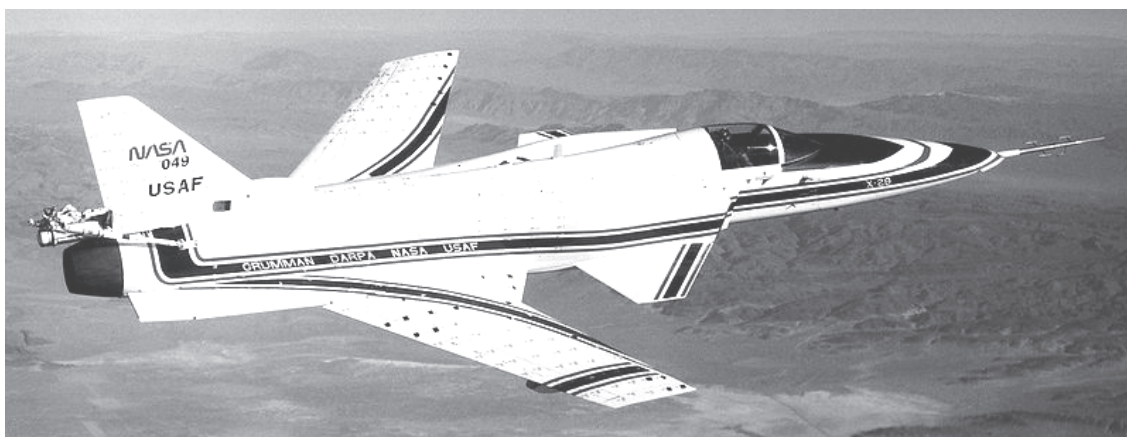


Рис. 9.3. Экспериментальный самолёт X-29 с КОС

Второй пример связан с аэродинамической концепцией истребителя пятого поколения. Как известно, одним из его качеств является сверхманевренность, т.е. возможность совершать управляемый полёт на сверхбольших углах атаки (до 90^0 и больше). Такие режимы полёта самолёту



Рис. 9.4. Самолёт Су-47 «Беркут» с КОС

может обеспечить крыло обратной стреловидности (КОС). Испытания созданных по этой схеме экспериментальных самолётов X-29 в США (рис. 9.3) и Су-47 в России (рис. 9.4) выявили ряд проблем, одна из которых связана с дивергенцией тонкого крыла при маневрировании.

Рассмотрим теперь процесс возникновения изгибно-крутильных колебаний несущей поверхности в вакууме

(рис. 9.5). Пусть в результате действия силового импульса крыло выведено из состояния равновесия (положение 0) в положение 1. После прекращения действия возмущающей силы крыло не будет уравновешено и под воздействием силы упругости P_{yn} , приложенной в точке C (центре изгиба), начнёт возвращаться в исходное состояние. Сечение крыла движется с ускорением a и это приведёт к появлению силы инерции $P_{ин}$, приложенной в точке G (центре масс). Возникнет скручивающий момент. К равновесному положению 4 крыло подойдёт с максимальными углом закручивания и ско-

ростью. Поэтому крыло пройдет положение равновесия по инерции. Скорость, направленная вниз, будет постепенно падать, ускорение в положении 5 будет направлено уже вверх, силы упругости и инерции сменят направление на противоположное. При отсутствии рассеивания энергии сечение займет положение 6, являющееся зеркальным отображением положения 1. После этого начнется движение сечения крыла вверх.

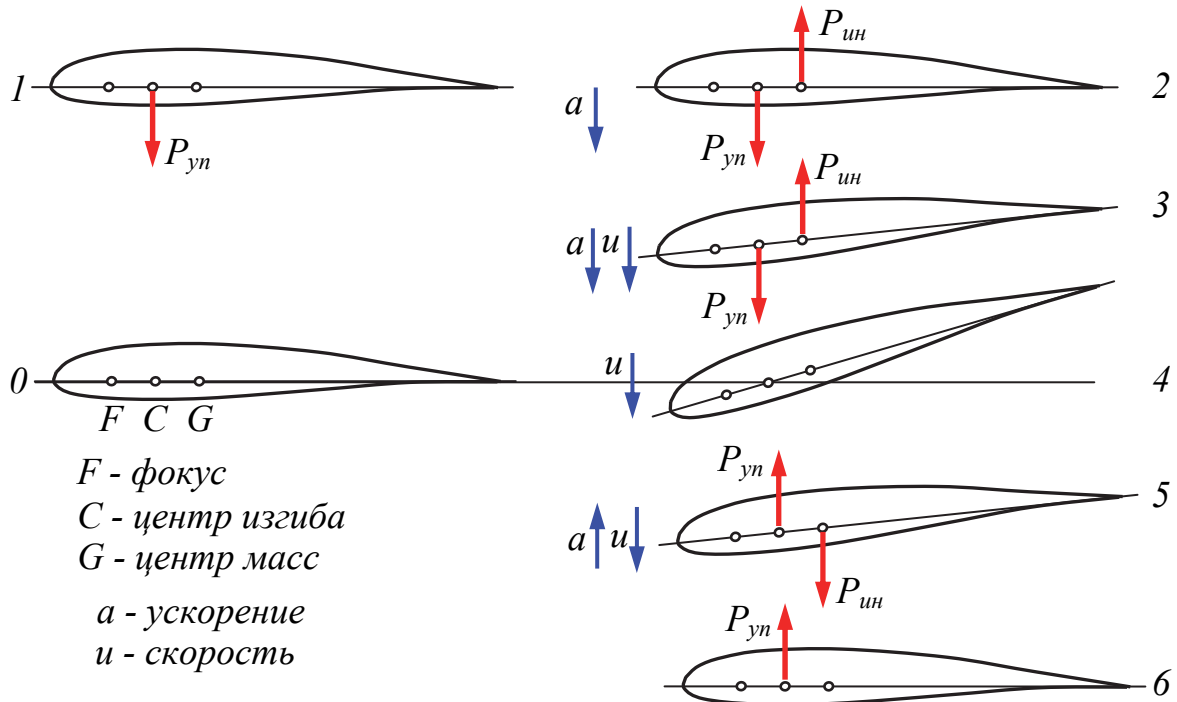


Рис. 9.5. Процесс возникновения изгибно-крутильных колебаний

В итоге крыло будет совершать изгибно-крутильные колебания. В реальности такие колебания такого быстро затухают из-за диссипации (рассеивания) энергии импульса и отсутствия энергетической подкачки извне.

Картина изменится, если колеблющееся крыло поместить в поток газа (рис. 9.6). С одной стороны, из-за закручивания крыла на угол φ в фокусе крыла появится приращение подъемной силы ΔY_φ . Это приводит к нарастанию амплитуды колебаний (сила ΔY_φ будет возбуждающей).

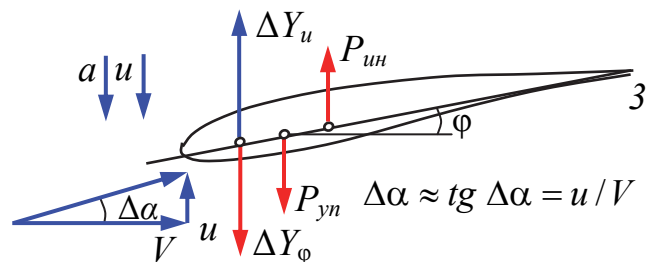


Рис. 9.6. Воздействие потока газа на колеблющееся крыло

$$\Delta Y_\varphi = \Delta c_y \cdot q \cdot S = c_y^\alpha \cdot \varphi \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S, \quad (9.1)$$

то есть *возбуждающая аэродинамическая сила пропорциональна V^2* .

С другой стороны, появление составляющей скорости u за счёт изгибных колебаний при движении вниз приведет к увеличению угла атаки на величину $\Delta\alpha$ и в фокусе крыла появится приращение подъемной силы ΔY_u . Это вызовет уменьшение амплитуды колебаний (сила ΔY_u будет демпфирующей).

$$\Delta Y_u = c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S = c_y^\alpha \cdot \frac{u}{V} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S = c_y^\alpha \cdot u \cdot \frac{\rho \cdot V}{2} \cdot S, \quad (9.2)$$

то есть **демпфирующая аэродинамическая сила пропорциональна V** .

При малых скоростях полёта (рис. 9.7) возбуждающие силы меньше демпфирующих и возникающие в этих условиях колебания несущей поверхности затухают. Картина изменится на противоположную, если скорость полета V превысит некоторую критическую скорость $V_{кр}$. В этом случае колебания с нарастающей амплитудой неизбежно приведут к разрушению конструкции.

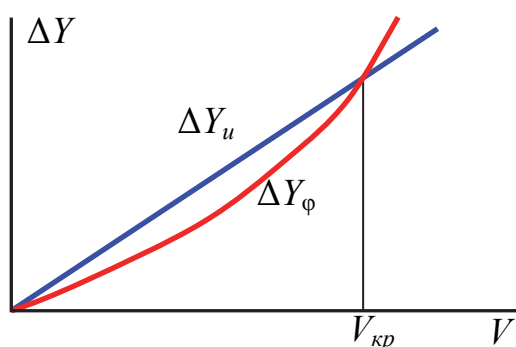


Рис. 9.7. К определению $V_{кр}$

Явление динамической неустойчивости конструкции в потоке газа и называется флаттером, а критическая скорость флаттера — это скорость, при которой теоретически возможны колебания конструкции с постоянной амплитудой.

Возможны различные виды флаттера. Флаттер, рассмотренный выше, называется изгибно-крутильным. Каждый вид флаттера характеризуется своей критической скоростью.

Рассмотрим, к примеру, действие изгибно-элеронного или изгибно-рулевого флаттера. Изгибно-элеронным флаттером крыла называют такую форму колебаний, при которой совмещены изгиб крыла и отклонение элерона. Она наблюдается при высокой крутильной жесткости консоли, когда приращения углов закручивания сечений настолько малы, что ими пренебрегают в изложенной ниже модели этого процесса.

Будем считать, что на крыле расположен несбалансированный элерон, центр масс которого находится позади оси вращения (рис. 9.8). Для простоты предположим, что элерон аэродинамически полностью скомпенсирован, то есть его отклонение не вызывает появления шарнирного момента (центр давления лежит на оси вращения). Предположим также, что возможно произвольное отклонение элерона при неподвижной ("зажатой") ручке управления за счет упругих деформаций проводки управления и люфтов в ней.

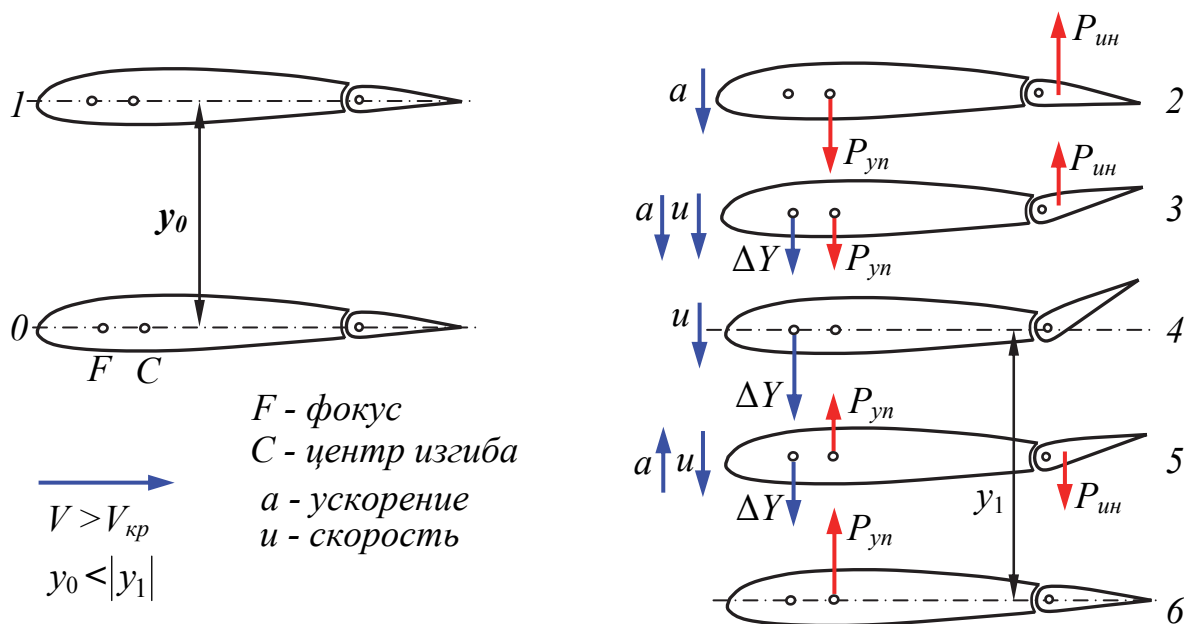


Рис. 9.8. Процесс возникновения изгибно-элеронного флаттера

Пусть, как и в случае изгибно-крутильного флаттера, крыло под действием возмущения изогнулось вверх (положение 1), а затем это возмущение исчезло, и крыло было предоставлено самому себе (положение 2). Под действием силы упругости P_{yn} конструкция крыла начнет возвращаться к равновесному положению 0. Вследствие действия момента от силы инерции $P_{ин}$ на элероне его хвостик отклонится вверх (положение 3). Это, в свою очередь, вызовет появление приращения аэродинамической силы ΔY , приложенного в фокусе крыла и направленного вниз. Его величина будет пропорциональна углу отклонения элерона. Эта сила заставит сечение крыла пройти нейтральное положение 4 и отклониться вниз. Сила упругости будет препятствовать этому движению и тормозить его. При этом ускорение a , с которым движется сечение крыла, и сила инерции на элероне изменят направление действия на противоположное, что вызовет уменьшение угла отклонения элерона (положение 5), так что в крайнем нижнем положении 6 элерон окажется в нейтральном состоянии.

Затем под действием силы упругости сечение крыла начнет перемещаться вверх, а сила инерции одновременно будет отклонять хвостик элерона вниз. Появится приращение аэродинамической силы, направленное вверх, характер динамического процесса будет колебательным.

Как и в случае изгибно-крутильного флаттера, возбуждающей является аэродинамическая сила. Если скорость полета превысит некоторое критическое значение, то тогда возбуждающая аэродинамическая сила окажется больше демпфирующих сил и амплитуда колебаний начнет возрастать, т.е. $y_0 < |y_1|$ (см. рис. 9.8). В итоге это неизбежно приведет к разрушению конструкции.

В дополнение к изложенному выше колебательному процессу, при малой крутильной жесткости крыла (стабилизатора или киля) возможно проявление аperiодического аэроупругого явления – реверса элеронов (рулей) [17].

9.1. Уравнения свободных колебаний несущей поверхности

Составим дифференциальные и интегральные уравнения изгибно-крутильных колебаний свободнонесущего крыла [17]. Вырежем мысленно на колеблющемся крыле отсек длиной dz . (рис. 9.9). Отсек движется поступательно с линейным ускорением j_n и закручивается относительно точки C (ц.и.) с угловым ускорением $\varepsilon_z = d\omega_z/dt$.

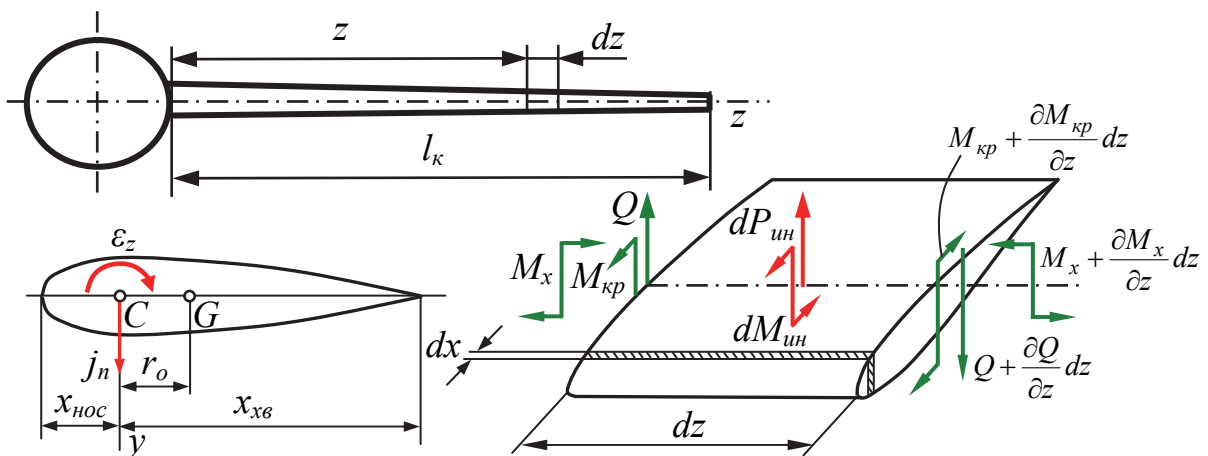


Рис. 9.9. Силы, действующие на отсек крыла

Ускорение в точке с координатой x равно $j = j_n - x \cdot \varepsilon_z$. Инерционная сила на участке $dx \cdot dz$ составляет

$$-m^*(j_n - x \cdot \varepsilon_z) \cdot dx \cdot dz,$$

где m^* – масса единицы площади крыла. Момент этой силы относительно точки C равен

$$-m^*(j_n - x \cdot \varepsilon_z) \cdot x \cdot dx \cdot dz.$$

Чтобы вычислить dP_{uh} и dM_{uh} , проинтегрируем два последних выражения вдоль хорды

$$\begin{cases} dP_{uh} = - \int_{x_{xb}}^{x_{noc}} m^*(j_n - x \cdot \varepsilon_z) \cdot dx \cdot dz; \\ dM_{uh} = - \int_{x_{xb}}^{x_{noc}} m^*(j_n - x \cdot \varepsilon_z) \cdot x \cdot dx \cdot dz. \end{cases} \quad (9.3)$$

Учитывая, что $\int_{x_{хв}}^{x_{нос}} m * dx = m$ – погонная масса крыла; $\int_{x_{хв}}^{x_{нос}} m * x dx = m \cdot r_0$;

r_0 – расстояние между ц.и. и ц.м.; $\int_{x_{хв}}^{x_{нос}} m * x^2 dx = J_{z.ноз}$ – погонный массовый мо-

мент инерции крыла относительно оси z ; $j_n = \frac{\partial^2 y}{\partial t^2}$; $\varepsilon_z = \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}$, из (9.3) получим

$$\begin{cases} dP_{ин} = -m \cdot \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} dz + r_0 \cdot m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} dz; \\ dM_{ин} = -r_0 m \cdot \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} dz + J_{z.ноз} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} dz. \end{cases} \quad (9.4)$$

Уравнения равновесия для отсека крыла имеют вид

$$\begin{cases} \sum F_y = 0 \Rightarrow Q + \frac{\partial Q}{\partial z} - Q - dP_{ин} = 0; \\ \sum M_z = 0 \Rightarrow M_{кр} + \frac{\partial M_{кр}}{\partial z} - M_{кр} - dM_{ин} = 0. \end{cases} \quad (9.5)$$

$$\sum M_x = 0 \Rightarrow \frac{\partial M_x}{\partial z} = -Q. \quad (9.6)$$

Кроме того, из курса сопротивления материалов известно, что

$$\begin{cases} \frac{\partial \varphi}{\partial z} = \frac{M_{кр}}{GI_{кр}}; \\ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} = \frac{M_x}{EJ}. \end{cases} \quad (9.7)$$

Из (9.6) и (9.7) получим

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial z} (EJ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2}) = -Q; \\ GJ_{кр} \frac{\partial \varphi}{\partial z} = M_{кр}. \end{cases} \quad (9.8)$$

Подставим (9.4) и (9.8) в (9.5). В итоге имеем

$$\begin{cases} \frac{\partial^2}{\partial z^2} (EJ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2}) + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - r_0 \cdot m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = 0; \\ \frac{\partial}{\partial z} (GJ_{кр} \frac{\partial \varphi}{\partial z}) + r_0 \cdot m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - J_{z.ноз} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = 0. \end{cases} \quad (9.9)$$

Для полного решения задач о свободных колебаниях необходимо проинтегрировать эти уравнения и подчинить их заданным краевым условиям:

$$\text{при } z = 0 \quad y = 0; \frac{\partial y}{\partial z} = 0; \varphi = 0;$$

$$\text{при } z = l_{\kappa} \quad M_x = 0 \left(\frac{\partial^2 y}{\partial z^2} = 0 \right); Q_y = 0 \left(\frac{\partial^3 y}{\partial z^3} = 0 \right); M_{\kappa p} = 0 \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0 \right).$$

Здесь l_{κ} – длина консоли крыла.

Применим принцип возможных перемещений. Умножим первое из уравнений на y , а второе – на φ и проинтегрируем их по z в пределах от 0 до l_{κ} . Получим

$$\begin{cases} \int_0^{l_{\kappa}} y \cdot \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(EJ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right) dz + \int_0^{l_{\kappa}} y \cdot \left(\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - r_0 m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \right) \cdot dz = 0; \\ \int_0^{l_{\kappa}} \varphi \cdot \frac{\partial}{\partial z} \left(GJ_{\kappa p} \frac{\partial \varphi}{\partial z} \right) dz + \int_0^{l_{\kappa}} \varphi \cdot \left(r_0 m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - J_{z.noz} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \right) \cdot dz = 0. \end{cases} \quad (9.10)$$

Первое из уравнений (9.10) выражает работу погонной нагрузки на перемещениях (прогибах) крыла y , а второе – работу крутящих моментов на углах закручивания φ .

Произведя интегрирование по частям с учетом краевых условий, окончательно получим [17]

$$\begin{cases} \int_0^{l_{\kappa}} EJ \left(\frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right)^2 dz + \int_0^{l_{\kappa}} y \cdot \left(\frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - r_0 m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \right) \cdot dz = 0; \\ \int_0^{l_{\kappa}} GJ_{\kappa p} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z} \right)^2 dz - \int_0^{l_{\kappa}} \varphi \cdot \left(r_0 m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - J_{z.noz} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} \right) \cdot dz = 0. \end{cases} \quad (9.11)$$

Системы (9.9) и (9.11) используются для определения частот и форм собственных колебаний различных агрегатов ЛА.

9.2. Свободные крутильные колебания крыла постоянного сечения

Предположим, что положение ц.и. и ц.м. в крыле совпадают ($r_0 = 0$). Тогда системы (9.9) и (9.11) распадаются на независимые уравнения [17].

Из (9.9)

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(GJ_{\kappa p} \frac{\partial \varphi}{\partial z} \right) - J_{z.noz} \cdot \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = 0. \quad (9.12)$$

Из (9.11)

$$\int_0^{l_k} GJ_{кр} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z} \right)^2 dz + \int_0^{l_k} \varphi \cdot J_{z.ног} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} dz = 0. \quad (9.13)$$

Если крутильная жёсткость $GJ_{кр}$ и погонный массовый момент инерции $J_{z.ног}$ неизменны вдоль размаха крыла, то последние уравнения примут вид

$$GJ_{кр} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} - J_{z.ног} \cdot \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = 0; \quad (9.14)$$

$$GJ_{кр} \int_0^{l_k} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z} \right)^2 dz + J_{z.ног} \int_0^{l_k} \varphi \cdot \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} dz = 0. \quad (9.15)$$

Решим уравнение (9.14). Пусть

$$\varphi(z, t) = \psi(z) \cdot \xi(t). \quad (9.16)$$

После подстановки в (9.14) переменные разделяются

$$\frac{GJ_{кр}}{J_{z.ног}} \cdot \frac{\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2}}{\psi} = \frac{\frac{\partial^2 \xi}{\partial t^2}}{\xi} = -p^2.$$

В этом уравнении левая часть зависит только от z , а правая – только от t . Такое возможно, если каждая из частей представляет собой константу. Обозначив её $(-p^2)$, получим два уравнения.

$$\begin{cases} \frac{d^2 \xi}{d t^2} + p^2 \cdot \xi = 0; \\ \frac{d^2 \psi}{d z^2} + v^2 \cdot \psi = 0, \end{cases} \quad (9.17)$$

$$\text{где } v^2 = p^2 \cdot \frac{J_{z.ног}}{GJ_{кр}}. \quad (9.18)$$

Решения уравнений (9.17) имеют вид

$$\begin{cases} \xi(t) = A_1 \sin pt + A_2 \cos pt; \\ \psi(z) = B_1 \sin vz + B_2 \cos vz. \end{cases} \quad (9.19)$$

Граничные условия: при $z = 0$ $\varphi = 0$; при $z = l_k$ $\frac{\partial \varphi}{\partial z} = 0$.

Из первого условия следует, что $B_2 = 0$. Из второго условия $B_1 \cos v \cdot l_k = 0$. Тривиальное решение ($B_1 = 0$) отбрасываем. Остаётся

$$v \cdot l_k = \frac{\pi \cdot n}{2}, \quad n = 1, 3, 5 \dots \quad (9.20)$$

После подстановки (9.18) в (9.20) получим круговую частоту крутильных колебаний

$$p_n = \frac{\pi \cdot n}{2l_k} \cdot \sqrt{\frac{GJ_{кр}}{J_{z.ног}}}, \quad n = 1, 3, 5 \dots \quad (9.21)$$

Таким образом, решением уравнения (9.14) является ряд

$$\psi_n(z) = B_n \cdot \sin \frac{n \cdot \pi \cdot z}{2l_k}, \quad n = 1, 3, 5 \dots,$$

что соответствует углам закручивания

$$\varphi_n(z, t) = \sin \frac{n \cdot \pi \cdot z}{2l_k} (A_{1n} \sin(p_n \cdot t) + A_{2n} \cos(p_n \cdot t)) \quad (9.22)$$

или
$$\varphi_n(z, t) = \Phi(t) \cdot \sin \frac{\pi \cdot n \cdot z}{2l_k}. \quad (9.23)$$

Из формул (9.22) и (9.23) видно, что в любой момент времени t закон изменения углов закручивания по размаху консоли будет один и тот же ($\sin \frac{\pi \cdot n \cdot z}{2l_k}$), а изменяться во времени будет только амплитуда колебаний.

В формуле (9.23) выражение ($\sin \frac{\pi \cdot n \cdot z}{2l_k}$) называется функцией формы колебаний (рис. 9.10). Форма колебаний, соответствующая наименьшему $n = 1$, называется основным тоном колебаний, все остальные формы колебаний называются обертонами ($n = 3$ – первый обертон, $n = 5$ – второй обертон и т.д.).

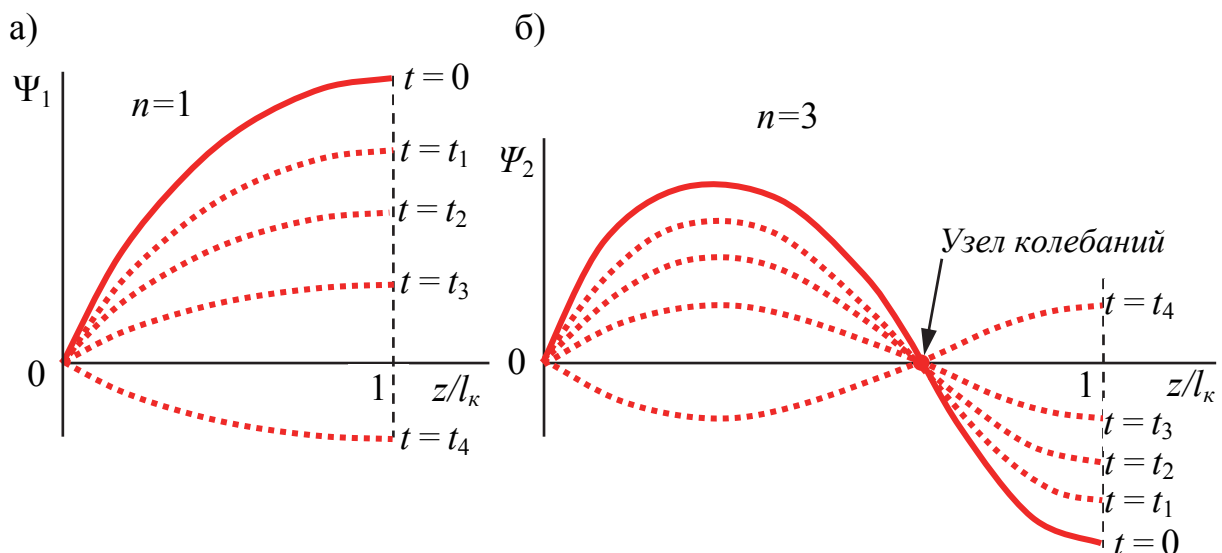


Рис. 9.10. Функции формы крутильных колебаний: а – основной тон; б – первый обертон

При $z = k \cdot \frac{2l_k}{n}$, где k – любое целое число, угол закручивания $\varphi_n(z, t) = 0$ при любом t . Сечения, расположенные слева и справа от этой точки, закручиваются в разные стороны. Такие точки называются узлами колебаний. Число их на крыле равно $\frac{n-1}{2}$.

Период колебаний $T_n = \frac{2 \cdot \pi}{p_n}$, с. Частота колебаний $\omega_n = \frac{1}{T_n} = \frac{p_n}{2 \cdot \pi}$, Гц.

9.3. Свободные крутильные колебания крыла переменного сечения

Исходное дифференциальное уравнение крутильных колебаний имеет вид [17]

$$\frac{\partial}{\partial z} (GJ_{кр} \frac{\partial \varphi}{\partial z}) - J_{z.ног} \cdot \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} = 0.$$

Непосредственное интегрирование этого уравнения невозможно, поскольку коэффициенты уравнения являются функциями z , заданными численно, а не аналитически. Поэтому используют метод последовательных приближений.

Как и в случае крыла постоянного сечения, решение будем искать в виде

$$\varphi_n(z, t) = \psi_n(z) \cdot \xi_n(t) = \psi_n(z) \cdot A_n \sin(p_n \cdot t + \lambda_n). \quad (9.24)$$

Подставив (9.24) в предыдущее уравнение, получим:

$$A_n \sin(p_n \cdot t + \lambda_n) \frac{\partial}{\partial z} (GJ_{кр} \frac{\partial \psi_n}{\partial z}) + \psi_n \cdot p_n^2 \cdot J_{z.ног} \cdot A_n \sin(p_n \cdot t + \lambda_n) = 0.$$

После сокращения и замены частных производных на полные приходим к обыкновенному дифференциальному уравнению

$$\frac{d}{dz} (GJ_{кр} \frac{d\psi_n}{dz}) = -p_n^2 \cdot J_{z.ног} \cdot \psi_n.$$

Интегрируем это уравнение первый раз от l_k до z

$$\frac{d\psi_n}{dz} = p_n^2 \cdot \frac{1}{GJ_{кр}} \cdot \int_{l_k}^z J_{z.ног} \cdot \psi_n \cdot dz + C_1.$$

Используя граничное условие $\frac{\partial \psi_n}{\partial z} = 0$ ($M_{кр} = 0$) при $z = l_k$, получим $C_1 = 0$.

Следовательно,

$$\frac{d\psi_n}{dz} = p_n^2 \cdot \frac{1}{GJ_{кр} l_k} \int_0^z J_{z,ног} \cdot \psi_n \cdot dz. \quad (9.25)$$

Интегрируем второй раз от 0 до z и получаем

$$\psi_n = p_n^2 \int_0^z \left(\frac{1}{GJ_{кр} l_k} \int_0^z J_{z,ног} \cdot \psi_n \cdot dz \right) \cdot dz + C_2. \quad (9.26)$$

Постоянная интегрирования $C_2 = 0$ из граничного условия $\psi_n = 0$ при $z = 0$.

Используем формулы (9.25) и (9.26) для решения задачи методом последовательных приближений. Возьмем за нулевое приближение функцию формы колебаний крыла постоянного сечения

$$\varphi_n^0 = \sin \frac{n \cdot \pi \cdot z}{2l_k}.$$

Подставляя её в правую часть выражений (9.25) и (9.26), получаем первое приближение φ_n^1 и $\frac{\partial \varphi_n^1}{\partial z}$ с точностью до общего множителя p_n^2 . Ранее было показано, что при определении функции формы колебаний общий множитель не является существенным и, следовательно, он может быть опущен. Поэтому при вычислении функции ψ_n взамен формул (9.25) и (9.26) можно записать:

$$\frac{d\psi_n^i}{dz} = \frac{1}{GJ_{кр} l_k} \int_0^z J_{z,ног} \cdot \psi_n^{i-1} \cdot dz; \quad (9.27)$$

$$\psi_n^i = \int_0^z \frac{d\psi_n^i}{dz} \cdot dz. \quad (9.28)$$

Для удобства сравнения приближений умножаем функцию ψ_n^1 на нормирующий коэффициент $\left(\frac{1}{\psi_n^1} \right)_{z=l_k}$, чтобы на конце консоли ($z = l_k$) значение функции формы крутильных колебаний было бы равно 1.

Полученную таким образом функцию формы колебаний ψ_n^1 снова вводим в правую часть уравнения (9.27), а затем (9.28) и получаем второе приближение $\frac{d\psi_n^2}{dz}$ и ψ_n^2 . Снова нормируем результат, умножая его на ве-

личину $\left(\frac{1}{\psi_n^2} \right)_{z=l_k}$, и т.д.

Процесс продолжается до тех пор, пока два последних приближения не дадут достаточного совпадения (рис. 9.11).

Из рис. 9.11 видно, что достаточно двух приближений. Однако такая сходимость характерна только для основного тона колебаний ($n = 1$).

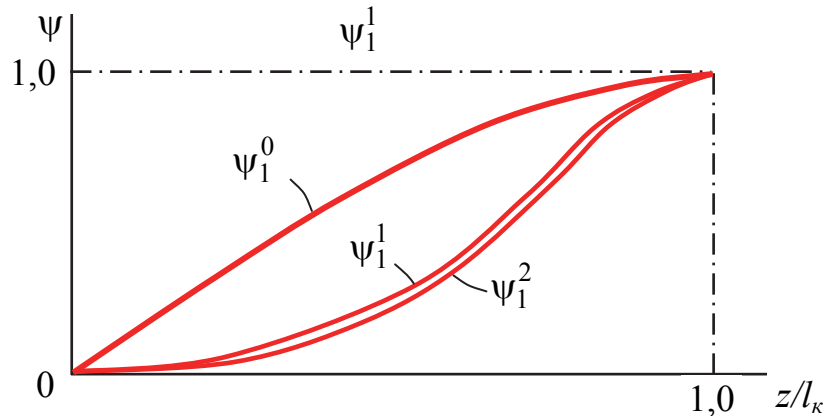


Рис. 9.11. Определение функции формы основного тона колебаний

Для получения функций формы колебаний обертонов недостаточно уравнений (9.27) и (9.28). Необходимо дополнительно из каждого приближения функции ψ_n до её подстановки в данные уравнения исключить основной тон и все низшие обертоны. Делается это так.

За нулевое приближение первого обертона (второго тона) принимают функцию

$$\psi_2^0 = A_0(\bar{\psi}_2^0 + C_1 \cdot \psi_1), \quad (9.29)$$

где A_0 и C_1 — постоянные; ψ_1 — функция формы первого (основного) тона колебаний, найденная методом последовательных приближений;

$\bar{\psi}_2^0 = \sin \frac{3 \cdot \pi \cdot z}{2l_k}$ — функция формы второго тона крутильных колебаний

крыла постоянного сечения;

Значение C_1 определяется из условия ортогональности функций ψ_2^0 и ψ_1

$$\int_0^{l_k} J_{z.noz} \cdot \psi_2^0 \cdot \psi_1 \cdot dz = 0.$$

Подставим сюда ψ_2^0 из (9.29). Получим

$$C_1 \int_0^{l_k} J_{z.noz} \cdot (\psi_1)^2 \cdot dz + \int_0^{l_k} J_{z.noz} \psi_1 \cdot \bar{\psi}_2^0 \cdot dz = 0.$$

Отсюда

$$C_1 = -\frac{\int_0^{l_k} J_{z.noz} \cdot \psi_1 \cdot \bar{\psi}_2^{-0} \cdot dz}{\int_0^{l_k} J_{z.noz} \cdot (\psi_1)^2 \cdot dz}. \quad (9.30)$$

Постоянную A_0 найдем из условия нормировки $\psi_2^0 = 1$ на конце крыла при $z = l_k$.

$$A_0 = \frac{1}{(\bar{\psi}_2^{-0})_{z=l_k} + C_1}. \quad (9.31)$$

Итак, вычисляя по формулам (9.30) и (9.31) коэффициенты C_1 и A_0 , мы найдем функцию формы колебаний второго тона в нулевом приближении. Далее по формулам (9.27) и (9.28) находим $\bar{\psi}_2^{-1}$ – исходную функцию второго тона первого приближения. Подставляя $\bar{\psi}_2^{-1}$ в (9.30), (9.31) и (9.29) взамен $\bar{\psi}_2^{-0}$, находим новые коэффициенты A_0 , C_1 и первое приближение функции формы второго тона ψ_2^1 . Процесс повторяется до тех пор, пока два последних приближения не дадут достаточного совпадения.

После получения окончательного приближения функции ψ_2 следует на тот же нормирующий коэффициент изменить функцию $(\frac{d\psi_2}{dz})$, поскольку данная производная будет нужна в дальнейшем для вычисления частоты колебаний.

Функции формы колебаний высших тонов вычисляются аналогично, только условие ортогональности следует записывать не только к основному тону, а ко всем тонам ниже искомого.

Каждой из найденных форм соответствует своя частота колебаний p_n . Определить ее можно с помощью интегрального уравнения (9.13)

$$\int_0^{l_k} GJ_{kp} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z}\right)^2 dz + \int_0^{l_k} \varphi \cdot J_{z.noz} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} dz = 0.$$

Подставляя сюда (9.24), после преобразований получим известную формулу Рэлея

$$p_n^2 = \frac{\int_0^{l_k} GJ_{kp} \left(\frac{d\psi_n}{dz}\right)^2 dz}{\int_0^{l_k} J_{z.noz} \cdot (\psi_n)^2 dz}. \quad (9.32)$$

Формула Рэлея (9.32) мало чувствительна к погрешности в определении функции формы колебаний ψ_n . Поэтому приближенно значение частот по этой формуле можно вычислять, используя функции формы колебаний для крыла постоянного сечения.

9.4. Свободные изгибные колебания крыла постоянного сечения

Здесь также полагаем, что положения ц.и. и ц.м. совпадают ($r_0 = 0$), но теперь используем первые уравнения из систем (9.9) и (9.11) [17].

Из (9.9)

$$\frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(EJ \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right) + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0. \quad (9.33)$$

Из (9.11)

$$\int_0^{l_e} EJ \left(\frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right)^2 \cdot dz + \int_0^{l_e} y \cdot m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} \cdot dz = 0. \quad (9.34)$$

Граничные условия:

- при $z = 0$ $y = 0$ и $\frac{\partial y}{\partial z} = 0$;
- при $z = l_k$ $\frac{\partial^2 y}{\partial z^2} = 0$ ($M_x = 0$) и $\frac{\partial^3 y}{\partial z^3} = 0$ ($Q = 0$).

Для крыла постоянной изгибной жесткости $EJ = \text{const}$ и тогда уравнение (9.33) примет вид

$$\frac{\partial^4 y}{\partial z^4} + \frac{m}{EJ} \cdot \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0. \quad (9.35)$$

Решение этого уравнения

$$y_n = f_n(z) \cdot A_n \cdot \sin(p_n \cdot t + \lambda_n), \quad (9.36)$$

где $f_n(z)$ – функция формы изгибных колебаний; p_n – круговая частота; A_n и λ_n – постоянные, определяемые из начальных условий.

После подстановки (9.36) в (9.35) и сокращения получим

$$\frac{\partial^4 f_n}{\partial z^4} - k_n^4 \cdot f_n = 0,$$

где $k_n^4 = \frac{m}{EJ} \cdot p_n^2$.

Интеграл данного уравнения в математике известен

$$f(z) = A \cdot \sin(k \cdot z) + B \cdot \cos(k \cdot z) + C \cdot sh(k \cdot z) + D \cdot ch(k \cdot z). \quad (9.37)$$

Краевые условия после подстановки в них (9.36) примут вид

$$\begin{cases} z = 0 & f = 0; \quad \frac{df}{dz} = 0; \\ z = l_k & \frac{d^2 f}{dz^2} = 0; \quad \frac{d^3 f}{dz^3} = 0. \end{cases} \quad (9.38)$$

Подставляя сюда $f(z)$ из (9.37), получим систему из четырех уравнений для определения неизвестных A, B, C, D .

$$\begin{cases} B + D = 0; & A + C = 0; \\ -A \cdot \sin(kl_k) - B \cdot \cos(kl_k) + C \cdot sh(kl_k) + D \cdot ch(kl_k) = 0; \\ -A \cdot \cos(kl_k) + B \cdot \sin(kl_k) + C \cdot ch(kl_k) + D \cdot sh(kl_k) = 0. \end{cases} \quad (9.39)$$

Система однородных линейных уравнений имеет отличные от нуля корни, если определитель из коэффициентов при неизвестных равен нулю

$$\begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \\ -\sin(kl_k) & -\cos(kl_k) & sh(kl_k) & ch(kl_k) \\ -\cos(kl_k) & \sin(kl_k) & ch(kl_k) & sh(kl_k) \end{vmatrix} = 0.$$

Раскрывая детерминант, приходим к трансцендентному уравнению

$$\cos\left(\frac{k \cdot l_k}{2}\right) \cdot ch\left(\frac{k \cdot l_k}{2}\right) = -1.$$

Первые три корня этого уравнения равны

$$k_1 \cdot l_k = 1,875; \quad k_2 \cdot l_k = 4,694; \quad k_3 \cdot l_k = 7,855.$$

Другие значения корней могут быть найдены по приближенной формуле $k_n \cdot l_k \approx \frac{2n-1}{2} \cdot \pi$.

Для основного тона колебаний $k_1 = \frac{1,875}{l_k}$. Поскольку $k^4 = \frac{m}{E \cdot J} \cdot p^2$, то круговая частота основного тона изгибных колебаний.

$$p_1 = \left(\frac{1,875}{l_k}\right)^2 \cdot \sqrt{\frac{EJ}{m}}. \quad (9.40)$$

Найдем функции формы колебаний с точностью до постоянного множителя, например, для основного тона $k_1 \cdot l_k = 1,875$.

Подставим это решение в систему (9.39). После преобразований получим

$$f_1(z) = B \cdot [(\cos(k_1 z) - ch(k_1 z)) + 0,734 \cdot (sh(k_1 z) - \sin(k_1 z))].$$

Поскольку постоянная B не является существенной, приравняем её к (-1). Получим форму изгибных колебаний основного тона для крыла постоянного сечения

$$f_1(z) = ch \frac{1,875 \cdot z}{l_k} - \cos \frac{1,875 \cdot z}{l_k} - 0,734 \cdot \left(sh \frac{1,875 \cdot z}{l_k} - \sin \frac{1,875 \cdot z}{l_k} \right). \quad (9.41)$$

На рис. 9.12 показаны функции формы изгибных колебаний основного тона $f_1(z)$, первого $f_2(z)$ и второго $f_3(z)$ обертонов.

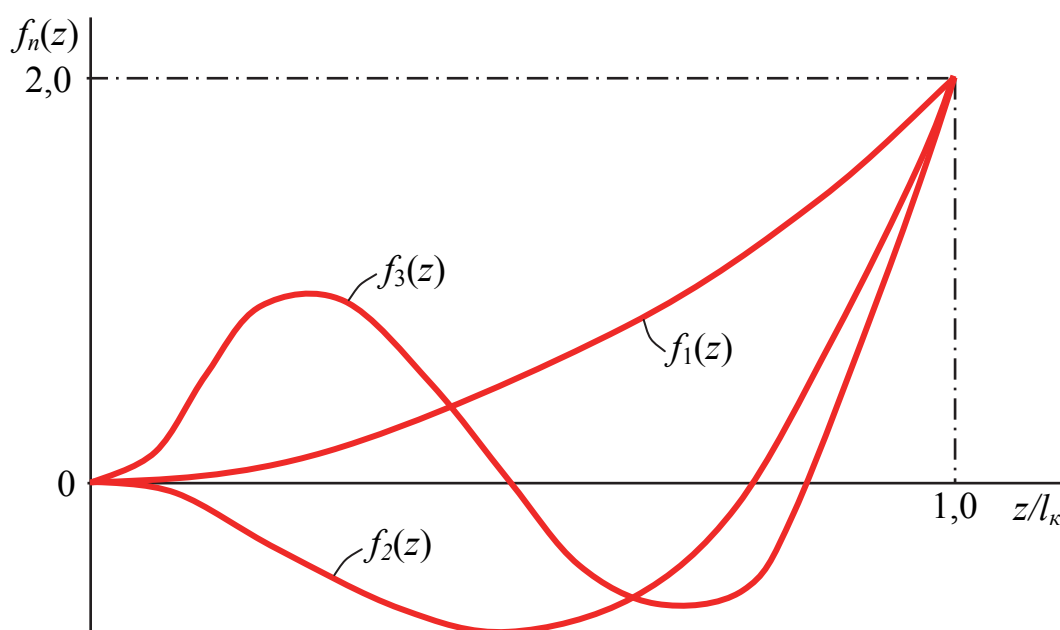


Рис. 9.12. Функции формы изгибных колебаний трёх низших тонов

Таким образом, любое частное решение (9.36) имеет вид

$$y_n = f_n(z) \cdot A_n \sin(p_n t + \lambda_n),$$

где $f_n(z)$ — только что найденные функции формы колебаний. Общее же решение $y = \sum_{n=1}^{\infty} y_n$.

9.5. Свободные изгибные колебания крыла переменного сечения

Для крыла переменного сечения уравнение (9.33) аналитически проинтегрировать не удастся. Поэтому снова приходится применять метод последовательных приближений [17].

Частное решение будем искать в форме (9.36). Подставляя его в (9.33), после сокращений получим

$$\frac{d^2}{d z^2} (EJ \cdot \frac{d^2 f}{d z^2}) = p^2 \cdot m \cdot f . \quad (9.42)$$

Из данного уравнения будем находить функцию f , которая должна удовлетворять граничным условиям (9.38). Задаваясь первоначально видом функции, подставляем ее в правую часть уравнения (9.42). Интегрируя его, получаем следующее приближение функции f . Поскольку эта функция определяется нами с точностью до произвольного множителя, то можно исключить из правой части (9.42) множитель p^2 .

Тогда

$$\frac{d^2}{d z^2} (EJ \cdot \frac{d^2 f}{d z^2}) = m \cdot f . \quad (9.43)$$

Интегрируем уравнение (9.43) дважды от l_k до z . Третье и четвертое краевые условия (9.38) позволяют записать

$$\frac{d^2 f}{d z^2} = \frac{1}{EJ} \int_{l_k}^z (\int_{l_k}^z m \cdot f \cdot dz) \cdot dz . \quad (9.44)$$

Снова интегрируем дважды (9.44), но уже от 0 до z , чтобы использовать первое и второе краевые условия (9.38). Получим

$$f^i = \int_0^z \int_0^z \frac{1}{EJ} \int_{l_k}^z \int_{l_k}^z m \cdot f^{i-1} \cdot (df)^4 . \quad (9.45)$$

За нулевое приближение обычно берут функции формы колебаний для крыла постоянного сечения. Получаемые в каждом приближении функции f для удобства умножают на нормирующий коэффициент $\mu = \frac{2}{(f)_{z=l_e}}$. В этом случае на конце консоли всегда будет $f = 2$.

На рис. 9.13 приведены кривые функции формы основного тона изгибных колебаний. Видно, что достаточную точность дает уже первое приближение.

После получения окончательного приближения функции f следует на тот же нормирующий коэффициент изменить функцию $(\frac{\partial^2 f}{d z^2})$, поскольку данная производная будет нужна для вычисления частоты колебаний.

Так вычисляются функции формы лишь основного тона колебаний. Для вычисления обертонов необходимо дополнительно записывать условия ортогональности, как это делалось в задаче о крутильных колебаниях.

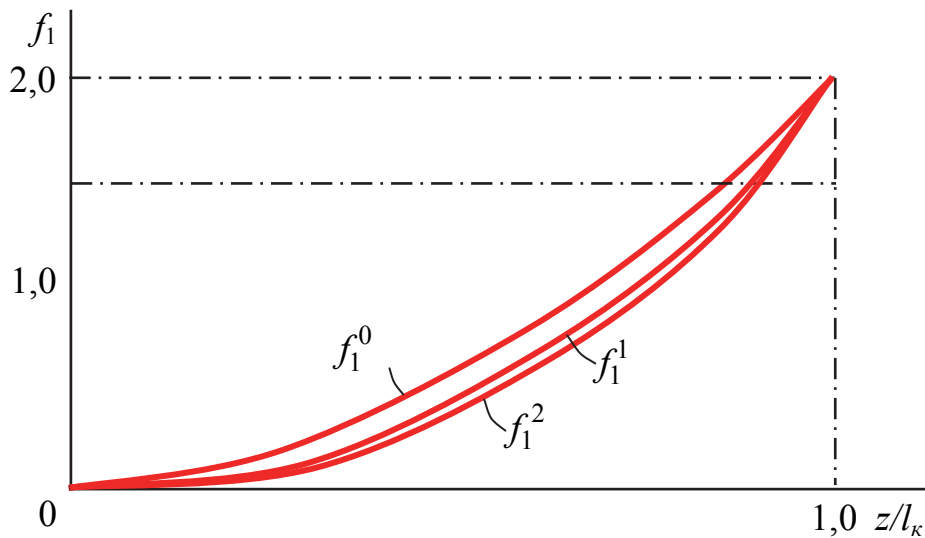


Рис. 9.13. Определение формы основного тона изгибных колебаний

Если найдена функция формы колебаний, то с помощью уравнения (9.34) нетрудно определить соответствующую ей частоту колебаний.

После подстановки (9.36) в (9.34) и преобразований получим

$$p_n^2 = \frac{\int_0^{l_k} EJ \left(\frac{d^2 f_n}{dz^2} \right)^2 dz}{\int_0^{l_k} m \cdot f_n^2 \cdot dz}. \quad (9.46)$$

9.6. Свободные колебания крыла с сосредоточенными грузами

На крыле часто размещают сосредоточенные грузы в виде двигателей, поплавков, подвесок и т.п.

Пусть груз массой M_1 расположен на расстоянии x_1 от линии ц.и. Его момент инерции $J_1^m = M_1 \cdot x_1^2$.

Груз на практике занимает некоторую часть размаха Δz . На этом участке имеют место приращения погонного момента инерции на величину

$$\Delta J_{z.ног} = \frac{J_1^m}{\Delta z} \text{ и погонной массы на величину } \Delta m = \frac{M_1}{\Delta z}.$$

Добавляем эти приращения к погонному массовому моменту инерции и погонной массе, а затем решаем задачи аэроупругости как для крыла с распределенной по размаху массой.

9.7. Свободные изгибно-крутильные колебания крыла

Для реального крыла частота изгибных колебаний всегда меньше частоты крутильных колебаний. Поскольку в реальном крыле ц.и и ц.м. не совпадают ($r_0 \neq 0$), то колебания будут совместными (изгибно-крутильными), что и описывается системами уравнений (9.9) и (9.11). Решение этих систем будет достигаться с большими математическими трудностями. В результате решения для каждого тона колебаний получают два значения собственной частоты p [17]. При этом меньшее из этих значений всегда меньше частоты чисто изгибных колебаний, а большее – больше частоты чисто крутильных колебаний.

Полученные частоты совместных колебаний незначительно отличаются от частот соответствующих отдельных колебаний того же крыла. При этом совместные колебания с меньшей из частот происходят при явном преобладании изгибных деформаций, а совместные колебания с большей из частот – с преобладанием деформаций кручения. Поэтому колебания первого типа называют совместными изгибными, а второго типа – совместными крутильными (рис. 9.14).

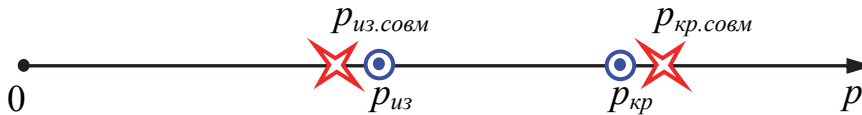


Рис. 9.14. Расположение частот совместных и отдельных колебаний

Функции формы совместных колебаний f и ψ незначительно отличаются от соответствующих функций формы отдельных колебаний.

9.8. Аэродинамическое воздействие на вибрирующее крыло

В процессе вибрации крыло испытывает деформации изгиба и кручения (y и φ), осуществляемые с линейными $\left(\frac{\partial y}{\partial t}\right)$ и угловыми $\left(\frac{\partial \varphi}{\partial t}\right)$ скоростями (рис. 9.15). Поместим вибрирующее крыло в поток газа. Будем считать скорость потока дозвуковой и использовать гипотезу стационарности. Эта гипотеза отождествляет аэродинамические характеристики колеблющегося крыла и такого же крыла, но движущегося с постоянными линейной и угловой скоростями, равными мгновенным скоростям и мгновенным углам атаки.

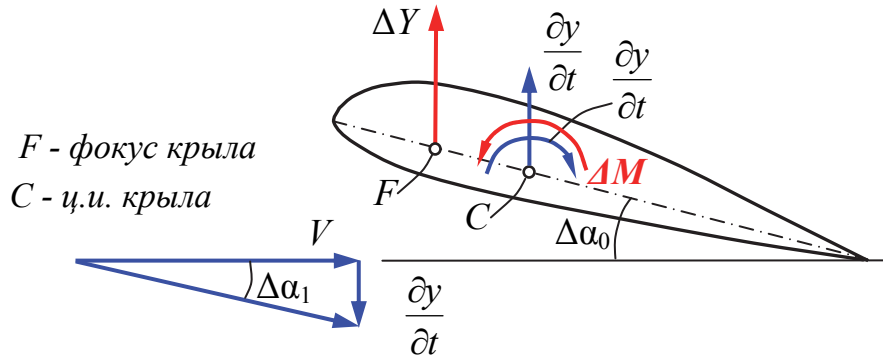


Рис. 9.15. Кинематические параметры, приращения аэродинамических сил и моментов на колеблющемся крыле

Пусть за счёт закручивания крыла на угол φ угол атаки увеличился на величину $\Delta\alpha_0 = \varphi$. Одновременно угол атаки уменьшится на величину $\Delta\alpha_1$ за счёт вертикальной скорости изгибной деформации $\left(\frac{\partial y}{\partial t}\right)$. Наличие угловой скорости $\left(\frac{\partial \varphi}{\partial t}\right)$ также изменяет фактический угол атаки на величину $\Delta\alpha_2$ и, кроме того, оказывается эквивалентным изменению кривизны профиля крыла, что вызывает приращение коэффициента момента тангажа при нулевой подъёмной силе Δm_{z0} .

$$m_z = m_{z0} + c_y \cdot (\bar{x}_{ци} - \bar{x}_F); \quad \Delta m_z = \Delta m_{z0} + \Delta c_y \cdot (\bar{x}_{ци} - \bar{x}_F);$$

$$\Delta m_{z0} = \frac{k_2}{V} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial t}; \quad k_2 = \frac{-\pi \cdot b}{16};$$

$$\Delta c_y = c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha; \quad \Delta\alpha = \Delta\alpha_0 - \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2;$$

$$\Delta\alpha_0 = \varphi; \quad \Delta\alpha_1 = -\frac{1}{V} \cdot \frac{\partial y}{\partial t}; \quad \Delta\alpha_2 = \frac{k_1}{V} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial t}; \quad k_1 = \left(\frac{3}{4} - \bar{x}_{ци}\right) \cdot b;$$

$$\Delta c_y = c_y^\alpha \cdot \left(\varphi - \frac{1}{V} \cdot \frac{\partial y}{\partial t} + \frac{k_1}{V} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial t}\right).$$

Приращения погонных подъемной силы и момента тангажа будут равны

$$\begin{cases} q_{aэp} = c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot l \cdot b; \\ m_{aэp} = \left[\frac{k_2}{V} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial t} + c_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot (\bar{x}_{ци} - \bar{x}_F) \right] \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} b^2. \end{cases} \quad (9.47)$$

Вернемся к уравнениям равновесия (9.5). Учитывая в них дополнительные аэродинамические силу $\Delta Y = q_{aэп} dz$ и момент $\Delta M = m_{aэп} dz$, после преобразований получим следующие уравнения взамен системы уравнений (9.9)

$$\begin{cases} \frac{\partial^2}{\partial z^2} \left(EJ \cdot \frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right) + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - r_0 \cdot m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} - q_{aэп} = 0; \\ \frac{\partial}{\partial z} \left(GJ_{кр} \cdot \frac{\partial \varphi}{\partial z} \right) + r_0 \cdot m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - J_{z.ноз} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} + m_{aэп} = 0. \end{cases} \quad (9.48)$$

Интегральные частотные уравнения (9.11) также получают дополнительные члены

$$\begin{cases} \int_0^{l_{кр}} EJ \cdot \left(\frac{\partial^2 y}{\partial z^2} \right)^2 dz + \int_0^{l_{кр}} y \cdot \left(m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - r_0 \cdot m \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} - q_{aэп} \right) dz = 0; \\ \int_0^{l_{кр}} GJ_{кр} \cdot \left(\frac{\partial \varphi}{\partial z} \right)^2 dz - \int_0^{l_{кр}} \varphi \cdot \left(r_0 \cdot m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - J_{z.ноз} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2} + m_{aэп} \right) dz = 0. \end{cases} \quad (9.49)$$

Решение систем (9.48) и (9.49) и даст нам искомую величину критической скорости изгибно-крутильного флаттера $V_{кр}$.

9.9. Определение критических скоростей флаттера и дивергенции

По аналогии с анализом чисто изгибных и чисто крутильных колебаний [17] решение системы уравнений (9.48), описывающей совместные изгибно-крутильные колебания, будем искать в виде

$$\varphi(z, t) = \psi(z) \cdot \xi(t) \quad \text{и} \quad y(z, t) = f(z) \cdot \eta(t).$$

Функции времени представим так:

$$\begin{cases} \eta(t) = A \cdot \sin(pt + \lambda) = A \cdot e^{\alpha t}; \\ \xi(t) = B \cdot \sin(pt + \lambda) = B \cdot e^{\alpha t}. \end{cases} \quad (9.50)$$

Тогда

$$y = A \cdot f(z) \cdot e^{\alpha t}; \quad \varphi = B \cdot \psi(z) \cdot e^{\alpha t}. \quad (9.51)$$

В общем случае $\alpha = a + i \cdot p$ – комплексное число. Из теории устойчивости известно, что если вещественная часть комплексного корня положительна ($a > 0$), то амплитуда колебаний будет нарастать, а если вещественная часть комплексного корня отрицательна ($a < 0$), то амплитуда колеба-

ний будет убывать. Нас же интересует вариант колебаний с постоянной амплитудой ($a = 0$), тогда

$$y = A \cdot f(z) \cdot e^{ipt}; \quad \varphi = B \cdot \psi(z) \cdot e^{ipt}. \quad (9.52)$$

Подставим (9.52) в (9.49). Вычисляя отдельные выражения, введем для удобства записи следующие обозначения (первая свёртка):

$$\left\{ \begin{array}{l} a_{11} = \int_0^{l_k} EJ(f'')^2 dz; \quad a_{22} = \int_0^{l_k} GJ_{kp}(\psi')^2 dz; \\ c_{11} = \int_0^{l_k} m \cdot f^2 dz; \quad c_{12} = c_{21} = -\int_0^{l_k} r_0 m \cdot f \cdot \psi dz; \quad c_{22} = \int_0^{l_k} J_{z \text{ нос}} \cdot \psi^2 dz; \\ b_{12} = -c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} b \cdot f \cdot \psi dz; \quad b_{22} = -c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} (\bar{x}_{\text{ци}} - \bar{x}_F) \cdot b^2 \cdot \psi^2 dz; \\ d_{11} = c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} b \cdot f^2 dz; \quad d_{12} = -c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} k_1 \cdot b \cdot f \cdot \psi dz; \\ d_{11} = c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} (\bar{x}_{\text{ци}} - \bar{x}_F) \cdot b^2 f \cdot \psi dz; \\ d_{22} = -c_y^\alpha \frac{\rho}{2} \int_0^{l_k} \left[(\bar{x}_{\text{ци}} - \bar{x}_F) \cdot k_1 + \frac{k_2}{c_y^\alpha} \right] b^2 \psi^2 dz. \end{array} \right. \quad (9.53)$$

После преобразований система (9.49) примет вид

$$\left\{ \begin{array}{l} A \cdot (-c_{11}p^2 + d_{11}Vip + a_{11}) + B \cdot (-c_{12}p^2 + d_{12}Vip + b_{12}V^2) = 0; \\ A \cdot (-c_{21}p^2 + d_{21}Vip) + B \cdot (-c_{22}p^2 + d_{22}Vip + b_{22}V^2 + a_{22}) = 0. \end{array} \right. \quad (9.54)$$

Это уравнения, описывающие колебания крыла с постоянной амплитудой. Поскольку тривиальное решение $A = B = 0$ нас не устраивает, приравняем к нулю определитель из коэффициентов при неизвестных. Раскрывая определитель, получим уравнение

$$A_1 p^4 - iB_1 V p^3 - (C_1 + C_2 V^2) p^2 + i(D_1 V + D_2 V^3) p + (E_1 + E_2 V^2) = 0.$$

Комплексная функция равна нулю, если равны нулю её действительная и мнимая части, т.е.

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 p^4 - (C_1 + C_2 V^2) p^2 + (E_1 + E_2 V^2) = 0; \\ p \cdot (B_1 V p^2 - D_1 V - D_2 V^3) = 0. \end{array} \right. \quad (9.55)$$

Здесь введены следующие обозначения (вторая свёртка):

$$\begin{cases} A_1 = c_{11}c_{22} - c_{12}c_{21}; & B_1 = d_{11}c_{22} + c_{11}d_{22} - c_{12}d_{21} - c_{21}d_{12}; \\ C_1 = c_{11}a_{22} + a_{11}c_{22}; & D_1 = d_{11}a_{22} + a_{11}d_{22}; \\ E_1 = a_{11} \cdot a_{22}; & C_2 = c_{11}b_{22} - b_{12}c_{21} + d_{11}d_{22} - d_{12}d_{21}; \\ E_2 = a_{11} \cdot b_{22}; & D_2 = d_{11}b_{22} - b_{12}d_{21}. \end{cases} \quad (9.56)$$

Сначала рассмотрим случай, когда круговая частота колебаний p отлична от нуля. Из второго уравнения системы (9.55) имеем

$$p^2 = \frac{D_1V + D_2V^3}{B_1V} = \frac{D_1 + D_2V^2}{B_1}.$$

Теперь подставим p^2 в первое уравнение системы (9.55). Получим

$$A_1(D_1 + D_2V^2)^2 - B_1(C_1 + C_2V^2) \cdot (D_1 + D_2V^2) + B_1^2(E_1 + E_2V^2) = 0. \quad (9.57)$$

Раскроем скобки и придадим (9.57) канонический вид

$$LV^4 + MV^2 + N = 0. \quad (9.58)$$

Это так называемое флаттерное уравнение. Его коэффициенты и свободный член определяются из третьей свёртки

$$\begin{cases} L = B_1C_2D_2 - D_2^2A_1; \\ M = B_1C_2D_1 + B_1C_1D_2 - B_1^2E_2 - 2D_1D_2A_1; \\ N = B_1C_1D_1 - B_1^2E_1 - D_1^2A_1. \end{cases} \quad (9.59)$$

Предполагают, что функции формы совместных колебаний крыла близки к функциям формы чисто изгибных и чисто крутильных колебаний.

Тогда расчёт на $V_{кр}$ проводят следующим образом:

- 1) находят известными методами функции формы чисто изгибных и чисто крутильных колебаний (основной тон колебаний);
- 2) используя свёртки (9.53), (9.56) и (9.59), находят коэффициенты и свободный член флаттерного уравнения (9.58);
- 3) решая уравнение (9.58), определяют $V_{кр}$.

Для прикидочных расчётов можно брать функции формы колебаний крыла постоянного сечения (см. подразделы 9.2, 9.4 или табл. 9.1).

Однако полученная таким образом скорость $V_{кр}$ окажется выше действительной, хотя и незначительно.

Рассмотрим теперь случай $p = 0$ для системы (9.55). Он будет соответствовать аperiодическому процессу дивергенции крыла. Из первого уравнения имеем

$$E_1 + E_2 V^2 = 0 \Rightarrow V_{div} = \sqrt{-E_1/E_2} = \sqrt{-a_{22}/b_{22}} .$$

Для самолётов с дозвуковыми скоростями полёта, согласно нормам лётной годности, для любого явления аэроупругости должно выполняться условие

$$V_{кр} \geq 1,2 \cdot V_{\max\max} .$$

Таблица 9.1

Функции формы колебаний крыла постоянного сечения

z/l_k	$f(z)$	$\psi(z)$	$f\psi$	f^2	ψ^2	$\frac{f''}{\left(\frac{1,875}{l_k}\right)^2}$	$\frac{\psi'}{\pi/l_k}$	$\left(\frac{f''}{\left(\frac{1,875}{l_k}\right)^2}\right)^2$	$\left(\frac{\psi'}{\pi/2l_k}\right)^2$
0	0	0	0	0	0	2,0	1,0	4,0	1,0
0,1	0,033	0,156	0,005	0,001	0,024	1,718	0,987	2,930	0,975
0,2	0,127	0,309	0,017	0,016	0,095	1,448	0,951	2,095	0,905
0,3	0,264	0,453	0,111	0,069	0,206	1,190	0,891	1,417	0,794
0,4	0,459	0,587	0,270	0,211	0,345	0,921	0,809	0,848	0,655
0,5	0,678	0,707	0,480	0,460	0,500	0,687	0,706	0,472	0,500
0,6	0,922	0,809	0,746	0,850	0,654	0,458	0,588	0,209	0,346
0,7	1,181	0,891	1,052	1,396	0,793	0,273	0,443	0,074	0,196
0,8	1,451	0,951	1,380	2,108	0,904	0,127	0,308	0,016	0,095
0,9	1,724	0,987	1,703	2,974	0,975	0,033	0,151	0,001	0,023
1,0	2,000	1,000	2,000	4,000	1,000	0	0	0	0

Для самолётов со сверхзвуковыми скоростями полёта величины запасов могут иметь бóльшие значения.

9.10. Влияние конструктивных параметров несущей поверхности на критическую скорость флаттера

При проектировании авиационных конструкций разработчику необходимо знать, какие параметры и характеристики крыла и оперения существенно влияют на критические скорости различных форм флаттера и как эти параметры и характеристики изменить для повышения критической скорости.

1) Изменение изгибной жесткости крыла EJ практически не влияет на величину критической скорости флаттера (рис. 9.16).

2) Изменение крутильной жесткости крыла $GJ_{кр}$ в n раз увеличивает критическую скорость флаттера в \sqrt{n} раз (см. рис. 9.16).

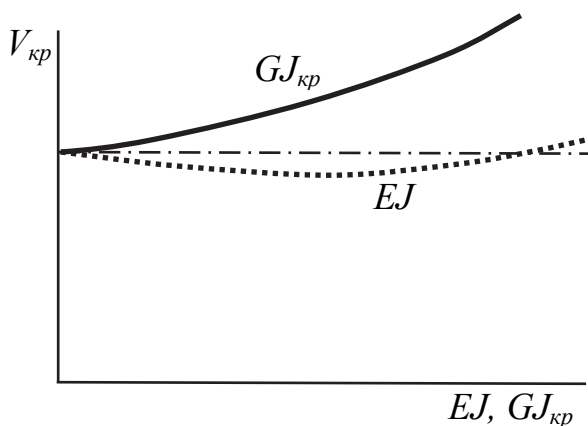


Рис. 9.16. Влияние изгибной EJ и крутильной $GJ_{кр}$ жесткостей на $V_{кр}$

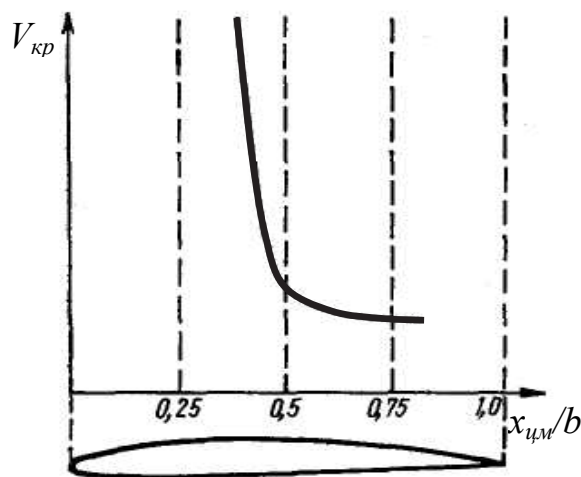


Рис. 9.17. Влияние положения ц.м. на критическую скорость флаттера

3) Положение центров масс сечений крыла по хорде существенно влияет на критическую скорость (рис. 9.17). Необходимо стремиться к созданию конструкции с наиболее передней центровкой. Практически ц.м. лежит в диапазоне 42...50 % хорды. Из рисунка видно, что в этом случае

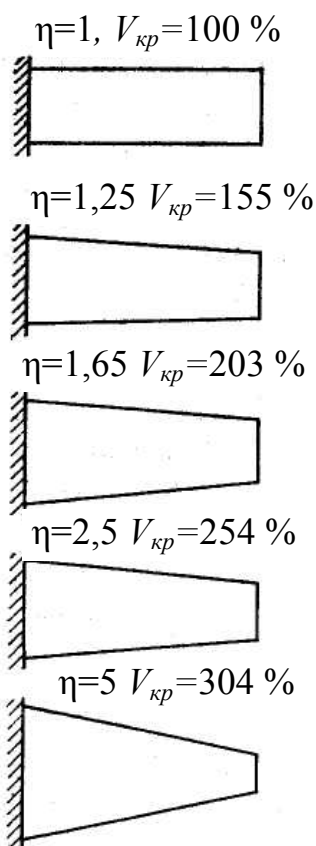


Рис. 9.18. Влияние сужения крыла на $V_{кр}$

смещение ц.м. вперед на 1...2 % хорды уже даёт существенный прирост критической скорости. Это проще всего достигается установкой грузов (балансиров) в носке крыла. Наиболее эффективны балансиры в концевых частях крыла, так как именно они оказывают наибольшее влияние на критическую скорость флаттера.

4) Положение ц.и. сечений крыла вдоль хорды практически не влияет на критическую скорость флаттера.

5) Увеличение массы крыла и погонного массового момента инерции крыла при неизменном положении ц.м. крыла снижает критическую скорость флаттера.

6) Увеличение сужения крыла при неизменном размахе и площади увеличивает критическую скорость флаттера (рис. 9.18).

7) С увеличением стреловидности крыла возрастает критическая скорость флаттера (рис. 9.19). Это положение может оказаться несправедливым для случаев, когда при больших углах стреловидности крыла возникает существенное взаимодействие между крылом и опере-

нием (самолёты Су-24, Ту-22М3, Ту-160, F-111).

8) При скоростях полёта $M > 0,6$ необходимо учитывать сжимаемость воздуха. В этом случае коэффициенты и свободный член флаттерного уравнения (9.58) будут являться функциями числа M полёта.

9) Меры, направленные на повышение критической скорости изгибно-элеронного флаттера, сводятся к весовой балансировке элеронов, увеличению жесткости проводки управления и устранению люфтов в ней. Критическая скорость флаттера зависит также от расположения элерона по размаху, увеличиваясь при смещении элерона от конца в среднюю часть крыла. При весовой балансировке центр масс элерона совмещают с осью вращения или добиваются, чтобы он находился впереди оси вращения. В соответствии с этим говорят о 100%-й весовой балансировке или перебалансировке элеронов. Достигается балансировка с помощью грузов (баланси́ров), устанавливаемых перед осью вращения элерона. Балансировка может осуществляться сосредоточенными грузами, вынесенными вперед на кронштейне, или грузом, равномерно распределенным по размаху элерона. В случае балансировки равномерно распределенным по размаху грузом все сечения элерона балансируются примерно одинаково, но масса груза получается большой, составляя иногда до 50 % массы конструкции элерона. При балансировке сосредоточенными грузами массы последних требуется значительно меньше, однако балансировка сечений элерона при этом существенно неодинакова: сечения, где расположен груз, оказываются перебалансированными, а все другие – недобалансированными. При колебаниях крыла это приводит к возникновению сил и моментов, скручивающих элерон, что снижает эффект балансировки.

10) Основные виды флаттера оперения имеют такую же природу, как и рассмотренные выше изгибно-крутильная и изгибно-элеронная формы флаттера крыла. Однако форм колебаний у оперения значительно больше, так как к собственным деформациям оперения добавляются еще изгибные и крутильные колебания фюзеляжа. Основными средствами повышения критической скорости флаттера оперения являются увеличение жесткости оперения и фюзеляжа, а также весовая балансировка рулей.

Недостаточная жесткость при кручении стабилизатора, обусловленная спецификой его крепления, требует применения эффективных мер для повышения критической скорости флаттера. С этой целью на концах половин стабилизатора устанавливают балансировочные (противофлаттерные) грузы, возможно применение специальных демпферов. Иногда часть кон-

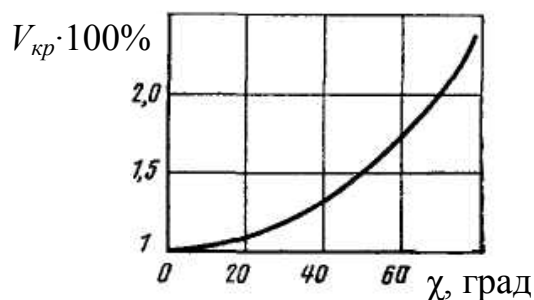


Рис. 9.19. Влияние угла стреловидности χ на $V_{кр}$

цевой поверхности оперения (киля, управляемого стабилизатора) срезают (как, например, у самолёта F-22). Несущие свойства этой части оперения невысоки, поэтому эффективность его практически не снижается. Вместе с тем центры масс концевых сечений оперения смещаются вперед, благодаря чему уменьшается потребный вес противофлаттерного груза, а критическая скорость флаттера повышается. Наличие гидроусилителя в системе управления стабилизатором может приводить к образованию еще более сложных колебательных систем, в которых наряду с оперением и фюзеляжем участвует и гидравлический привод.

11) Критическая скорость флаттера может быть увеличена с помощью автоматической системы. Такая система включает датчики перегрузки, расположенные симметрично на левой и правой консолях на расстоянии от плоскости симметрии самолёта, примерно равным 70 % полуразмаха крыла, корректирующие фильтры, исполнительные механизмы и элероны. В зависимости от симметричности или антисимметричности колебаний конструкции при рассматриваемой форме флаттера используется сумма или разность сигналов датчиков перегрузки и соответствующие отклонения элеронов, демпфирующие изгибные и крутильные колебания крыла низших тонов. При этом критическая скорость флаттера может возрасти на 20...30 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В представленном учебном пособии рассмотрены внешние нагрузки, действующие на самолёт в криволинейном полёте и при болтанке, показаны основные расчётные случаи нагружения самолёта в полёте и при посадке. Приведена методика расчёта крыла и его частей на статическую прочность и жёсткость. Также представлены методики статического расчёта оперения, элементов механической проводки системы управления, фюзеляжа, шасси и установок под двигатели.

Рассмотрены основные расчётные случаи нагружения винтокрылых летательных аппаратов, приведена методика расчёта лопасти несущего винта на статическую прочность.

Описан процесс изгибно-крутильных колебаний крыла в вакууме и в потоке газа, представлены модели основных явлений аэроупругости – дивергенции и изгибно-крутильного флаттера крыла (оперения), показано влияние конструктивных параметров несущей поверхности на критические скорости этих явлений.

Данная информация количественно и качественно соответствует требованиям государственного образовательного стандарта специальности «Самолёто- и вертолётостроение» и направления «Авиастроение» по дисциплине «Прочность конструкций летательных аппаратов».

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – М. : ЛИИ им. М.М. Громова, 1993. – 227 с.
2. Авиационные правила. Ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. – М. : ЛИИ им. М.М. Громова, 1994. – 322 с.
3. Нормы прочности самолетов 1943 г. – М. : БНТ НКАП, 1943. – 141 с.
4. Нормы прочности гражданских самолетов 1961 г. – М. : БНИ ЦАГИ, 1962. – 139 с.
5. Проектирование гражданских самолетов: Теория и методы / И. Я. Катырев, М. С. Неймарк, В. М. Шейнин [и др.]. – М. : Машиностроение, 1991. – 672 с.
6. Бадягин, А. А. Проектирование легких самолетов / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. – М. : Машиностроение, 1978. – 208 с.
7. Проектирование самолетов : учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев [и др.]. – 3-е изд. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Шейнин, В. М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов : справочник / В. М. Шейнин, В. И. Козловский. – 2-е изд. – М. : Машиностроение, 1984. – 552 с.
9. Стригунов, В. М. Расчет самолета на прочность : учебник для вузов / В. М. Стригунов. – М. : Машиностроение, 1984. – 396 с.
10. Проектирование конструкций самолетов : учебник для студентов вузов / Е. С. Войт, А. И. Ендогур, З. А. Мелик-Саркисян [и др.]. – М. : Машиностроение, 1987. – 416 с.
11. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность : учебник для вузов / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М. : Машиностроение, 1966. – 519 с.
12. Конструкция и прочность самолётов и вертолётов : учебник для вузов гражданской авиации / М. С. Воскобойник, Г. С. Лагосюк, Ю. Д. Миленький [и др.]. – М. : Транспорт, 1972. – 440 с.
13. Авиационные правила. Ч. 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории. – М. : Межгосударственный авиационный комитет, 2000. – 101 с.
14. Авиационные правила. Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. – М. : Межгосударственный авиационный комитет, 2003. – 129 с.
15. Нормы лётной годности гражданских вертолётов СССР. – М. : БНИ ЦАГИ, 1971. – 184 с.
16. Прочность самолёта (методы нормирования расчётных условий прочности самолёта) / А. М. Макаревский, Н. Н. Корчемкин, Т. А. Француз [и др.]. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.
17. Одинокое, Ю. Г. Расчёт самолёта на прочность / Ю. Г. Одинокое. – М. : Машиностроение, 1973. – 392 с.

Учебное издание

Чепурных Игорь Владимирович

**ПРОЧНОСТЬ КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Учебное пособие

Научный редактор – кандидат технических наук, доцент А. В. Вялов

Редактор Е. О. Колесникова

Подписано в печать 24.12.2013.

Формат 60 × 84 1/16. Бумага 65 г/м². Ризограф EZ570E.
Усл. печ. л. 8,37. Уч.-изд. л. 8,14. Тираж 150. Заказ 25972.

Редакционно-издательский отдел
Федерального государственного бюджетного образовательного
учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
681013, Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.

Полиграфическая лаборатория
Федерального государственного бюджетного образовательного
учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
681013, Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.