МИНОБРНАУКИ РОССИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П.КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Ю. Л. Тарасов

Прочность конструкций самолётов

Часть 1

Электронное учебное пособие

САМАРА
2012

УДК 629.7.01 (075)
ББК 68.53
Т 191

Автор: Тарасов Юрий Леонидович,

Редакторская обработка Ю.Л. Тарасов
Компьютерная вёрстка М.А. Хоробрых
Довёрстка М.А. Хоробрых

Тарасов, Ю. Л. Прочность конструкций самолётов. Часть 1 [Электронный ресурс]: электронное учебное пособие / Ю. Л. Тарасов, Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (9,61 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. Опт. Диск (CD-ROM).

Электронное учебное пособие (Часть 1) посвящено вопросам нагрузок, действующих на самолёт, и условиям его эксплуатации, нагрузкам, действующим на крыло большого и малого удлинения. В пособии рассматриваются также методы определения предельных возможностей элементов конструкций современных самолётов – их разрушающие напряжения, излагаются методы оценки напряженного состояния различных силовых схем крыльев большого удлинения – прямых и стреловидных, а также крыльев малого удлинения. В пособии анализируется физическая картина работы конструкций крыла в зонах вырезов, заделки, корневой части стреловидного крыла. Указывается на необходимость использования численных методов конечных элементов при оценке напряженного состояния таких зон конструкции крыла.

Учебное пособие предназначено для использования студентами по направлению 160100.65 «Самолето – и вертолетостроение» дисциплины «Прочность конструкций», изучаемой в 7-8 семестрах, а также при выполнении курсовых работ и дипломных проектов.

Учебное пособие выполнено на кафедре космического машиностроения.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 8

ГЛАВА 1. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ, И ИХ НОРМИРОВАНИЕ 10

1.1. Силы, действующие на самолет в полете 10

1.2. Перегрузка самолета по величине и направлению 12

1.3. Связь перегрузки с параметрами полета - ускорением, скоростью и радиусом кривизны траектории 13

1.3.1. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости 13

1.3.2. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости – вираж 17

1.4. Перегрузка в точке, не совпадающей с центром масс самолета 19

1.5. Максимально возможное значение перегрузки. Влияние скорости и высоты полета на ее величину 21

1.6. Зависимость перегрузки от параметров самолета и выносливости летчика 23

1.7. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе 25

1.7.1. Горизонтальный дискретный порыв воздуха 27

1.7.2. Вертикальный дискретный порыв воздуха 28

1.8. Перегрузки беспилотных летательных аппаратов 34

1.8.1. Перегрузки, возникающие при старте и транспортировке 34

1.8.2. Перегрузки программные и дополнительные 35

1.9. Нагрев самолета в полете 35

1.9.1. Зависимость температуры обшивки самолета от высоты и скорости полета 39

1.9.2. Влияние ионизации воздуха на аэродинамический нагрев самолета при полете на гиперзвуковых скоростях 41

1.10. Нормы летной годности самолетов 43

1.10.1. Норма прочности 46

1.10.2. Эксплуатационная нагрузка на отдельные части самолета. Расчетные случаи и их связь с траекторией движения 51
1.10.3. Коэффициент безопасности и особенности расчета на разрушение в самолетостроении 59
1.10.4. Вероятностно-статистический подход с обоснованию коэффициента безопасности 61
1.10.5 О Нормах жесткости 63
1.10.6. Испытания самолета на прочность 64
ГЛАВА 2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО САМООЛЕТА 67
2.1.Определение величин аэродинамической и массовой нагрузки крыла 67
2.2.Распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла 69
2.2.1. Влияние стреловидности крыла, фюзеляжа и гондол двигателей на распределение аэродинамической нагрузки 72
2.2.2. Учет влияния заданной крутки крыла на закон распределения нагрузки 78
2.3. Распределение воздушной нагрузки по поверхности крыла малого удлинения 83
2.4. Определение положения центра давления по сечениям крыла 84
2.5. Распределение аэродинамической нагрузки при пикировании самолета 86
2.6. Распределение массовых сил крыла по размаху 88
2.7. Построение эпюр перерезывающих сил и моментов крыла 89
ГЛАВА 3. РАСЧЕТ КРЫЛА 96
3.1. Передача воздушной нагрузки на элементы конструкции крыла 96
3.2. Работа элементов каркаса крала и обшивки 99
3.2.1. Работа поясов лонжеронов 99

3.2.2. Работа стрингеров 100
3.2.3. Совместная работа обшивки с продольным набором 106
3.2.4. Монолитная панель 112
3.2.5. Трехслойные панели 113
3.2.6. Работа панелей обшивки или стенок на сдвиг 114
3.2.7. Несущие свойства элементов конструкции при нагреве 117
3.2.8. Критерии сопротивления разрушению 122
3.3. Оценка прочности конструкции крыла 124
3.3.1 Определение нормальных напряжений при изгибе крыла 126
3.3.2 Рассмотрим практику определения нормальных напряжений методом редукционных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций 129
3.3.3. Приближенные методы редукционных коэффициентов 133
3.3.4. Определение касательных напряжений при изгибе крыла 136
3.3.5. Определение координат центра жесткости сечения крыла 148
3.3.6. Определение крутящего момента относительно центра жесткости сечения 151
3.3.7. Определение касательных напряжений при свободном кручении крыла 155
3.3.8. Оценка прочности элементов сечения крыла 157
3.3.9. Определение деформаций крыла 163
3.3.10 Учет влияния вырезов в обшивке крыла и его заделки при кручении 163
3.3.10.1 Вырезы в обшивке крыла 163
3.3.10.2 Учет заделки крыла при его кручении 171
3.3.10.3. Определение длины отсека крыла, примыкающего к зоне выреза или заделки при кручении крыла 177
3.3.11 Нервюры крыла 178
3.3.11.1 Нагрузки и расчет нормальных нервюр 179
3.3.11.2. Расчет усиленных нервюр 183

3.4. Приближенные методы расчета крыла 189
3.4.1 Оценка прочности элементов конструкции крыла 189
3.4.1.1. Крыло лонжеронного типа 189
3.4.1.2. Кессонное (моноблочное) крыло 193
3.4.2. Подбор сечений силовых элементов конструкции крыла 194
3.4.2.1. Крыло лонжеронного типа 201
3.4.2.1.1.Определение потребной толщины обшивки 201
3.4.2.1.2. Подбор элементов продольного наборе для растянутой зоны крыла 203
3.4.2.1.3. Подбор элементов продольного набора для сжатой зоны крыл 209
3.4.2.1.4. Подбор стенок лонжеронов крыла 212
3.4.2.2. Крыло кессонного (моноблочного) типа 213
ГЛАВА 4. РАСЧЕТ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ 217
4.1 Силовые схемы стреловидных крыльев 217
4.2 Моноброчное крыло с переломом элементов продольного набора по борту фюзеляжа 219
4.2.1 Определение нормальных напряжений консоли крыла при изгибе 219
4.2.2 Определение касательных напряжений в сечениях крыла 225
4.2.3 Определение напряжений в сечениях консоли 230
4.2.4 Влияние угла стреловидности на напряженное состояние крыла 234
4.2.5 Напряжения в корневой и фюзеляжной части крыла 237
4.3 Моноблочное крыло с переломом продольного набора по оси симметрии самолета 241
4.4 Двухлонжеронное безстринговое крыло 240
4.5 Однолонжеронное крыло с главным подкосом 250
4.6 Подбор сечений силовых элементов стреловидных крыльев 252
4.6.1 Двухлонжеронное крыло 252

4.6.2 Моноблочное крыло 255
ГЛАВА 5. РАСЧЕТ ТЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ 259
5.1 Силовые схемы треугольных крыльев 259
5.2 Крылья с лонжеронами, перпендикулярными продольной оси самолета 259
5.3 Приближенный расчет крыла 265
5.4 Крыло с лонжеронами, сходящимися в вершине 271
5.4.1 Определение нормальных напряжений 272
5.4.2 Определение касательных напряжений 276
5.5 Расчет сплошного крыла малого удлинения 279
5.6 Подбор сечений силовых элементов треугодьного крыла 291
5.6.1 Крыло с лонжеронами, перпендикулярными продольной оси самолета 291
5.6.1 Монолитное крыло 292
ПОСЛЕСЛОВИЕ К ГЛАВЕ 3-5 294
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 295

ВВЕДЕНИЕ

В учебном пособии по курсу “Прочность конструкций самолетов” рассматриваются вопросы определения нагрузок и условий эксплуатации самолетов, выбора расчетных силовых схем их конструкций и методов обеспечения прочности и жесткости при статических и динамических нагрузках.

В настоящее время сложились следующие направления обеспечения прочности конструкций самолетов:

- установлены нормы или степени прочности, т.е. регламентирование расчетных условий прочности конструкций, назначение коэффициентов безопасности, задание требований сертификации самолетов по условиям прочности их конструкций;

- обеспечение статической прочности, выбор конструктивно-силовой схемы (КСС) конструкций, обоснованный выбор их материалов, разработка методик расчета и проведение расчетов на максимальные нагрузки, действующие при эксплуатации, проведение статических испытаний;

- обеспечение усталостной прочности и живучести, т.е. обеспечение эксплуатационной безопасности конструкций в течение назначенного срока их службы – разработка методик и проведение расчетов и испытаний конструкции на усталость и живучесть;

- рассмотрение явлений аэроупругости, т.е. взаимодействия упругой конструкции с потоком воздуха с целю определения критических скоростей, форм колебаний и других параметров различных явлений статической и динамической аэроупругости для обеспечения безопасности летной эксплуатации самолета.

При проектировании самолета по условиям прочности используется комплексный подход, который одновременно учитывает ряд требований к его конструкции:

- обеспечение статической прочности неповрежденной конструкции;

- определение необходимого уровня остаточной прочности при наличии повреждений, а также необходимого уровня ресурса конструкции по условиям сопротивления усталости;

- удовлетворение требований к жесткости конструкции, исходя из гарантии безопасности по условиям статической и динамической аэроупругости.

Этим требованиям приходится удовлетворять при неэргодичности (индивидуальности) вариаций условий эксплуатации.

Работа по обеспечению прочности конструкций ведутся от начала разработки проекта самолета до его списания, т.е. на протяжении всего цикла его существования. Эта система работ позволяет поддерживать высокий уровень безопасности летательного аппарата в течение всего срока его эксплуатации.

Ниже в таблице 1 представлен вид работ по созданию нового самолета от предварительных этапов проектирования до сертификации, и каждый этап создания самолета содержит трудоемкие мероприятия по обеспечению прочности, жесткости конструкции, по обеспечению безопасности ее эксплуатации и высокого уровня надежности.

ГЛАВА 1. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ, И ИХ НОРМИРОВАНИЕ

При прочностном проектировании самолета необходимо учитывать нагрузки, действующие в полете, на земле, а также при его техническом обслуживании.

В основу расчета самолета на прочность положены метопы строительной механики, которые используют условия равновесия. Однако в полете или при движении по земле в общем случае ни самолет, ни отдельные его части не находятся в равновесии. Но согласно принципу Даламбера движущееся тело - самолет можно рассматривать находящимся в равновесии, если к силам, действующим отнести и силы инерции.

Таким образом, при расчете самолета на прочность используются условия равновесия, но при этом во внешнюю нагрузку включаются и силы инерции.

1.1. Силы, действующие на самолет в полете

В полете на самолет действуют следующие силы: тяга двигателей P, аэродинамические - подъемная сила Y_a и лобовое сопротивление Q_a, сила тяжести G (рис. 1.1).

Все силы, действующие на самолет или отдельные его части, удобно разделить на две категории: поверхностные и массовые. К поверхностным относятся силы, приложенные к поверхности самолета, как распределенные по этой поверхности, так и сосредоточенные. Это аэродинамические силы, сила тяги двигателей, реакция земли при посадке или взлете, силы взаимодействия отдельных частей самолета.

К массовым относятся силы тяжести и инерционные. Они пропорциональны массе и распределены по всему объему самолета т.к. действуют на каждый элемент массы.

Силы, действующие не любой агрегат самолета, целятся не те же категории. При этом поверхностными являются силы реакции, передающиеся на данный агрегат через узлы его крепления к самолету.

Таблица 1Этапы создания самолета

Работы	Относительное время с начала проектирования до сертификации
	0,2 0,4 0,6 0,8 1,0
Предварительные этапа проектирования	
Рабочее проектирование	
Изготовление первого самолета	
Летные испытания	
Сертификация и начало эксплуатации	

Предварительный анализ конструкционных материалов	
Испытания образцов	
Расчеты	
Испытания панелей	
Испытание моделей и макетов	
Статические испытания	
Летные прочностные испытания	
Усталостные испытания	
Испытания на живучесть	

Так как все силы, действующие на самолет, разделены на две группы, то из условия равновесия следует, что равнодействующая одной группы сил (поверхностных) $R_п$ равна и направлена противоположно равнодействующей второй группы (массовых) $R_м$, т.е.

$$\bar{R}_{\text{п}} = -\bar{R}_{\text{м}} \qquad (1.1)$$

Это справедливо и в отношении сил, действующих на любой груз или агрегат *i* самолета:

$$\bar{R}_{\text{П}_i} = -\bar{R}_{\text{М}_i} \tag{1.2}$$

1.2. Перегрузка самолета по величине и направлению

Отношение равнодействующих всех поверхностных сил самолета к его силе тяжести называется перегрузкой самолета:

$$\bar{n} = \frac{\bar{R}_{\text{П}}}{G} = \frac{\bar{R}_{\text{П}}}{mg} \tag{1.3}$$

Перегрузка векторная величина, имеющая направление поверхностных сил. Так как из условия равновесия равнодействующая поверхностных сил равна по величине и направлена противоположно равнодействующей массовых сил, то

$$\bar{n} = -\frac{\bar{R}_{\text{М}}}{G} = -\frac{\overline{R_{\text{М}}}}{mg} \tag{1.4}$$

Откуда

$$\bar{R}_{\text{М}} = -\bar{n}mg \tag{1.5}$$

На практике чаще используют не перегрузку $\bar{n}$ в направлении равнодействующей поверхностных сил $\overline{R_n}$, а перегрузками поперечными в направлении подъемной силы n_y, продольными - в направлении лобового сопротивления n_x, боковыми - n_z, т.е. составляющими полной перегрузки. При этом перегрузкой в заданном направлении называют отношение проекции всех поверхностных сил на это направление к силе тяжести самолета, т.е.

$$n_x = \frac{R_x}{mg}, n_y = n = \frac{R_y}{mg}, n_z = \frac{R_z}{mg} \tag{1.6}$$

В расчетах самолета на прочность наибольшее значение имеет перегрузка n_y.

Поделив числитель и знаменатель выражения (1.3), определяющего перегрузку $\bar{n}$, на массу самолета *m*, обнаружим, что перегрузка самолета

может определяться как отношение ускорения в центре масс, вызванного равнодействующей поверхностных сил, к модулю ускорения силы тяжести:

$$\bar{n} = \frac{\frac{\bar{R}_{\text{П}}}{m}}{g} = \frac{\bar{J}_{\text{П}}}{g} \tag{1.7}$$

1.3. Связь перегрузки с параметрами полета - ускорением, скоростью и радиусом кривизны траектории.

Перегрузка зависит от таких параметров полета, как ускорение, скорость, радиус кривизны траектории. Для установления этой зависимости рассмотрим вначале криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости, затем - в горизонтальной плоскости.

1.3.1. Криволинейный полет самолета в вертикальной плоскости.

Рассмотрим некоторый момент криволинейного полета в вертикальной плоскости, когда вектор скорости V составляет угол Θ с горизонтом (рис. 1.1). На самолет в атом случае действуют подъемная сила Y_a, сила лобового сопротивления Q_a, сила тяги двигателей P, сила тяжести $G=mg$. Будем полагать, что силы прикладываются к центру масс самолета. При этом силы не находятся в равновесии. В общем случае криволинейного полета имеются тангенциальное ускорение J_x, обусловленное изменением скорости по траектории и центростремительное ускорение J_y , возникающее из-за кривизны траектории радиуса η. При этом

$$j_x = \frac{dV}{dt}, j_y = \dot{\theta}V = \frac{d\theta}{dt}V = \frac{V^2}{r} \tag{1.8}$$

Ускорениям J_x и J_y соответствуют инерционные силы: тангенциальная N_x и центробежная N_y. Эти силы равны:

$$N_x = mj_x = m\frac{dV}{dt}, N_y = mj_y = m\frac{V^2}{r} \tag{1.9}$$

При значительных скоростях полета, соответствующих $M > 6 \div 7$, возникает ускорение, обусловленное кривизной поверхности Земли. Этому

ускорению, величина которого равна $\frac{V^2}{R+H}$, соответствует инерционная сила $N = m\frac{V^2}{R+H}$. Здесь R – радиус Земли, а H - высота полета.

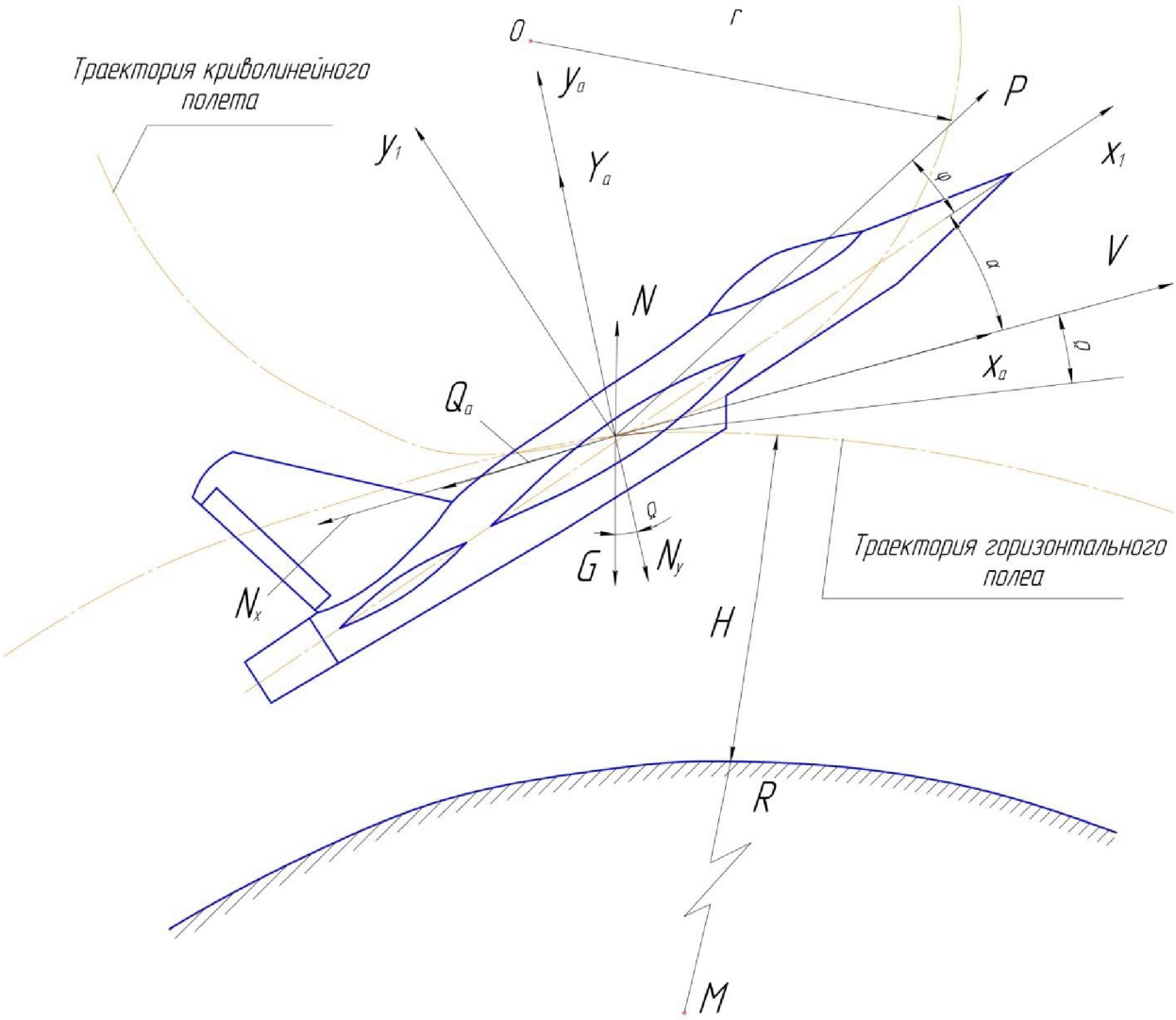


Рис. 1.1 Силы, действующие в центре масс самолета при криволинейном полете в вертикальной плоскости.

Добавив к действующим силам силы инерции N_x, N_y и N , на основании принципа Даламбера будем полагать систему находящейся в равновесии.

Для составления уравнений движения составим уравнения равновесия. С этой целью спроектируем все силы на оси Y_a и X_a. В левой части равенств оставим поверхностные силы, а в правой - массовые.

Итак

$$Y_a + P\sin(\alpha+\varphi) = (mg - N)\cos\theta + N_y \qquad (1.10а)$$

$$P\cos(\alpha+\varphi) - Q_a = (mg - N)\sin\theta + N_x \qquad (1.10б)$$

Разделив обе части равенств (1.10) на величину силы тяжести G, получим выражения для перегрузок в направлении поточных осей y_a и x_a:

$$n_y = \frac{Y_a + P\sin(\alpha+\varphi)}{mg} = \left[1 - \frac{V^2}{g(R+H)}\right]\cos\theta + \frac{V^2}{gr} \qquad (1.11а)$$

$$n_x = \frac{P\cos(\alpha+\varphi) - Q_a}{mg} = \left[1 - \frac{V^2}{g(R+H)}\right]\sin\theta + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} \qquad (1.11б)$$

Откуда

$$n_y = \left[1 - (\frac{V}{V_{1k}})^2\right]\cos\theta + \frac{V^2}{gr} \qquad (1.12а)$$

$$n_x = \left[1 - \left(\frac{V}{V_{1k}}\right)^2\right]\sin\theta + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} \qquad (1.12б)$$

Здесь $V_{1k} = \sqrt{g(R+H)}$ - первая космическая скорость.

При достижении этой скорости летящее тело может быть выведено на орбиту спутника Земли. Известно, что V_{1K}=7,9 км/с.

При $M << 6 \div 7$ величина $\left(\frac{V}{V_{1k}}\right)^2$ значительно меньше единицы, т.е. $\left(\frac{V}{V_{1k}}\right)^2 \ll 1$. Тогда

$$n_y = \cos\theta + \frac{V^2}{gr} \qquad (1.13а)$$

$$n_x = \sin\theta + \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} \qquad (1.13б)$$

Слагаемые, входящие в эти выражения, определяющие перегрузки, могут быть и положительными, и отрицательными.

Если вектор силы тяжести проектируется на отрицательное направление оси y_a, то $cos\Theta > 0$.

Величина $\frac{V^2}{r} > 0$ в том случае, когда ось y_a направлена к центру кривизны траектории.

Из схемы, представленной на рис. 1.2, видно в точках 1 и 3 траектории перегрузки n_y будут соответственно положительными и отрицательными, в точках же 2 и 4 как положительно, так и отрицательными, а также могут быть равными нулю. В точке 5 перегрузка n_y имеет максимальное значение, равное

$$n_y = 1 + \frac{V^2}{gr} \qquad (1.14а)$$

$$n_x = \frac{1}{g}\frac{dV}{dt} \qquad (1.15б)$$

Из выражений (1.13, 1.14) не видно, что перегрузка зависит от массы самолета. Но масса самолета влияет на его маневренность, а, следовательно, и на радиус кривизны траектории полета. Таким образом, существует связь между массой самолета и перегрузкой, потребной для реализации траектории полета самолета при скорости V и радиусе кривизны r. Это приводит к тому, что, например, два таких отличающихся друг от друга по массовым и скоростным характеристикам самолета, как истребитель Миг-29 и спортивный самолет Су-26, реализуют маневр - петлю Нестерова почти при одном значении перегрузки, равном $\approx 5 \ldots 6$. Самолет Миг-29 выполняет этот маневр при $V = 250$ *м/с* и $r = 1250$*м*, а Су-26 - при $V = 70$ *м/с* и $r = 100$ *м*. Отметим также, что перегрузка, потребная для совершения криволинейного полета, резко увеличивается с ростом скорости полета. Так, при выходе из отвесного пикирования ($\Theta = 90°$) с $r = 2000$ *м* требуется перегрузка $n_y = 2$ при $V = 200$ *м/с* и $n_y = 4{,}5$ при $V = 300$ *м/с*. Условия невесомости ($n_y = 0$) при полете самолета могут быть реализованы, например, путем выхода из горки. Параметры полета самолета при этом на основании (1.13а), должны удовлетворять равенству

$$V = \sqrt{gr\cos\theta} \qquad (1.15)$$

Выражения (1.11 - 1.13) могут быть использованы для определения перегрузок горизонтального полета, полета вне атмосферы.

Для горизонтального установившегося полета ускорения Jx и Jy, равны нулю, т.е. $\frac{V^2}{r} = \frac{dV}{dt} = 0$. Так как $\Theta = 0$, то $\sin\Theta = 0$, а $\cos\Theta = 1$. Тогда из (1.13) получим $n_x = 0$, а $n_y = 1$.

При полете летательного аппарата вне атмосферы аэродинамические силы равны нулю, т.е. $Y_a = Q_a = 0$. Тогда из (1.11) следует, что перегрузки определяются силой тяги двигателей, т.е.

$$n_x = \frac{P\cos(\varphi)}{mg} \qquad (1.16а)$$

$$n_y = \frac{P\sin(\varphi)}{mg} \qquad (1.16б)$$

Как известно, полет по круговой орбите характеризуется невесомостью. Так как $cos\Theta = 1$, $\frac{V^2}{r} = 0$, то при $P = Y_a = Q_a = 0$ из (1.10а) получим условие реализации этого полета:

$$mg - N = 0$$

Откуда

$$V^2 = g(R + H) = V_{1k}^2 \qquad (1.17)$$

1.3.2. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости - вираж.

Рассмотрим полет самолета при наличии угла крена β (рис. 1.3).

Добавим к действующим силам Y_a и G, показанным на схеме, силу инерции $N_n = \frac{mV^2}{r}$ и запишем условия равновесия.

Отметим, что искривление траектории осуществляется горизонтальной составляющей подъемной силы $Y_a sin\beta$, а полет в горизонтальной плоскости обеспечивается вертикальной составляющей $Y_a cos\beta$.

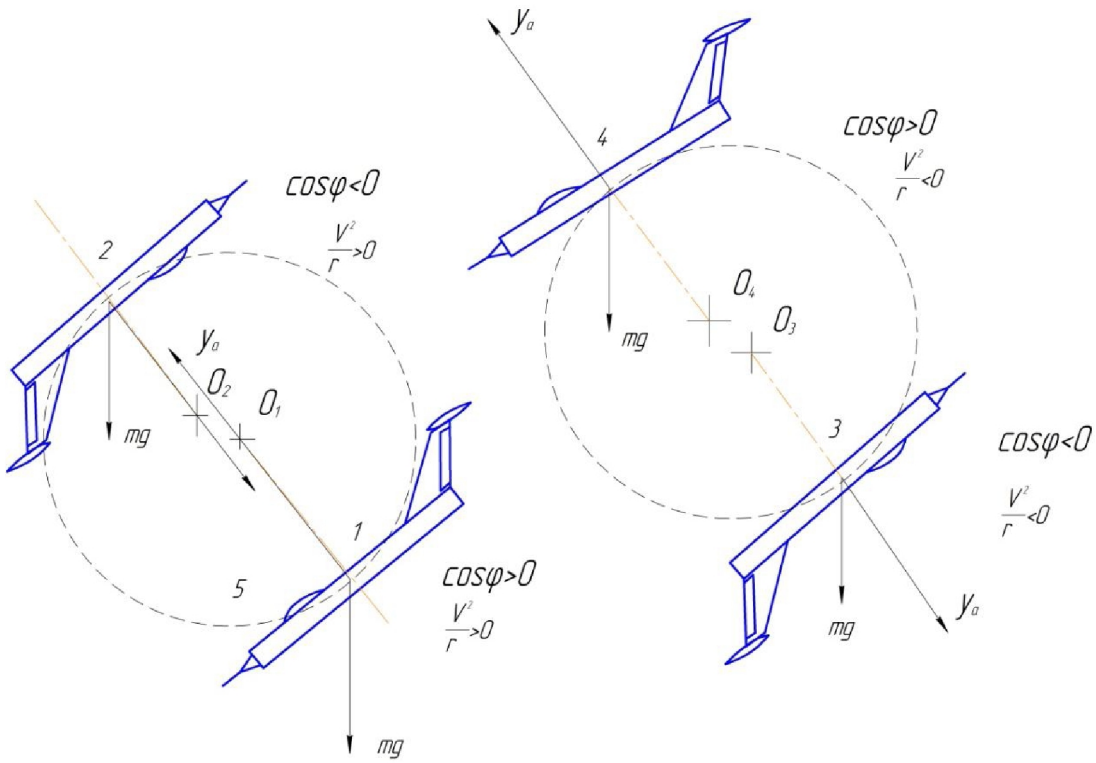


Рис 1.2. Схема правила знаков в слагаемых в выражении (1.13а).

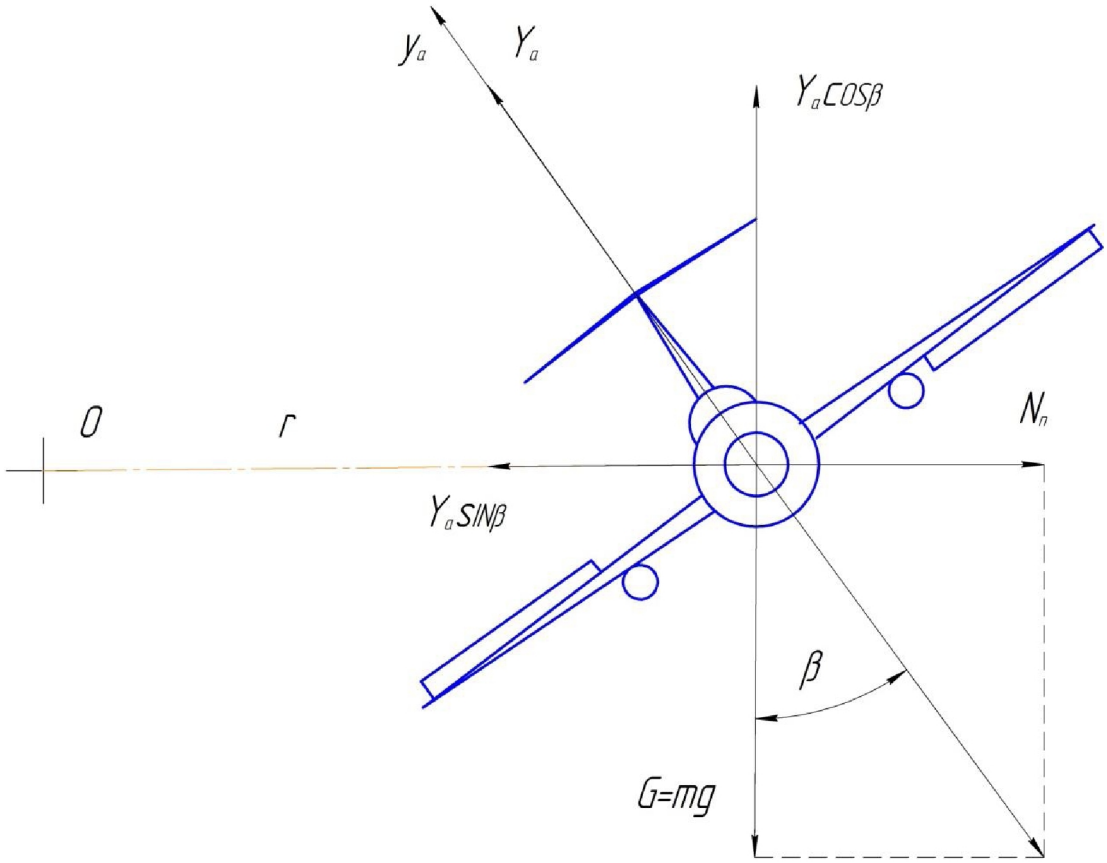


Рис 1.3. Силы, действующие в центре масс самолета, при криволинейном полете в горизонтальной плоскости.

Проектируя силы на вертикальную ось, находим

$$Y_a \cos\beta = mg \tag{1.18}$$

Откуда

$$n_y = \frac{Y_a}{mg} = \frac{1}{\cos\beta} \tag{1.19}$$

Сумма проекции сил на горизонтальную ось дает

$$Y_a \sin\beta = N_n = \frac{mV^2}{r} \tag{1.20}$$

и

$$n_y = \frac{Y_a}{mg} = \frac{V^2}{gr\sin\beta} \tag{1.21}$$

Выражения (1.19) и (1.21) устанавливают связь перегрузки n_y с параметрами полета: скоростью V, ускорением $\frac{V^2}{r}$, радиусом кривизны траектории r и углом крена β. Для современных самолетов предельное

значение угла крена составляет ≈ *75-80°*, при которых наибольшее значение перегрузки n_y достигает *4÷6*.

1.4. Перегрузка в точке, не совпадающей с центром масс самолета

В общем случае движения любого тела, в том числе и самолета, ускорения в разных точках тела различны.

Это позволяет заключить, что и перегрузка в разных точках самолета в общем случае движения неодинакова.

Перегрузка, испытываемая в центре масс самолета, характеризует величину равнодействующей поверхностных сил всего самолета, поэтому ее называют просто перегрузкой самолета, не оговаривая, что влияние ее сказывается в центре масс самолета.

Перегрузка в произвольной точке самолета характеризует силы, действующие на некоторый неподвижный относительно самолета груз, агрегат, расположенный в этой точке.

При этом равнодействующие поверхностных и массовых сил, приложенных к этому грузу, будут:

$$\bar{R}_{n_i} = -\bar{R}_{m_i} = \bar{n}_i m_i g \qquad (1.22)$$

где $\bar{n}_i$- перегрузка в рассматриваемой точке самолета,

m_i - масса соответствующего груза или агрегата.

Будем рассматривать самолет как абсолютно жесткое тело, совершающее криволинейное движение в вертикальной плоскости (рис. 1.4).

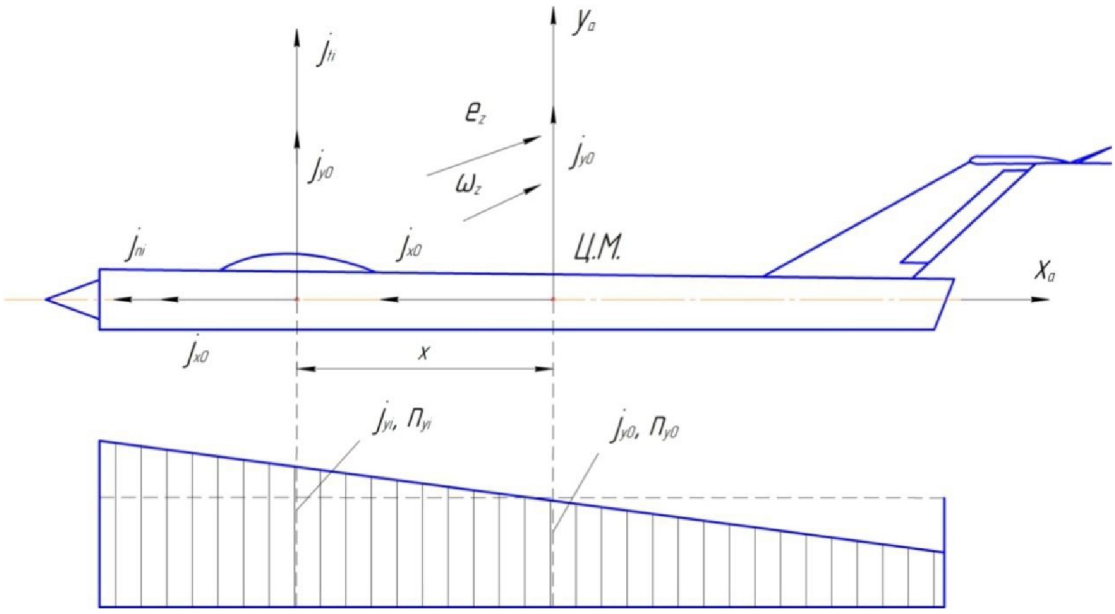


Рис. 1.4. Перегрузки в точках, не совпадающих с центром масс самолета.

Центр масс самолете имеет ускорения J_{x0}, J_{y0}, вращение самолета относительно центра масс характеризуется угловой скоростью ω_z и угловым ускорением ε_z.

В некоторой произвольной точке i , лежащей на расстоянии x от центра масс самолета, к ускорениям J_{x0}, J_{y0}, добавятся ускорения относительного движения (вращения относительно центра масс) - нормальное $j_{n_i} = -\omega_z^2 x$ и тангенциальное $j_{t_i} = \varepsilon_z x$. При этом мы считаем, что прямая, соединяющая точку i с центром масс самолета, совпадает с осью x.

Таким образом

$$j_{x_i} = j_{x_0} + j_{n_i} = j_{x_0} - \omega_z^2 x \qquad (1.23а)$$

$$j_{y_i} = j_{y_0} + j_{t_i} = j_{y_0} + \varepsilon_z x \qquad (1.23б)$$

Выражая перегрузки через ускорения, получим

$$n_{x_i} = n_{x_0} - \frac{\omega_z^2}{g} x \qquad (1.24а)$$

$$n_{y_i} = n_{y_0} + \frac{\varepsilon_z}{g} x \qquad (1.24б)$$

Здесь $\varepsilon_z = \frac{M_z}{J_z}$; M_z и J_z- момент вращения самолета и его момент инерции относительно оси Z.

Из выражений для n_x и n_y видно, что перегрузки по длине самолета меняются линейно, если полагать, что самолет является абсолютно жестким телом.

1.5. Максимально возможное значение перегрузки. Влияние скорости и высоты полета на ее величину.

Зависимости между перегрузкой и параметрами движения, пожученные выше, устанавливают потребные перегрузки для реализации заданных траекторий при определенной скорости.

Рассмотрим теперь вопрос о располагаемых перегрузках, определяемых максимально-возможным значением подъемной силы или избыточной тяги.

Мы установили ранее, что

$$n_x = \frac{P - Q_a}{mg} \tag{1.25}$$

т.е. перегрузка n_x определяется избыточной тягой.

Для самолетов эта перегрузка мала *(1÷2)*, а для беспилотных аппаратов с ракетными двигателями она может достигать *20÷30* (при старте, наборе скорости).

Наибольшая по абсолютной величине отрицательная перегрузка получается при торможении с выключенным двигателем. В этом случае $|n_x| = \frac{Q_a}{mg}$

Рассмотрим перегрузку в направлении подъемной силы:

$$n_y = \frac{Y_a}{mg}$$

Так как

$$Y_a = C_y q S, \text{ то } n_y = \frac{C_y q}{p}$$

Здесь $p = \frac{mg}{S}$ - нагрузка на $м^2$ крыла (удельная нагрузка на крыло), $q = \frac{\rho V^2}{2}$ - скоростной напор.

Видно, что перегрузка n_y тем больше, чем меньше удельная нагрузка на крыло p.

При заданной величине удельной нагрузки перегрузка определяется величиной C_y и скоростным напором q. При их увеличении увеличивается и перегрузка.

Перегрузка достигает максимального значения при $C_y = C_{ymax}$ и $q = q_{maxmax} = \frac{\rho V_{maxmax}^2}{2} S$.

Таким образом,

$$n_{y_{\text{пр}}} = C_{y_{max}} \frac{\rho V_{maxmax}^2}{2} S$$

Здесь q_{maxmax}- максимально возможное значение скоростного напора, соответствующее, V_{maxmax} - максимально возможной скорости, получающейся при пикировании. Выразим в последнем выражении силу тяжести самолета через подъемную силу на посадке

$$mg = C_{y_{\text{пос}}} \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S$$

Тогда наибольшее значение перегрузки будет равно

$$n_{y_{\text{пр}}} = n_{y_{maxmax}} = \frac{C_{ymax}}{C_{y_{\text{пос}}}} \frac{\rho_H}{\rho_0} \left(\frac{V_{maxmax}}{V_{\text{пос}}} \right)^2 \qquad (1.26а)$$

или

$$n_{y_{\text{пр}}} = \frac{C_{ymax}}{C_{y_{\text{пос}}}} \frac{\rho_H}{\rho_0} \left(\frac{a_H M_{maxmax}}{a_0 M_{\text{пос}}} \right)^2 \qquad (1.26б)$$

Здесь M_{maxmax} и $M_{пос}$ – числа M, соответствующие скорости V_{maxmax} и посадочной скорости $V_{пос}$ без учета механизации;

C_{ymax} и $C_{yпос}$ наибольшие значения коэффициента подъемной силы, соответствующие значению числа M_{maxmax} и малому значению числа $M_{пос}$ (при посадке).

С изменением числа M перегрузка изменяется примерно пропорционально квадрату этой величины (примерно - потому, что C_{ymax} также зависит от числа M). Предельная перегрузка, как видно из схемы,

представленной на рис. 1.5, возрастает с увеличением числа M (скорости) и резко убывает с ростом высоты H полета.

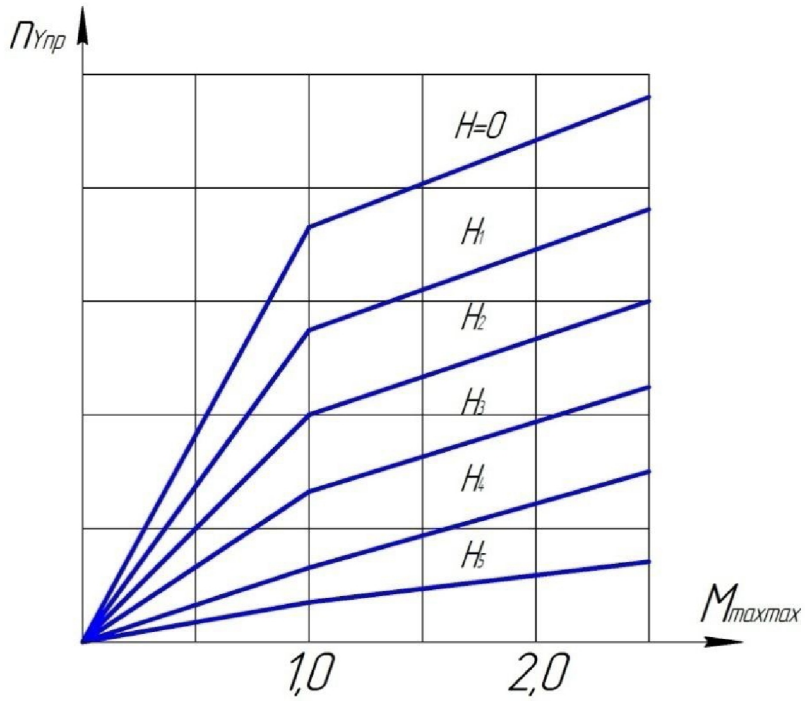


Рис. 1.5. Влияние высоты H и скорости V_{maxmax} полета на величину предельной перегрузки.

Это объясняется тем, что для высоты полета $H=30$ *км*, относительная плотность равна $\frac{\rho_H}{\rho_0} = 0{,}0146$, тогда как для случая полета у земли, т.е. при $H=0$ это отношение составляет $\frac{\rho_H}{\rho_0} = 1$. Определим предельное значение перегрузки при $H=0$. Пусть $M_{\text{пос}} = \frac{1}{3}$, $M_{maxmax} = 3$, а $\frac{C_{ymax}}{C_{y\text{пос}}} = \frac{1}{2}$. Тогда $n_{упр} = 40{,}5$. Для высоты же полета $H=30$ км эта величина составляет всего $n_{упр} \approx 0{,}6$.

1.6. Зависимость перегрузки от параметров самолета и выносливости летчика.

В реальных условиях полета получить значения перегрузки, указанные выше, невозможно. Объясняется это тем, что коэффициент подъемной силы увеличивается не мгновенно, и скорость успевает несколько уменьшаться. Чем быстрее выходит самолет на режим C_{ymax}, тем большая перегрузка должна достигаться при прочих равных условиях.

Быстрота выхода на режим максимальной перегрузки определяется такими факторами, как

- инерционность самолета;
- эффективность руля высоты, поворотного стабилизатора и степень статической устойчивости;
- большие усилия на ручку управления;
- демпфирующее действие потока воздуха при вращении самолета.

Чем больше момент инерции самолета относительно оси Z, тем медленнее происходит выход на режим C_{ymax}. Это происходит и при уменьшении эффективности руля высоты или управляемого стабилизатора, а также при увеличении устойчивости самолета. Так как эффективность рулевых поверхностей падает с увеличением скорости, то может оказаться, что при больших числах M самолет может не выйти на режим C_{ymax}.

При вращении относительно оси Z самолет дополнительно обдувается в плоскости вращения потоком, перпендикулярным оси X , который, действуя на самолет, создает момент $M_{демпф}$ препятствующий этому вращению.

Предельная перегрузка самолета в значительной мере находится в руках конструктора, который может влиять на величину предельной перегрузки выбором запаса устойчивости самолета, угла отклонения рулевых поверхностей, усилия на ручке при отклонении рулей в крайнее положение и т.д.

Для маневренных самолетов наиболее существенным ограничением перегрузки являются физиологические возможности летчика.

Это объясняется тем, что летчик способен выдерживать перегрузки не выше определенных величин. Эти величины определяются временем действия и направлением перегрузок.

Чем кратковременное перегрузка, тем большую ее величину может безвредно перенести человек.

Величины предельных нагрузок по времени их действия показаны на графиках, представленных на рис. 1.6.

При кратковременном действии (доли секунды) летчик способен выдержать перегрузку больше *20*. Такие перегрузки возможны при аварийном покидании самолета путем катапультирования.

При перегрузках, равных *6,* действующих *15-20 с*., теряется зрение. Если продолжительность действия составляет менее *2 с*, то даже перегрузки, равные *8÷10*, вызывают менее ощутимые болезненные явления. Однако, при отрицательных перегрузках, равных *– 3* и действн ующих *10-15 с*. пилот может оказаться в состоянии близкому шоковому.

На рис. 1.7 дан график изменения перегрузки при выполнении на спортивном самолете полубочки на линии восхождения с последующим выходом в горизонтальный полет. Этот график показывает, что перегрузки, о которых говорилось выше, имеют место в условиях реального полета.

Физиологические способности летчика можно повысить с помощью применения противоперегрузочного костюма. В этом костюме летчик способен выдержать перегрузки, большие на *1-2*.

Таким образом, стремление увеличить маневренность скоростных самолетов ставит перед инженерами задачу увеличения выносливости человека к перегрузкам самолета. Эта задача разрешается применением противоперегрузочных костюмов, созданием такого управления, когда пилот находится в лежачем положении, и перегрузка приходится в направлении грудь-спина или спина-грудь.

1.7. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе.

Выше рассматривались маневренные перегрузки самолета, создаваемые по воле пилота.

Но, кроме этих перегрузок субъективного характера, существуют объективные перегрузки, возникающие независимо от воли пилота.

Дело в том, что в атмосфере всегда происходит движение воздуха с разными скоростями в разных направлениях.

Эти потоки, воздействуя на самолет, могут вызвать значительные перегрузки. С точки зрения воздействия на горизонтально летящий самолет потеки воздуха делят на две группы:

- вертикальные (восходящие и нисходящие),
- горизонтальные (встречные, попутные, боковые).

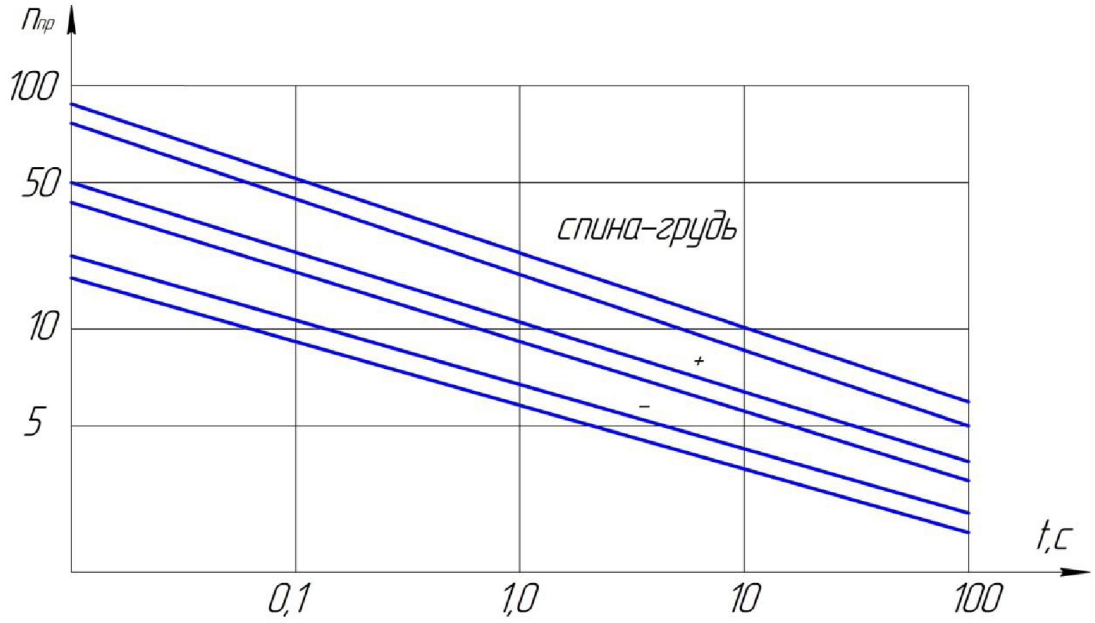


Рис. 1.6. Зависимость предельных перегрузок для организм человека в зависимости от времени действия и направления.

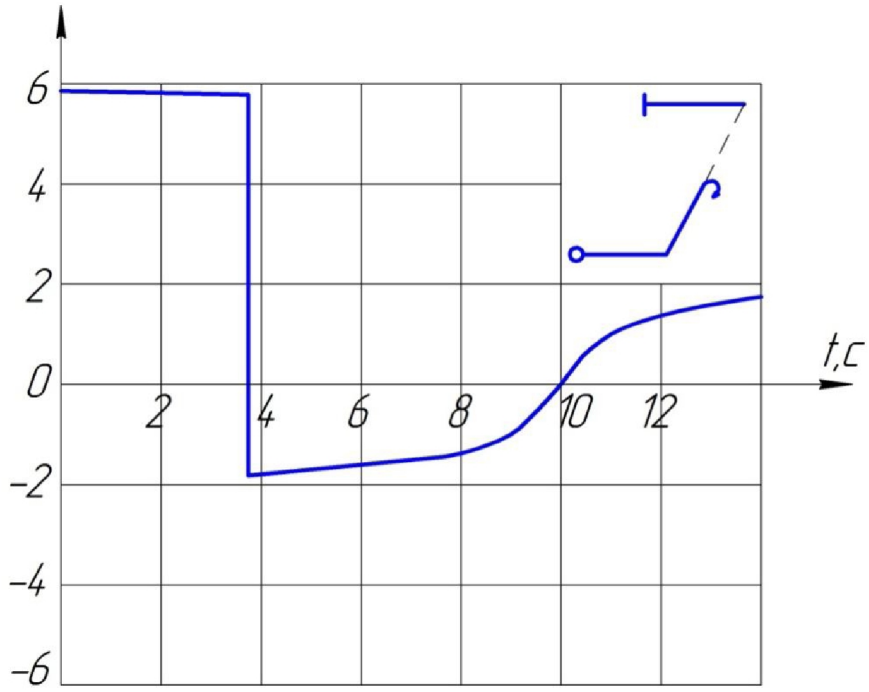


Рис. 1.7. Изменение перегрузки при выполнении полубочки на линии восхождения с выходом в горизонтальный полет.

Эти потоки могут тогда вызвать значительные перегрузки самолета, когда они дискретные, т.е. когда они резко возникают, имеют характер порывов.

Скорости горизонтальных порывов могут достигать *30-50 м/с*, а в зоне тайфуне даже *80 м/с*. Скорости вертикальных порывов обычно не превышают *10-15 м/с*, но вблизи грозового фронта они достигают *30 м/с*, а в зоне тайфуна *50-60 м/с*.

При определении перегрузок введем следующие допущения:

- порыв - резко ограниченный, т.е. самолет мгновенно переходит из зоны спокойной атмосферы в зону, где имеется поток конечной скорости;
- самолет - абсолютно жесткое тело.

Вводя эти допущения, рассмотрим возникновение перегрузок от действия вертикального и горизонтального порывов воздуха.

1.7.1. Горизонтальный дискретный порыв воздуха.

При горизонтальном полете самолета со скоростью V_0 на него действует подъемная сила Y_{a0}, которая равна силе тяжести

$$Y_{a_0}^{э} = C_{y_0} S \frac{\rho V_0^2}{2} = G = mg \qquad (1.27)$$

При мгновенном встречном порыве воздуха со скоростью (рис. 1.8) подъемная сила изменится на величину ΔY_a.

Суммарная подъемная сила равна

$$Y_a^{э} = Y_{a_0}^{э} + \Delta Y_a^{э} = C_{y_0} \frac{\rho S}{2} (V_0 + U_x)^2 = C_{y_0} \frac{\rho S V_0^2}{2} \left(1 + \frac{U_x}{V_0}\right)^2 \qquad (1.28)$$

Появившаяся центростремительная сила ΔY_a создает криволинейное движение самолета.

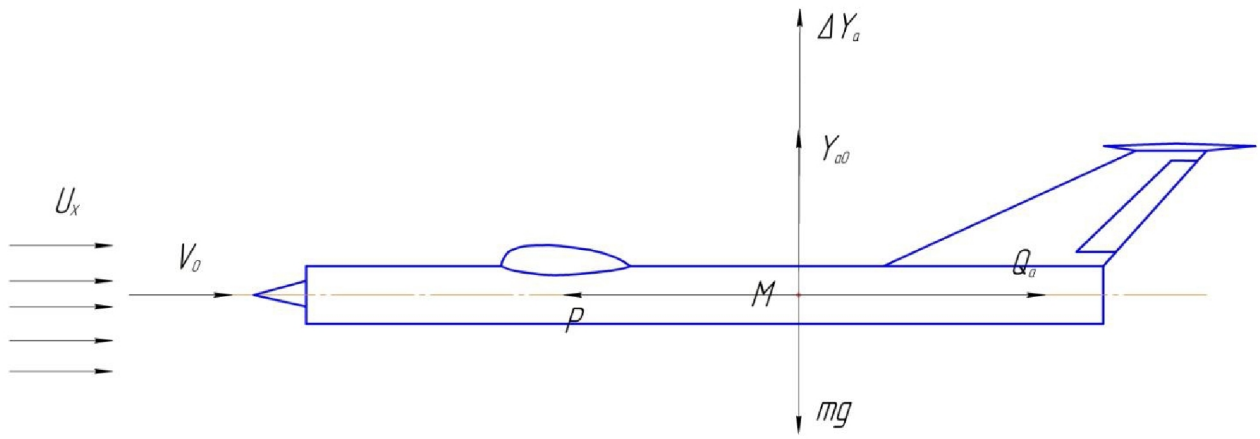


Рис.1.8. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете при встречном порыве воздуха.

Перегрузка при этом будет равна

$$n_y^э = \frac{Y_a^э}{Y_{a_0}^э} = \left(1 + \frac{U_x}{V_0}\right)^2 \qquad (1.29)$$

т.е. $\frac{U_x}{V_0}$ - величина малая по сравнении с 1, то перегрузка получается незначительной - примерно равной 1,2.

1.7.2. Вертикальный дискретный порыв воздуха.

На самолет, совершающий горизонтальный полет со скоростью V_0 при угле атаки α_0 в спокойной атмосфере, действует подъемная сила $Y_{a_0}^э$ (рис. 1.9). При попадании самолета в зону турбулентной атмосферы самолет подвергается воздействию вертикального порыва воздуха, имеющего скорость U_y. При этом самолет будет находиться под воздействием горизонтального потока воздуха, имеющего скорость V_0, и вертикального -со скоростью U_y. Результирующая скорость суммарного потока будет равна V, а угол атаки станет равным $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$. Увеличение угла атаки и скорости приведет к изменению подъемной силы.

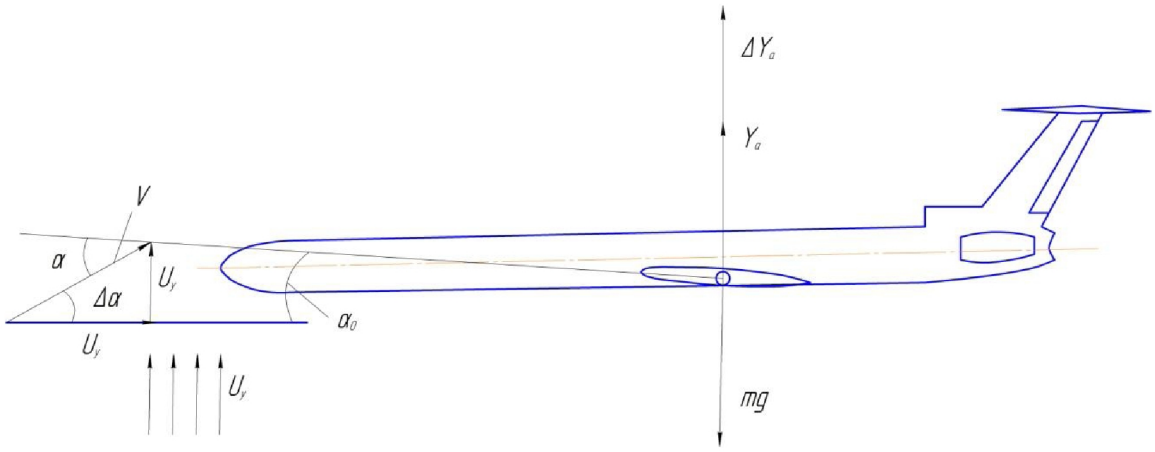


Рис. 1.9. Силы действующий на самолет в горизонтальном полете при воздействии вертикального порыва воздуха.

Так как изменение угла атаки $\Delta\alpha$ невелико, то можно принять

$$\Delta\alpha = \frac{U_y}{V_0}, V = \frac{V_0}{\cos\Delta\alpha} \cong V_0$$

Таким образом, подъемная сила изменится в основном вследствие приращения угла атаки и станет равной

$$Y_a^э = Y_{a_0}^э + \Delta Y_a^э$$

Здесь $Y_{a_0}^э = G = mg$,

$\Delta Y_a^э = \Delta C_y \frac{\rho V_0^2}{2} S$ - приращение подъемной силы,

$\Delta C_y = C_y^a \Delta\alpha$ - приращение коэффициента подъемной силы.

Тогда

$$\Delta Y_a = C_y^a \frac{\rho S V_0 U_y}{2} \quad (1.30)$$

С учетом (1.30) получим выражение для перегрузки

$$n_y^э = \frac{\Delta Y_a^э + Y_{a_0}^э}{Y_{a_0}} = 1 + C_y^a \frac{\rho V_0 U_y}{2p} \quad (1.31)$$

где $p = \frac{G}{S} = \frac{mg}{S}$.

В выражении (1.31) первое слагаемое выражает перегрузку горизонтального полета, а второе - добавок перегрузки при воздействии вертикального порыва. Если порыв - восходящий, перед вторым слагаемым берется знак "плюс", если нисходящий - "минус"

Для определения перегрузки самолетов, летающих с околозвуковыми или зазвуковыми скоростями, целесообразно в последнем выражении заменить скорость полета через число M:

$$n_y^э = 1 \pm C_y^a \frac{\rho a M U_y}{2p} \qquad (1.32)$$

здесь a - скорость звука.

Проанализируем влияние различных факторов на величину пере грузки.

Число M влияет на перегрузку непосредственно, как множитель второго слагаемого выражения (1.32) и через производную C_y^a которая зависит не только от параметров крыла - прежде всего, удлинения, но и от числа M.

Ниже (рис. 1.10) представлена зависимость $C_y^a = f(M)$, из которой следует, что перегрузка сначала ($M < 1$) резко растет.

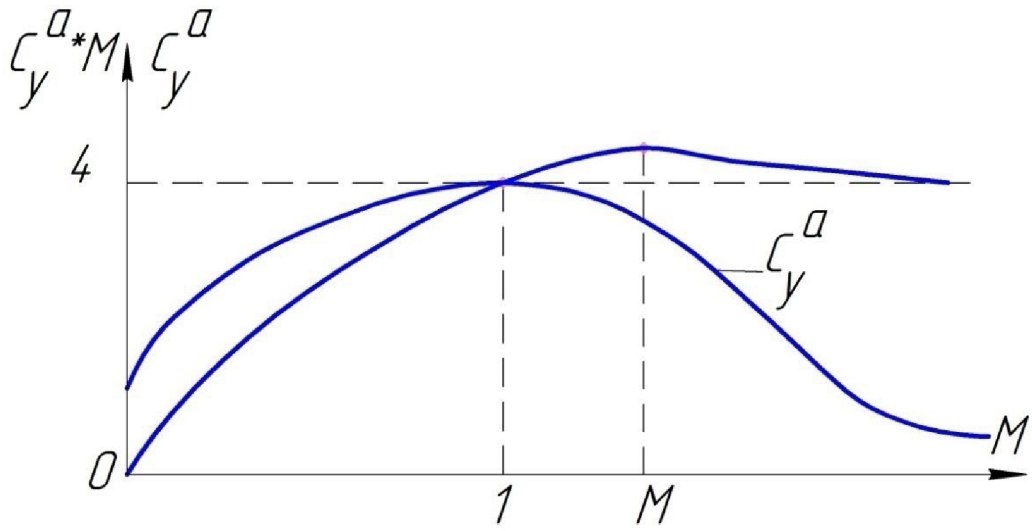


Рис. 1.10. Зависимость C_y^a и $C_y^a M$ от M.

Это объясняется не только увеличением числа M, но и C_y^a.

При $M > 1$ из-за уменьшения величины C_y^a и перегрузка сначала медленно растет (до $M=M_o$), а затем (при $M > Mo$) - падает, т.к. увеличение числа М не компенсирует резкого уменьшения величины C_y^a.

Такой характер зависимости перегрузки $n_y^э$ от числа M позволяет сделать важный вывод: при полете в болтанку дозвукового самолета для уменьшения перегрузки необходимо уменьшить скорость полета. Но чрезмерное уменьшение скорости недопустимо, т.к. при этом происходит

значительное увеличение угла атаки, и может оказаться, что угол атаки крыла $(\alpha_0+\Delta\alpha)$ относительно результирующего потока превысит $\alpha_{кр}$. Это приведет к потере управляемости самолета. В диапазоне чисел $M = 1{,}0 \div M_0$ снижение скорости дает значительно меньший эффект, а при $M > M0$ для уменьшения перегрузки целесообразно увеличивать скорость полета.

Высота полета влияет на перегрузку через плотность воздуха ρ и скорость звука a.

При увеличении высоты перегрузка резко падает, главным образом, из-за уменьшения плотности воздуха.

Удельная нагрузка на крыло p. С увеличением удельной нагрузки на крыло перегрузка при болтанке при прочих равных условиях уменьшается. Этим объясняется то, что самолет ЯК-55 ($p = 580$ Н/м^2) болтает сильнее, чем самолет ТУ-154 ($p = 4500$ Н/м^2), хотя последний имеет значительно большую скорость полета.

При одинаковой площади крыла меньшую перегрузку испытает более тяжелый самолет. Но это не значит, что с точки зрения прочности целесообразно при полете в болтанку перегружать самолет.

В этом случае, хотя перегрузка и уменьшится, подъемная сила крыла увеличится.

Действительно,

$$Y_a^э = n_y^э mg = mg \pm \frac{1}{2} C_y^a \frac{\rho V_0 U_y}{p} \qquad (1.33)$$

Второй член от силы тяжести не зависит, поэтому при увеличении силы тяжести самолета на величину Δmg на такую же величину увеличивается подъемная сила крыла.

Увеличение же подъемной силы крыла означает уменьшение его запаса прочности.

Полет в болтанку на сильно облегченном самолете также может быть опасен, т.к. при этом увеличивается перегрузка, а следовательно, возрастут и силы, действующие на ненесущие агрегаты: бомбы, баки, двигатели и т.д.

Необходимо отметить, что возникающие при вертикальных порывах перегрузки достигают значений порядка +5 и -3. Обычно они определяют прочность тяжелых неманевренных самолетов.

При выводе выражения для перегрузки принималось, что порыв резко ограниченный. Таких порывов в природе не бывает. Обычно скорость порыва в течение некоторого времени Δt, соответствующего отрезку пути L, как это видно из рис. 1.11, нарастает от нуля до максимального значений U_y.

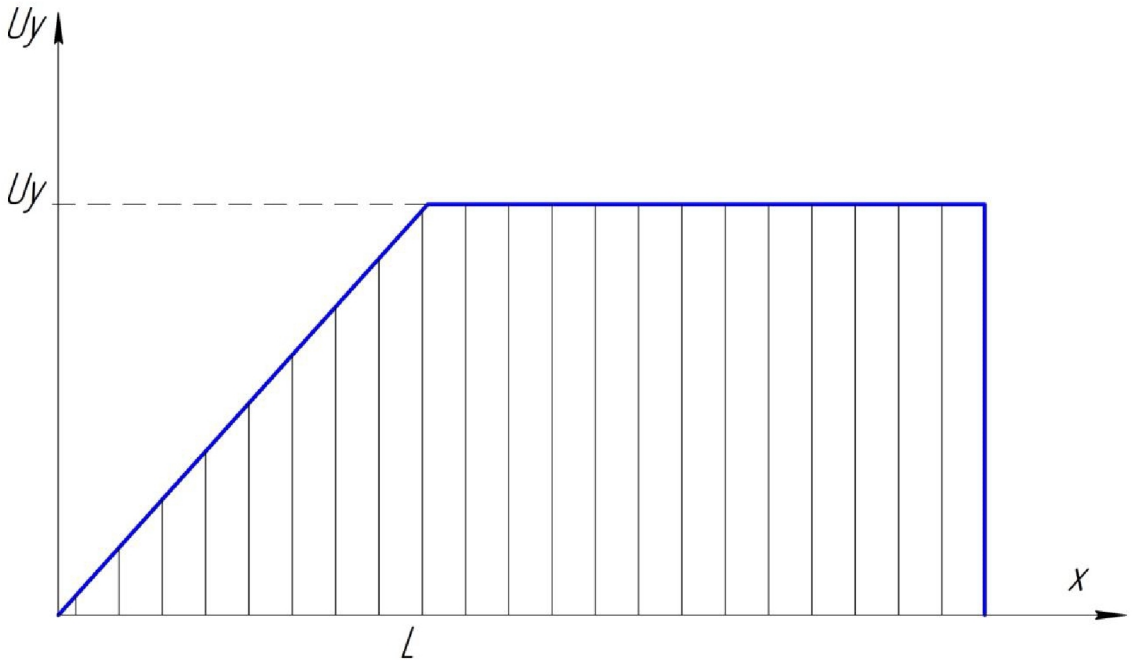


Рис. 1.11. Схема нарастания скорости вертикального порыва.

За это время самолет, будучи устойчивым, успевает несколько изменить угол атаки - перегрузка оказывается меньше. Это явление можно учесть введением в формулу для перегрузки коэффициента K, величина которого меньше единицы:

$$n_y = 1 \pm kC_y^a \frac{\rho a M U_y}{2p} \qquad (1.34)$$

Коэффициент K зависит от продолжительности нарастания скорости Δt: чем больше Δt, тем меньшее значение он должен иметь.

При заданной длине зоны перехода L время соответствующего периода Δt зависит от скорости полета V_0:

$$\Delta t = \frac{L}{V_0}$$

Для не скоростных самолетов величина K меньше, чем для скоростных. Для порыва, скорость которого на участке пути L изменяется по линейному закону до скорости U_y и далее остается постоянной, коэффициент k можно найти по формуле

$$k = \frac{1-e^{-\chi}}{\chi} \tag{1.35}$$

Где $\chi = \frac{C_y^a \rho g L}{2p}$.

Обычно при вычислении χ принимают $L = 30$ *м*. В этом случае график для определения k имеет вид, представленный на рис. 1.12.

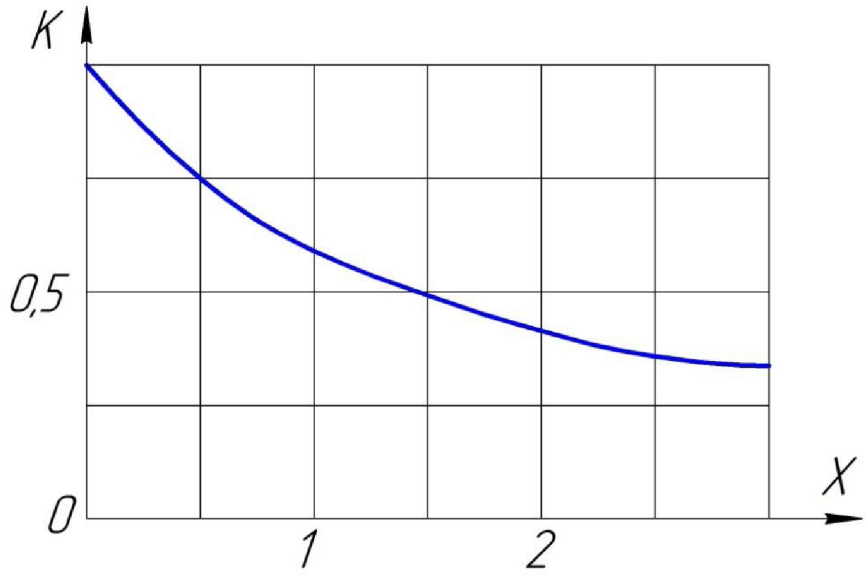


Рис. 1.12. График изменения коэффициента k.

Вторым допущением было принято, что самолет является абсолютно жестким телом. Вследствие этого перегрузка при порыве в любой его точке получалась одинаковой.

Благодаря упругости конструкции при интенсивном нарастании скорости порыва, т.е. при динамическом его действии, возникают колебания частей самолета: крыла, фюзеляжа, оперения. В результате этого в отдельных точках самолета появляются перегрузки, отличающиеся от перегрузки в центре масс.

Эти перегрузки определяются из динамического расчета конструкции.

Однако, приближенно оценивают влияние динамичности отношением $\frac{Y_Д}{Y_С}$, где $Y_д$ и $Y_с$ - деформации конструкции соответственно при динамическом и статическом нагружении.

1.8. Перегрузки беспилотных летательных аппаратов.

1.8.1. Перегрузки, возникающие при старте и транспортировке.

При транспортировке ракеты или ее агрегатов на заводе-изготовителе с помощью подъемных кранов, тележек и других транспортных средств и при транспортировке ракеты (в собранном виде или расчлененном состоянии) к месту старта или хранения железнодорожным, автомобильным или водным транспортом перегрузки принимаются, исходя из статистики замеров, равными:

$$n_x^э = \pm 1{,}85;\ n_y^э = \pm 2{,}5$$

В случае транспортировки ракеты или ее агрегатов в фюзеляже самолета эксплуатационные перегрузки, действующие на ракету, обуславливаются нормами прочности для самолета, на котором предполагается транспортировать ракету.

При старте ракеты, в случае мгновенного приложения силы тяги к ракете (особенно если ракета имеет большое удлинение $\lambda = \frac{l}{d} > 10$) в ее корпусе возникают продольные колебания, увеличивающие нагрузку на корпус. Это увеличение нагрузки равносильно увеличению перегрузки на некоторую величину.

Для проектировочных расчетов принимают

$$n_x = 1{,}2\frac{P - Q_a}{mg} \qquad (1.36)$$

При старте ракеты по подвижным наземным или корабельным направляющим за счет появления кориолисова ускорения на ракету, действует боковая перегрузка.

1.8.2. Перегрузки программные и дополнительные.

Перегрузки беспилотных летательных аппаратов определяются по тем же выражениям, что и для самолетов, исходя из параметров заданной траектории полета, а также при полете в неспокойном воздухе.

При полете летательного аппарата по заданной траектории возникают программные перегрузки $n_{пр}$, т.е. перегрузки, обусловленные маневрами, соответствующими заданной программе полета. Определяются эти перегрузки для известного радиуса кривизны траектории и скорости полета, по тем же самым выражениям, выведенным выше для самолета.

Кроме программных перегрузок при полете летательного аппарата могут возникнуть дополнительные перегрузки:

перегрузки, возникающие при устранении случайных отклонений от заданной траектории $n_{откл}$ (рис. 1.13) и определяемые там же, как и программные, т.е. по известной величине радиуса кривизны траектории отклонения $r_{откл.}$ и скорости V;

перегрузки, возникающие при болтанке – $n_б$, которые находятся так же, как и для самолета.

При определении дополнительных перегрузок должны быть известными скорость порыва воздуха U_y и должны быть известны ошибки системы наведения, ошибки и время срабатывания системы управления.

1.9. Нагрев самолета в полете.

Источниками нагрева самолета в полете являются:

- пограничный слой, который при больших скоростях полета имеет высокую температуру вследствие резкого торможения частиц воздуха, встречающихся с поверхностью самолета;
- двигательная установка и оборудование, работа которого связана с выделением тепла;
- атмосферная и солнечная радиация.

Одновременно с нагревом происходит рассеивание тепла путем излучения поверхностью самолета.

Суммарный тепловой поток, поглощаемый самолетом, можно представить в виде

$$Q_c = Q_{\text{пс}} + Q_{gy} + Q_p - Q_n \qquad (1.37)$$

где $Q_{\text{пс}}, Q_{gy}, Q_p, Q_n$ - тепловые потоки соответственно от пограничного слоя, двигательной установки и оборудования, солнечной и атмосферной радиаций и собственного излучения.

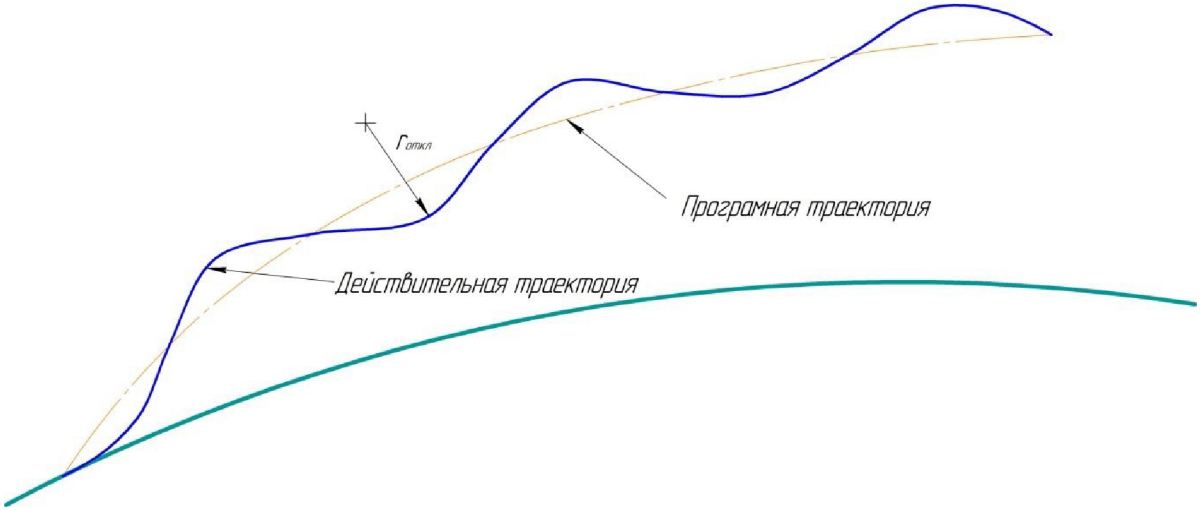


Рис. 1.13 Отклонения действительной траектории полета беспилотного летательного аппарата от его программной траектории.

Рассмотрим, от каких параметров зависят эти потоки.

При полете в пределах земной атмосферы самолет передает часть огромной анергии движения частицам воздуха, так что в сравнительно тонком пограничном слое воздух ускоряется от состояния покоя до скорости полета летательного аппарата.

При этом за счет резкого сжатия воздуха и трения между обшивкой и воздухом выделяется большое количество тепла, которое частью передается обшивке аппарата, частью рассеивается в атмосфере.

Аэродинамический нагрев обшивки становится заметным примерно со скоростей, соответствующих $M > 2$. С ростом скорости полета интенсивность нагрева быстро растет.

Так, температура обшивки на передних кромках крыла самолета при скорости полета более *2000 км/час* будет равна *150-170°С*. Температура обшивки головной части баллистических ракет может достигать *800-900°С* и более.

Итак, тепловая энергия нагретого воздуха в пограничном слое передается поверхности тела.

Процесс передачи тепловой энергии называется теплообменом.

Процесс теплообмена между движущимся газом и неподвижным телом называется конвентивным с вынужденным движением теплоносителя.

Интенсивность теплового потока, приходящаяся от пограничного слоя не единицу площади поверхности, равна

$$Q_{\text{пс}} = \alpha(T_1 - T_{\text{об}}) \tag{1.38}$$

где α - коэффициент конвентивного теплообмена не границе воздух-тело, или α - коэффициент теплопередачи между газом и поверхностью тела,

$T_{об}$ - температура обшивки,

T_1 - температура пограничного слоя около обтекаемого тела.

Коэффициент α характеризует количество тепловой энергии передаваемой единице площади поверхности тела за единицу времени при перепаде температур между телом и воздухом в пограничном слое в $1°$, зависит от состояния воздуха, возрастает с увеличением числа M и уменьшается с ростом высоты.

Температуру воздуха в пограничном слое обычно называют температурой восстановления и подсчитывают по формуле:

$$T_1 = T\left(1 + r\frac{\chi-1}{2}M^2\right) \tag{1.39}$$

Где T - температура окружающего воздуха,

$\chi = \frac{c_p}{c_v} = 1{,}4$ - соотношение удельных теплоемкостей,

η - коэффициент восстановления в пограничном слое, показывающий насколько полно энергия движения потока воздуха "восстанавливается" в виде тепловой энергии.

Величина этого коэффициента зависит в основном от характера пограничного слоя. Для ламинарного слоя $\eta = 0{,}85$, для турбулентного - $\eta = 0{,}9$.

Таким образом, для ламинарного пограничного слоя величина $\eta\frac{\chi-1}{2}$ равна $0{,}17$, а для турбулентного - $0{,}18$.

Тепловой поток $Q_{ду}$ от двигателя и оборудования увеличивается с ростом мощности этих агрегатов. Зависит этот поток от конструктивных особенностей самолета, режима работы двигателей и оборудования.

Выделение тепла двигателем и оборудованием приводит к повышению температуры в соответствующих отсеках и самолета в целом,

С точки зрения нагрева всего самолета доля этого потока невелика, для соответствующих же отсеков, роль его может быть значительной. В этом случае приходится применять меры для охлаждения указанных отсеков.

Поток $Q_р$, обусловленный солнечной и атмосферной радиациями, зависит от высоты полета, времени года, суток, от поглощательной способности материала обшивки.

Для высот, меньших 40 *км*, при больших скоростях полета этот поток мал по сравнению с другими и его можно не учитывать.

Поток $Q_и$ излучаемый аппаратом за счет его собственной радиации:

$$Q_и = \varepsilon\sigma T_{об}^4 \qquad (1.40)$$

Всякое нагретое тело излучает во внешнее пространство определенное количество энергии в виде электромагнитных волн, в основном в инфракрасной части спектра. При этом количество излучаемой энергии пропорционально четвертой степени абсолютной температуры поверхности.

Различные материалы имеют разную излучательную способность, определяемую через так называемый "коэффициент черноты поверхности".

В выражении (1.40) ε - коэффициент излучения, зависящий от материала и обработки поверхности (его величина $\varepsilon < 1$), σ - постоянная излучения

абсолютного черного тела (постоянная Стефана-Больцмана, равная $\sigma=13,5\cdot10^{-12}$).

Пренебрегая потоками $Q_{ду}$ и $Q_р$, суммарный тепловой поток, определяющий изменение температуры самолета может быть принят равным:

$$Q_c = \alpha(T_1 - T_{об}) - \varepsilon\sigma T_{об}^4 \qquad (1.41)$$

1.9.1. Зависимость температуры обшивки самолета от высоты и скорости полета.

Наибольшая температура получается при установившемся теплообмене, когда прогрев самолета завершен.

В этом случае, приравнивая выражение для Q_c нулю, получим уравнение, позволяющее определить температуру обшивки при установившемся теплообмене:

$$\varepsilon\sigma T_{об}^4 + \alpha T_{об} + \alpha T_1 = 0 \qquad (1.42)$$

Входящие в это уравнение величины α и T_I, из-за переменности местных скоростей и давления различны в разных точках самолета. Переменна в общем случае и величина ε.

Решая это уравнение для ряда точек, можно приближенно узнать распределение температур при установившемся теплообмене по поверхности самолета. Такое решение является приближенным вследствие того, что уравнение составлено для изолированного элемента поверхности, не имеющего теплообмена с другими элементами. Однако, если α и T_I и не резко меняются от участка к участку, этот теплообмен невелик, и им, как показывают более точные расчеты, можно пренебречь.

Уравнение можно использовать для определения средней температуры самолета. Для этого нужно знать соответственно средние значения величин ε, α и T_I.

На рис. 1.14 дана графическая зависимость средней температуры обшивки в ^{o}C от высоты полета H и числа M, определенной из (1.42) при коэффициенте излучения $\varepsilon = 1$.

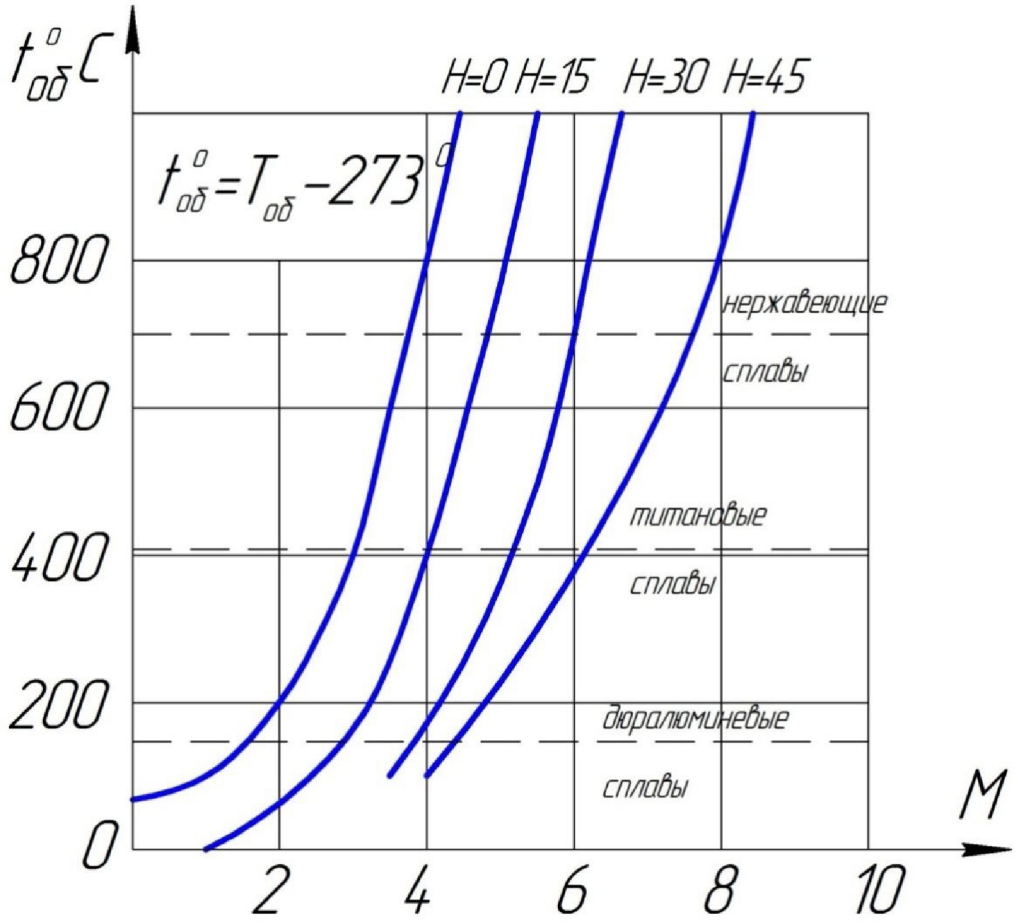


Рис. 1.14 Зависимость средней температуры $t^{o}_{об}$ обшивки от высоты и спорости полета.

Здесь нанесены прямые предельно допустимых из условия прочности температур дюралюминовых сплавов, титановых сплавов и нержавеющей стали.

Эти прямые дают возможность судить, до каких скоростей полета на различных высотах применимы указанные материалы.

Выше рассматривался установившийся теплообмен, имеющий место по истечении некоторого времени установившегося полета. При этом получается сравнительно равномерное распределение температур по отдельным частям самолета.

В процессе нагревания конструкции степень неравномерности распределения температур оказывается большей. Это видно, например, из схемы, представленной на рис. 1.15, где дано изменение температуры по высоте лонжерона с течением времени. Разность температур пояса и средины стенки $\Delta t = t_{\text{п}} - t_{\text{ст}}$ в начале прогревания возрастает, а затем падает.

Наибольшее значение этой разницы, получается, через несколько минут полета. Особенно большая неравномерность температур в процессе прогревания получается в тех случаях, когда обшивка касается с теплоемкими элементами конструкции, создающими интенсивный отвод тепла. Такими элементами являются стрингеры, беки с горючим и т.д.

1.9.2. Влияние ионизации воздуха на аэродинамический нагрев самолета при полете на гиперзвуковых скоростях.

Вследствие диссоциации и ионизации молекул газов, входящих в состав воздуха, при полете со скоростями, соответствующим числам $M > 10$ свойства воздуха отличаются от свойств идеального газа.

Температура в пограничном слое на теле, обтекаемом сверхзвуковым потоком как показывает (1.39) растет быстро с ростом скорости.

При температурах, соответствующих $M > 10$ молекулы воздуха вблизи летящего аппарата могут диссоциировать вследствие высоких температур и от трения в пограничном слое, образуя отдельные заряженные атомы - ионы. При этом поглощается энергия, называемая энергией диссоциации.

Эти явления оказывают влияние на процессы в скачке уплотнения в пограничном слое. Особенно сильно они влияют на процессы в головной части обтекаемого тела за скачком уплотнения.

Температура пограничного слоя снижается за счет диссоциации. Уменьшается при этом и толщина пограничного слоя.

Приблизительно влияние диссоциации воздуха на температуру обшивки можно учесть через снижение конвективного теплового потока от движущегося газа к обшивке по сравнению с идеальным газом (рис. 1.16).

На рис. 1.16 введены обозначения:

$Q_{дис.}$ - конвективный тепловой поток с учетом диссоциации,

$Q_{нд.}$ - конвективный тепловой поток без учета диссоциации.

Следует помнить, что если поверхность обшивки обладает каталитическими свойствами, то снижения температуры обшивки может не произойти и даже может иметь место некоторое повышение температуры обшивки за счет перераспределения температур в пограничном слое.

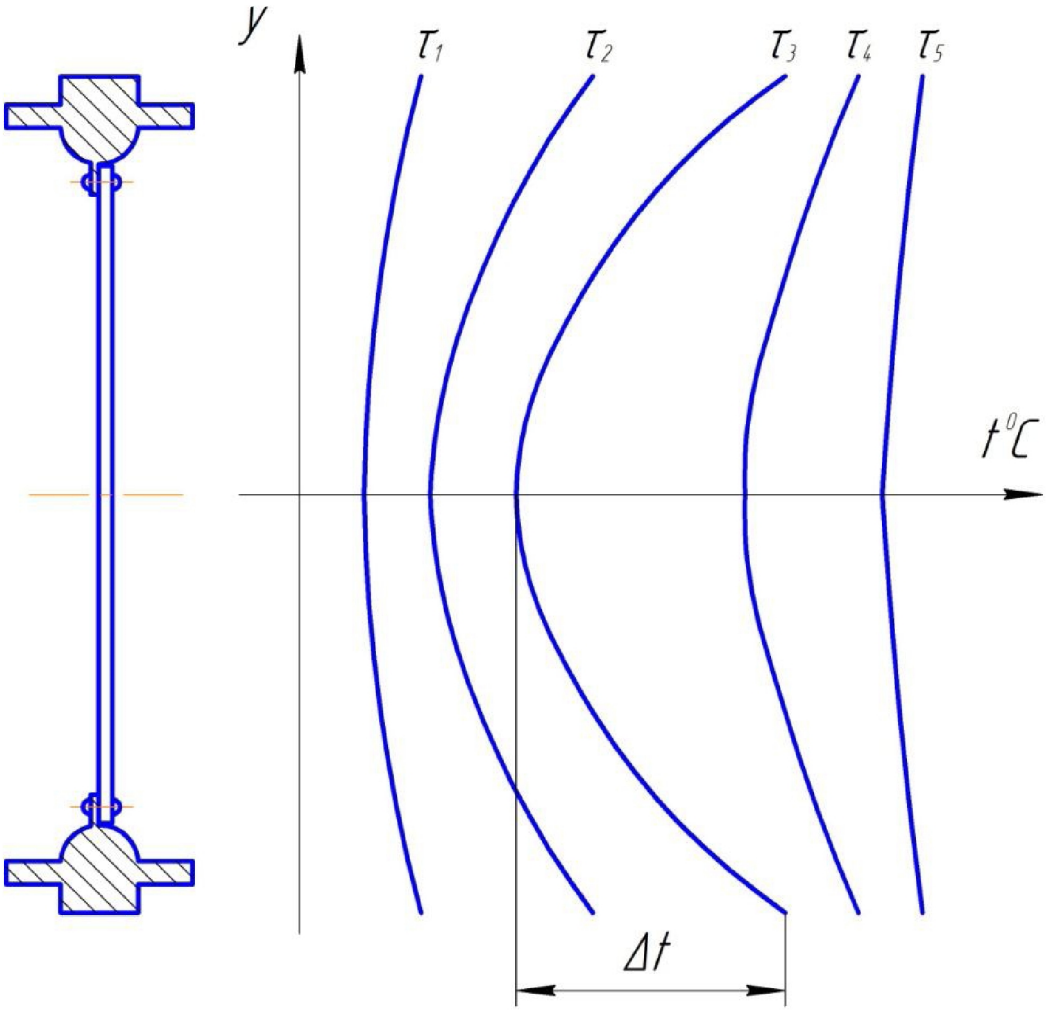


Рис. 1.15. Схема изменения температуры по высоте лонжерона в зависимости от времени τ.

Каталитические свойства авиационных материалов изучены слабо, но известно, что керамические покрытия практически можно считать абсолютно не обладающими каталитическими свойствами, тогда как металлы ими обладают, но в незначительной степени.

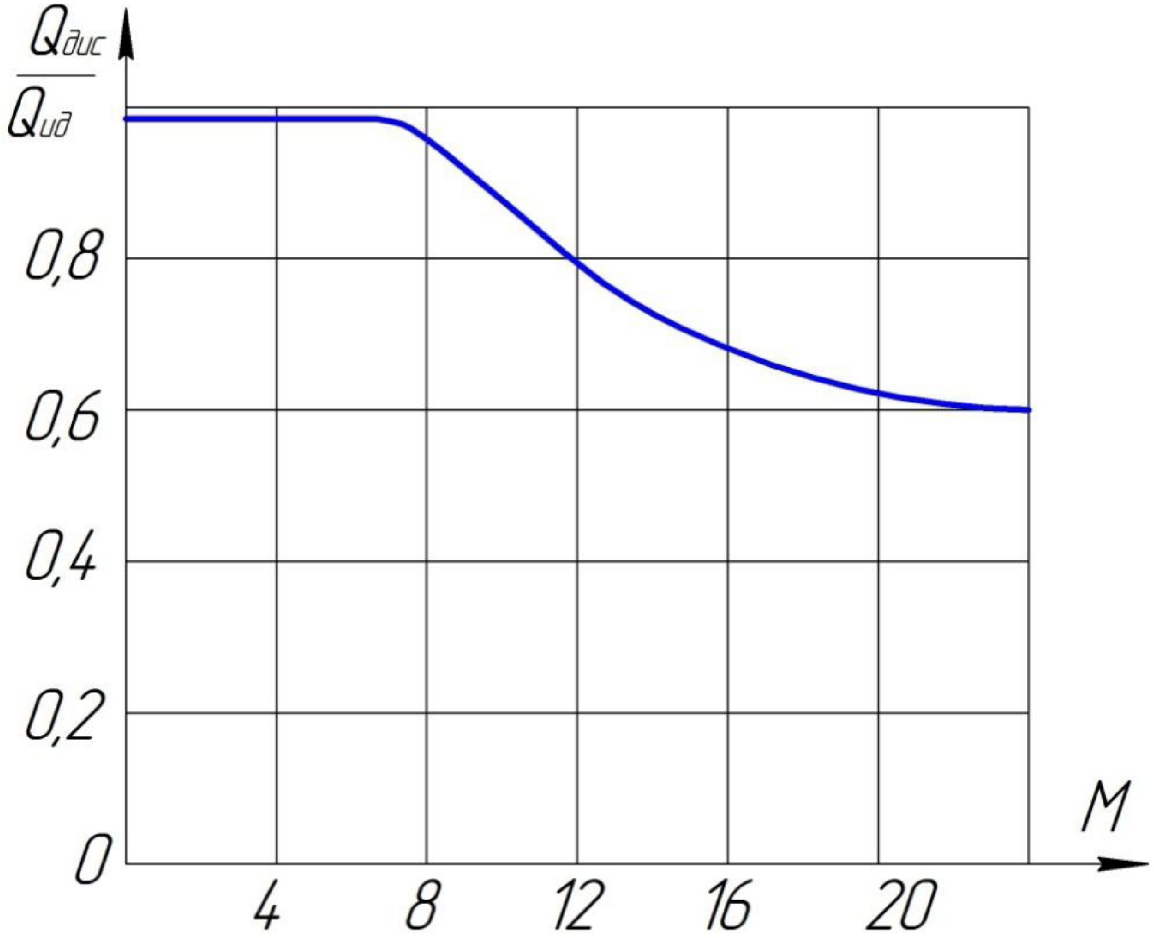


Рис. 1.16. Изменение конвективного теплового потока от движущегося газа к обшивке в зависимости от скорости полета.

1.10. Нормы летной годности самолетов.

Задача установления расчетных нагрузок для отдельных частей самолета - очень ответственная и сложная. Это обусловлено тем, что задаваемые нагрузки должны обеспечивать достаточную, но не излишнюю прочность. Кроме того, действующие на самолет нагрузки очень сложны и разнообразны по своему характеру. Поэтому расчетные условия - расчетные нагрузки (их величина и характер распределения) устанавливаются в Нормах летной годности для отдельных частей самолета в различных режимах полета и посадки.

До издания Норм летной годности самолетов расчетные нагрузки задавались в соответствии с Нормами прочности самолетов, которые периодически изменялись и уточнялись.

Первое издание "Норм летной годности гражданских самолетов СССР" (НЛГС) было введено в действие в 1967 году. В дальнейшем, после внесения в них пяти изменений НЛГС стали именоваться НЛГС-1 (1972 г.). Второе издание "Норм летной годности гражданских самолетов СССР" (НЛГС-2) было введено в действие в 1974 г. НЛГС-2 в период 1975-1980 г.г. были полностью внедрены в практику работы промышленности, гражданской авиации и Государственного авиационного регистра СССР и сыграли важную роль в создании, сертификации и эксплуатации нового поколения отечественных пассажирских самолетов, повышении уровня их безопасности, а также в накоплении отечественного опыта применения на практике требований к летной годности.

По результатам этой работы с учетом новых требований ИКАО, опыта совершенствования зарубежных и национальных ЮТ, развития авиационной науки и техники было подготовлено и введено в действие третье издание "Норм летной годности гражданских самолетов СССР" (НЛГС-3, 1984 г.), которые в 1965 г. были приняты в качестве "Единых норм летной годности гражданских транспортных самолетов" (ЕНЛГ-С) стран-членов СЭВ. Новое поколение отечественных пассажирских самолетов проходит сертификацию уже в соответствии с требованиями НЛГС-3.

Сравнительный анализ НЛГС-3, FAR и JAR показал, что устанавливаемые ими уровни безопасности практически эквивалентны. По отдельным требованиям имеются отличия между указанными НЛГ, содержащими менее или более жесткие требования к отдельным характеристикам. Однако, наиболее существенным является отличие НЛГС-3 от FAR и JAR по структуре расположения требований и их нумерации, что затрудняет использование НЛГС СССР за рубежом.

С 1990 года в соответствии с решением Совета по Нормам летной годности СССР, осуществляющего руководство работами по созданию и совершенствованию Норм летной годности, была начата работа по сближению НЛГ СССР с Нормами США и Западной Европы по структуре и

содержанию требований с учетом обеспечения необходимого уровня безопасности и конкурентоспособности.

Целями проводимой работы являются:

- способствование экспорту отечественной авиатехники;
- упрощение процедур международного признания отечественных норм и их практического использования за рубежом;
- развитие возможностей международного сотрудничества по внедрению отечественного опыта нормирования и сертификации гражданских воздушных судов.

Разрабатываются Авиационные правила (АП), определяющие требования к летной годности, сертификации воздушных судов, защите окружающей среды от воздействия авиации. Нумерация частей АП аналогична нумерации соответствующих частей FAR .

"Нормы летной годности гражданских легких самолетов" являются Частью 23 АП (АП-23 или в латинской аббревиатуре AR-23).

Нумерация параграфе (пунктов) АП-23 аналогична нумерации параграфов (пунктов) FAR-23. При полном принятии текста требований параграфа (пункта) FAR-23 в АП-23 нумерация идентична.

Наличие отличий требований АП-23 от требований FAR-23 (исключения, дополнения, введение новых требований и т.п.) каждого конкретного параграфа (пункта) устанавливается введением перед обозначением номера параграфа (пункта) АП-23 вертикальной черты. При этом исключенный текст FAR-23 не приводится, место его изъятия обозначено "жирной" подстрочной чертой. Введенный новый текст обозначен вертикальной чертой слева от требований, если он является непрерывным и представлен отдельным абзацем, пунктом или параграфом: в случае введения новых текстов небольшого объема внутрь требований FAR, эти дополнительные слова, фразы или выражения подчеркнуты пунктирной линией.

Если использован текст Единых Западноевропейских норм. JAR. то это оговорено в соответствующих разделах, причем неизменный текст JAR приводится без подчеркивания аналогично тексту FAR .на котором основано большинство требований АП-23. Введенные в параграфы (пункты) новые подпункты АП-23 обозначены прописными буквами латинского алфавита (A), (B), (C) и т.д.

Приложение к какому-либо параграфу (пункту) АП-23 обозначено прописной буквой "П" русского алфавита перед номером, соответствующим параграфу (пункту), к которому относится приложение. Приложения помещены в конце каждого тематического раздела по принадлежности.

Единицы измерения приведены в системе СИ, а в скобках указаны единицы, используемые в FAR-23.

Введен новый раздел А-0, содержащий требования к летной годности при отказах функциональных систем (развитие параграфа 23.1309), который помещен между разделами А и В.

Нормы АП-23 (AR-23), изданные на русском и английском языках имеют одинаковый юридический статус.

1.10.1. Норма прочности.

В нормах летной годности устанавливаются:

- "норма" прочности, т.е. достаточна степень прочности для разных типов самолетов, задаваемая в форме таких трех предельных параметров нагружений, как

$n^{э}_{max}$ - максимальной эксплуатационной (т.е. допустимой в эксплуатации) перегрузки,

$n^{э}_{min}$ - предельно допустимой отрицательной перегрузки,

q_{maxmax} - максимально допустимого скоростного напора, достигаемого на режиме пикирования;

- эксплуатационную, т.е. наибольшую допустимую в эксплуатации нагрузку на основные части самолета;

- коэффициенты безопасности для этих частей самолета.

Для самолетов величины $n^э_{max}$ и $n^э_{min}$ задаются в зависимости, от степени маневренности, определяемой назначением самолета и ряда тактико-технических требований, предъявляемых к самолету.

По степени маневренности все самолеты делится на три основные класса:

класс А - маневренные самолеты, самолеты глубоко пикирующие и совершающие резкие маневры (истребители, спортивные самолеты и т.д.);

класс Б - ограниченно маневренные самолеты не пикирующие глубоко и совершающие маневры в основном из горизонтальной плоскости (некоторые бомбардировщики);

класс В - неманевренные самолеты, не совершающие резких маневров (транспортные, пассажирские самолеты, бомбардировщики).

Очевидно, что для самолетов класса А устанавливается самая высокая "норма" прочности, а самая низкая - для самолетов класса В.

Величина максимально эксплуатационной перегрузки $n^э_{max}$ устанавливается в функции массы самолета m и максимального скоростного напора q_{max} , допустимого при горизонтальном полете. Для каждого класса самолетов задается своя зависимость $n^э_{max} = f(q_{max}, m)$ вида, показанного на рис. 1.17.

Перегрузка $n^э_{max}$ задается тем большей, чем больше скоростной напор q_{max} и чем меньше масса самолета m. Так, для легких самолетов $n^э_{max} = 8 - 9$, а для тяжелых транспортных самолетов $n^э_{max} = 2 - 3$.

Зависимость $n^э_{max} = f(q_{max}, m)$ можно представить в виде

$$n^э_{max} = 1 + \frac{N}{\sqrt{S}} = 1 + \frac{N}{\sqrt{\frac{mg}{p}}} \qquad (1.43)$$

где N - константа,

На основе статистических данных (рис. 1.18) $p = kV_{max}$.

Тогда

$$n_{max}^{э} = 1 + \frac{N}{\sqrt{\frac{mg}{kV_{max}}}} \quad (1.44)$$

Эта зависимость дает связь с основными параметрами самолета и позволяет, используя статистический эксперимент, экстраполировать его на новые опытные самолеты.

Так как прочность самолета обеспечивается на $n_{max}^{э}$ важно, чтобы эта перегрузка не была превышена в полете, иначе возможны остаточные деформации или разрушения самолета. Превышение перегрузки может произойти либо при резком отклонении летчиком стабилизатора (руля высоты), либо при воздействии восходящего порыва воздуха.

Первое может быть исключено соответствующим выбором запаса статической устойчивости, площади горизонтального оперения, угла отклонения стабилизатора и т.д.

Для защиты самолета от больших перегрузок при полете в турбулентной атмосфере в ряде случаев приходится ограничивать скорость полета на малых высотах - с таким расчетом, чтобы при задаваемой скорости вертикального порыва перегрузка

$$n_{max}^{э} = 1 + C_y^a \frac{\rho V U_y}{2p}$$

не превышала допустимого значения $n_{max}^{э}$

Если же ограничение скорости противоречит тактико-техническим требованиям, то должна быть соответственно увеличена предельно-допустимая перегрузка.

Особое положение с точки зрения нормирования перегрузки занимают фронтовые истребители. Боевая эффективность этих самолетов зависит от маневренности. Вследствие этого допустимая перегрузка назначается для них, исходя из физиологических возможностей летчика независимо от массы и скорости самолета.

Как показывает систематические замеры перегрузок в полете, наибольшая отрицательная перегрузка, достигаемая при маневрах,

оказывается значительно меньше по абсолютной величине, чем наибольшая положительная перегрузка.

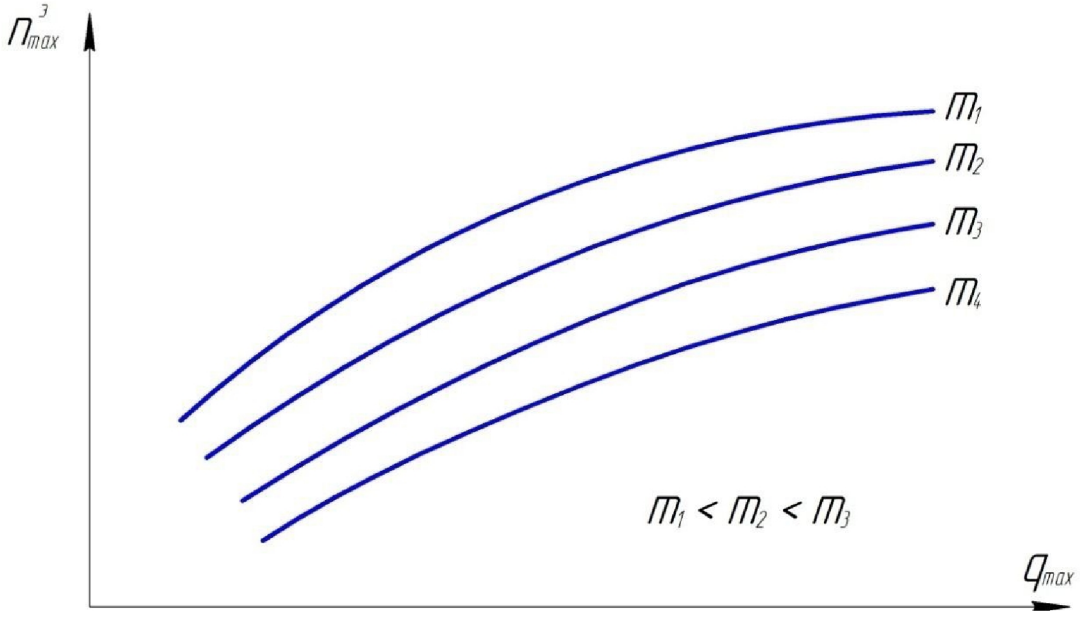


Рис. 1.17. Зависимость максимальной эксплуатационной перегрузки $n^э_{max}$ и массы самолета и скоростного напора $q_{max.}$

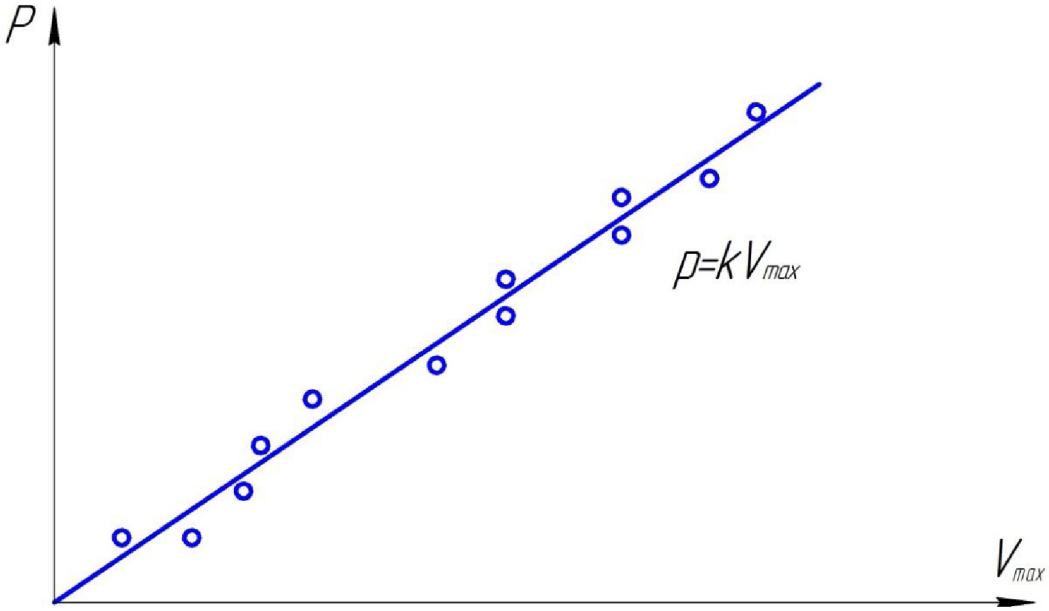


Рис. 1.18. Зависимость удельной нагрузки p на крыло от максимальной скорости полета V_{max}.

Это объясняется тем, что при одинаковой кривизне траектории маневры, совершаемые с отрицательными перегрузками, требуют меньших по абсолютной величине перегрузок, чем маневры, совершаемые с положительными перегрузками. Так, при входе в кабрирование

искривляющей силой является избыток подъемной силы над силой тяжести самолета и соответствующая перегрузка равна:

$$n_{y_1}^{э} = 1 + \frac{V^2}{gr}$$

При входе в пикирование искривляющей силой является не только подъемная сила, но и сила тяжести самолета. В этом случае абсолютная величина перегрузки равна: $n_{y_2}^{э} = 1 - \frac{V^2}{gr}$, при одинаковом радиусе кривизны r оказывается всегда меньше, чем при первом маневре.

Отрицательная перегрузка тяжело переносится человеком, поэтому летчики избегают ее. Так, вход в пикирование часто осуществляется переворотом через крыло.

Наибольшая по абсолютной величине отрицательная перегрузка принимается меньше, чем положительная ($|n_{min}^{э}| < n_{max}^{э}$). Определяется $n_{min}^{э}$, как большая по абсолютному значению из двух величин, получаемых из условия допустимого маневра

$$n_{min}^{э} = -n_{ман}^{э}$$

и воздействия нисходящего порыва

$$n_{min}^{э} = 1 - C_y^a \frac{\rho V U_y}{2p}.$$

Наибольший допустимый скоростной напор q_{maxmax} может достигаться только при пикировании (как правило, с работающим двигателем).

По своей величине он должен превосходить максимальный скоростной напор q_{max}, допустимый в горизонтальном полете.

Через скоростной напор q_{maxmax} назначается нагрузка на ряд агрегатов самолета: крыло, оперение, капоты и т.д.

Для самолетов q_{maxmax} определяется из расчета пикирования. Условия пикирования (высота ввода и вывода, потеря высоты) определяются нормами летной годности или оговариваются тактико-техническими требованиями.

1.10.2. Эксплуатационная нагрузка на отдельные части самолета. Расчетные случаи и их связь с траекторией движения.

Эксплуатационная, т.е. предельно допустимая нагрузка на отдельные части самолета назначается посредством так называемых случаев нагружения, в каждом из которых для соответствующей части задается величина нагрузки, ее направление и распределение. Прочность каждой части самолета проверяется на несколько случаев, чтобы выявить наиболее тяжелые условия нагружения всех их основных элементов. Основные полетные случаи нагружения *А, А', В, С, Д, Д', L_a*, посадочные случаи $E_ш$, $G_ш$, $E'_ш$ и др.

Рассмотрим здесь первую группу расчетных случаев. Анализ второй группы проведен при рассмотрении нагрузок шасси.

Полетные случаи нагружения задаются через две из трех величин $n^э$, C_y и q. Третья при этом определяется из выражения

$$n^э mg = C_y qS \qquad (1.45)$$

устанавливающего связь этих величин между собой.

В каждом из полетных случаев нагружения или перегрузка, или скоростной напор, или одновременно обе эти величины, принимают свои предельные значения ($n^э_{max}, n^э_{min}$, или q_{maxmax}).

Случай *А* - криволинейный полет при угле атаки, соответствующем C_{ymax}. При этом перегрузка $n^э_a, = n^э_{max},$, а коэффициент безопасности $\varphi=1,5$.

Этот случай может быть при выходе самолета из пикирования при входе в "горку", а для тяжелых самолетов - при воздействии восходящего потока. Случай *А* может быть расчетным (т.е. определяющим прочность) для крыла, фюзеляжа, оперения из-за больших значений воздушных и массовых сил, обусловленных большой величиной перегрузки.

По сечению крыла нагрузка, соответствующая различным полетным случаям, распределяется так, как это показано на рис. 1.19.

Случай *А'* - криволинейный полет, при котором предельное значение имеют и перегрузка и скоростной напор:

$$n^э_{A'} = n^э_A = n^э_{max}, q_{A'} = q_{maxmax}$$

коэффициент безопасности $\varphi = 1,5$.

Угол атаки при этом небольшой. Случай *A'* возможен в начале выхода из пикирования, когда скорость соответствует предельному скоростному напору q_{maxmax} или при воздействии горизонтального поддува на отвесно пикирующий самолет. Случай *A'* может быть расчетным для тех же частей самолета, что и случай *A*. Из-за меньшего угла атаки он характерен иным распределением нагрузки по хорте крыла (рис. 1.19).

Случай *B* - Криволинейный полет о предельным скоростным напором $q_B = q_{maxmax}$ и перегрузкой $n^э_B = 0,67n^э_{max}$, при этом $\varphi = 2$.

Принимается, что элероны отклонены. Угол их отклонения задается нормами прочности.

Возможен случай *B* на тех же маневрах, что и случай *A'*. Расчетным он может быть для тех же частей самолета, что и случай *A* и *A'*. Для крыла случай *B* характерен возникновением больших крутящих моментов.

Случай С.- Полет самолета с нулевым значением подъемной силы ($C_{y\,c\text{-}ma}=0$) и предельным значением скоростного напора $q_c = q_{maxmax}$. Коэффициент безопасности $\varphi = 2$.

Самолет рассматривается с отклоненными элеронами. Случай *C* возможен на отвесном пикировании, а также при пологом пикировании при действии нисходящего потока, при котором перегрузка, а, следовательно, и C_y обращаются в нуль.

На самолет в этом случае действует, как это показано на рис. 1.20 момент M_z (особенно большой при несимметричном профиле крыла), уравновешиваемый моментом пары сил

$$Y_a = -Y_{\text{ГО}} = \frac{M_z}{L_{\text{ГО}}} \tag{1.46}$$

при этом

$$Y_a = C_{ya} q_{maxmax} S,$$

$$Y_{\text{ГО}} = C_{ya_{\text{ГО}}} q_{maxmax} S_{\text{ГО}} \tag{1.47}$$

Таким образом,

$$C_{ya} = -C_{ya_{\text{ГО}}} \frac{S_{\text{ГО}}}{S} \qquad (1.48)$$

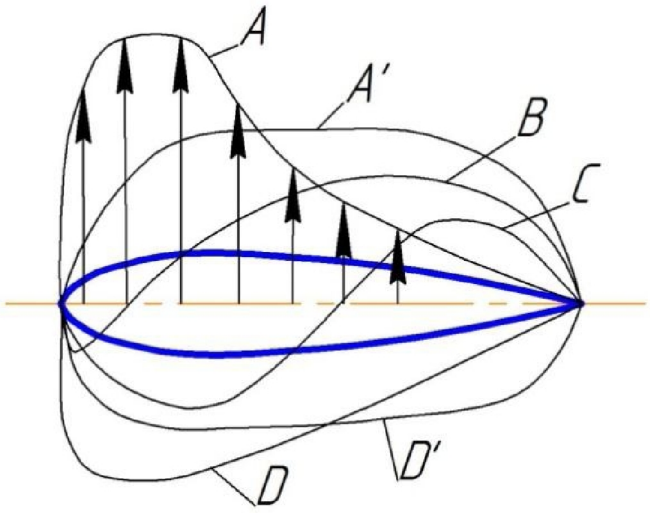


Рис. 1.19. Схема распределения воздушной нагрузки по хорде крыла для различных полетных случаев.

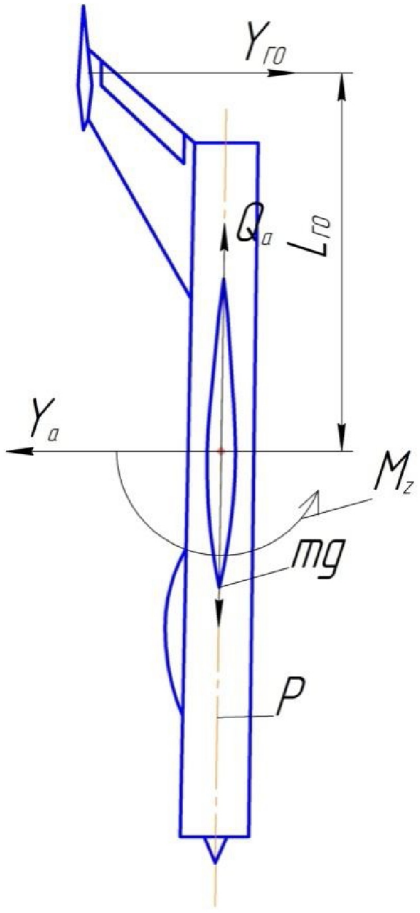


Рис. 1.20. Схема сил, действующих при режиме, отвесного пикирования самолета (полетный случай *C*).

Так как $\frac{S_{ГО}}{S} < 1$, то можно принять, что пикирование происходят при углах атаки, соответствующих $C_{ya} = 0$.

Случай может быть расчетным для крыла по кручению, а также для фюзеляжа и оперения.

Случай *Д*. - Криволинейный полет при угле атаки, соответствующем наибольшему по абсолютной величине отрицательному коэффициенту подъемной силы ($C_{yD} = C_{y_{min}}$) и с перегрузкой $n_D^э = n_{min}^э$. При этом *f= 1,5*.

Случай *Д'* возможен на входе в пикирование, а также на горизонтальном полете при действии нисходящего потока.

Случай *Д* может быть расчетным для тех же частей самолета, что и случай *А*, но характерен обратным по отношению к нему направлением действующих сил.

Случай $Д^I$ - Криволинейный полет при малом отрицательном угле атаки. Для этого случая $q_{D'} = q_{maxmax}$ и $n_{D'}^э = n_{min}^э$, *f=1,5*.

Возможен случай $Д^I$ при отрицательном выходе из пикирования и при действии горизонтального порыва ветра при пикировании.

По направлению действующих сил этот случай аналогичен случаю *Д*, а по распределению - случаю *А'* (рис. 1.19).

L_a - полет - с резким отклонением элеронов на угол *15°* (для самолетов класса *А*). При этом $n_{L_A}^э = 0{,}6n_A^э = 0{,}6n_{max}^э$, $q = q_{max}$, угловое ускорение вращения самолета относительно оси *X*

$$\frac{d\omega_z}{dt} = 6\,{}^1\!/_{c^2}, f = 2$$

В нормах прочности рассматривается несимметричное нагружение самолета в полете. Несимметричное нагружение реализуется для случаев *А*, *А'*, *В*.. При этом, на одной консоли крыла предполагается полная нагрузка, соответствующего случая, а на другой - на *30%* меньшая, если самолет предназначается для пилотажа, и на *20%* меньшая для остальных самолетов. Инерционные силы, вызванные угловым ускорением, можно не учитывать.

Распределение нагрузки и коэффициент безопасности соответствует указанным случаям.

Посадочные случаи. Прочность крыльев проверяется и на случаи $E_ш$, $E'_ш$, $G_ш$, $T_ш$...

На самолет при этом действуют нагрузка $Y_a=0,75mg$, условно распределяемая по случаю A, реакция Земли и массовые силы, обусловленные этими внешними нагрузками, уравновешивают самолет в целом.

Возможные траектории полета для рассмотренных выше расчетных случаев изображены на схеме, представленной на рис. 1.21.

На схемах, данных на рис. 1.22 показана нормированная зависимость $n^э$ от q и C_y с разметкой расчетных случаев.

Из графиков видно, что нормированные случаи нагружения схватывают весь диапазон предельных режимов.

На рис. 1.23 представлена огибающая, условий полета при выполнении маневров, взятая из Авиационных Правил, часть 25 – Нормы летной годности самолетов транспортной авиации. На огибающей отмечены цифрами характерные точки. В скобках рядом с цифрами показана разметка соответствующих расчетных случаев, приведенных на рис. 1.22.

Величины C_y, соответствующие полетным случаям нагружения, видны на схеме поляр, рис. 1.24, где случаи $А'$, $В$, $С$, $Д'$ в качестве примера условно показаны на поляре, соответствующей M_I, а случаи $А$ и $Д$ - на поляре при M_0.

Следует иметь в вицу, что для рассматриваемых случаев нагружения задается перегрузка, определяемая подъемной силой крыла. Перегрузка же самолета определяется с учетом силы, создаваемой оперением.

Рассмотренные выше случаи различаются между собой величиной и направлением нагрузки, а также распределением ее по хорде и по размаху крыла.

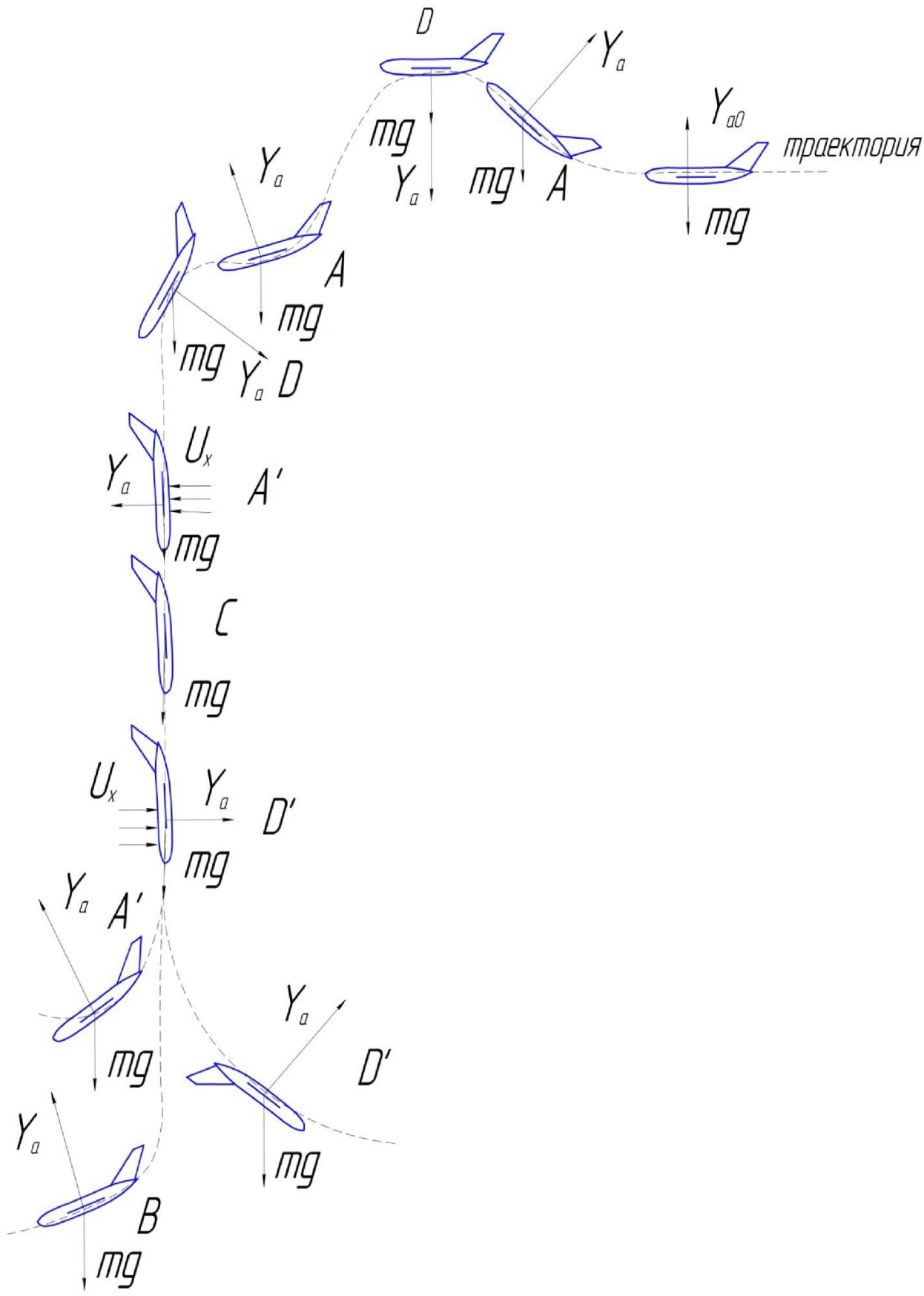


Рис. 1.21. Связь расчетных полетных случаев с возможными траекториями полета самолета.

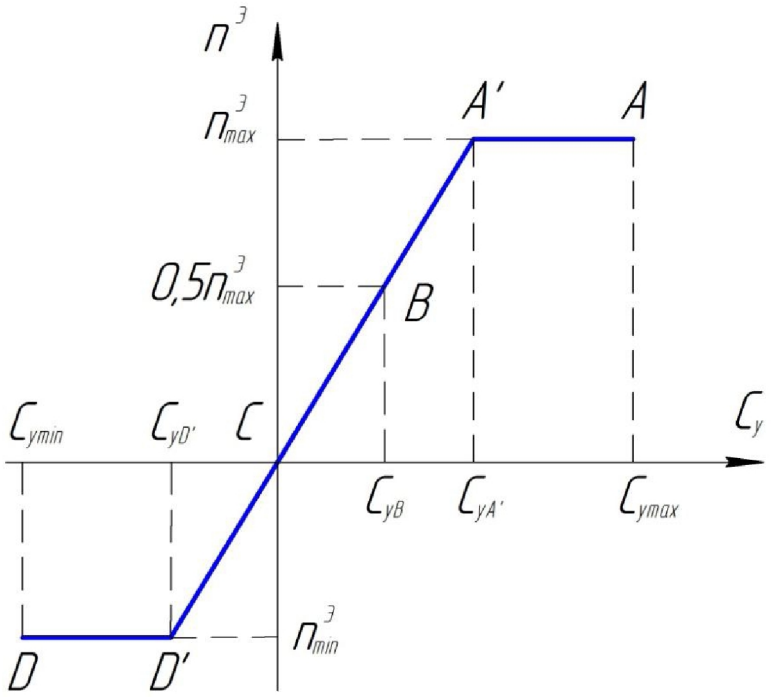


Рис. 1.22. Диаграмма основных расчетных случаев.

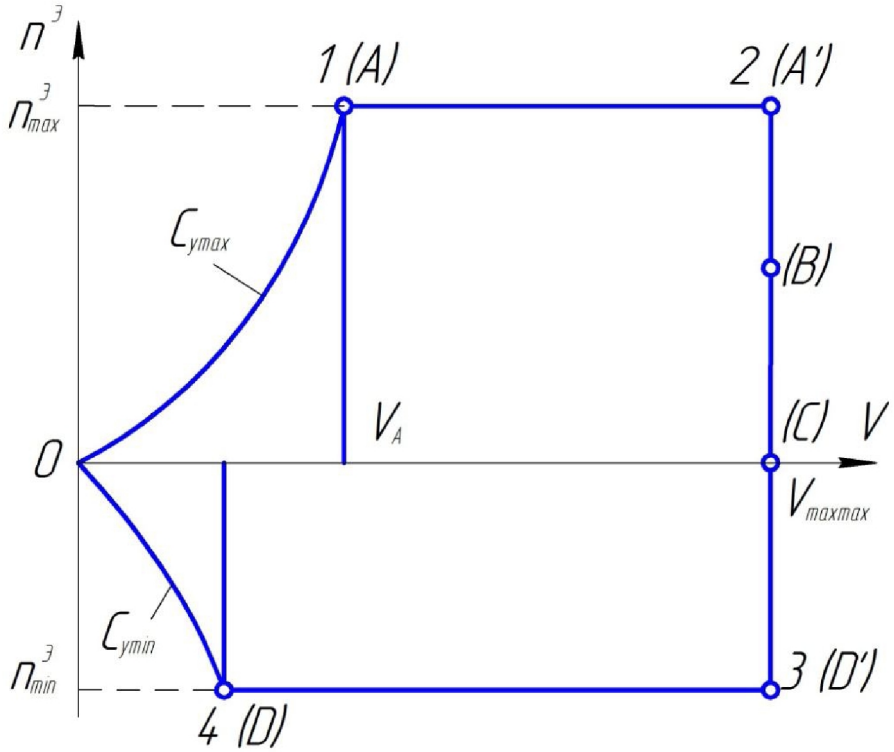


Рис. 1.23. Огибающая условий полета при выполнении маневров.

Например, в случаях А и А’ суммарная нагрузка на крыло одинакова, но ее распределение как по хорде, так и по размаху различно из-за различия углов атаки.

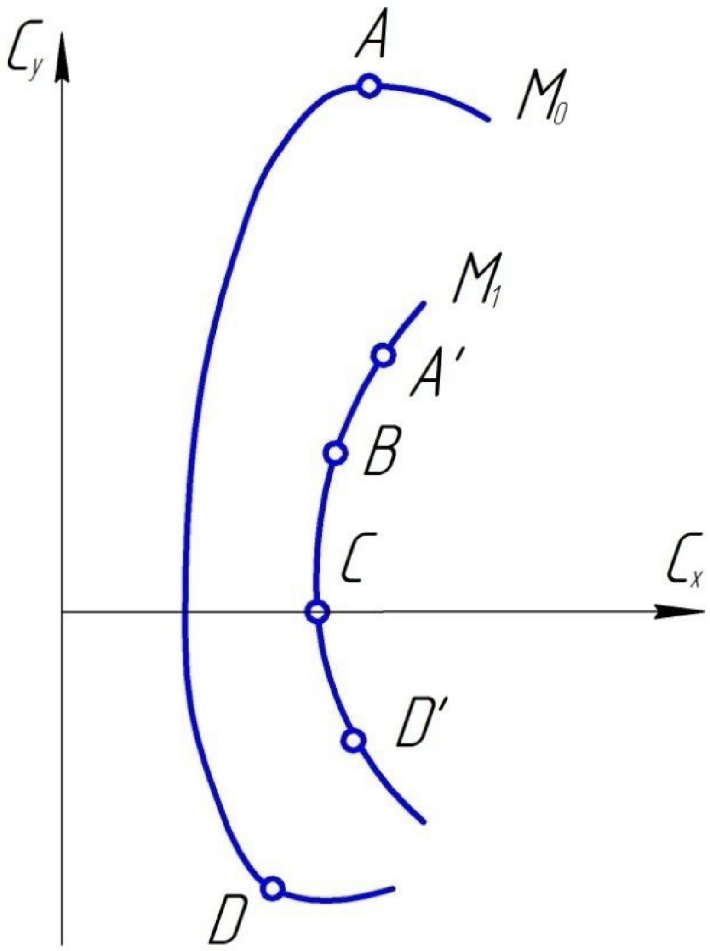


Рис. 1.24. Условные поляры самолета с указанием точек, соответствующих различным расчетным случаям.

В случае *В* суммарная нагрузка в два раза меньше, чем в случае *А'*, несмотря на то, что скорость в обоих случаях равна предельной скорости полета.

Случай *В* характерен еще меньшими углами атаки, поэтому влияние фюзеляжа и гондол двигателей сказывается еще больше, чем в случае *А'*. Нагрузка на участках, занятых фюзеляжем и гондолами, может иметь даже и обратный знак (рис. 1.25).

Случай *В* характерен еще более задним расположением центра давления, чем в случае *А'*.

Случаи *Д* и *Д'* характерны нагрузками, обратными по знаку случаям *А* и *А'*, поэтому для этих случаев напряжения в элементах конструкции будут иметь различные знаки.

1.10.3. Коэффициент безопасности и особенности расчета на разрушение в самолетостроении

Для того, чтобы элементы конструкции самолета не разрушались при действии эксплуатационных нагрузок, они должны иметь некоторый запас прочности, т.е. разрушающая нагрузка P^p должна превосходить нормированную эксплуатационную нагрузку $P^э$.

Отношение этих нагрузок $\frac{P^p}{P^э}$ называется коэффициентом безопасности.

Если выразить эксплуатационную и разрушающую нагрузки через соответствующие перегрузки (n^p и $n^э$), то получим

$$f = \frac{n^p}{n^э} \tag{1.49}$$

Откуда

$$n^p = f n^э$$

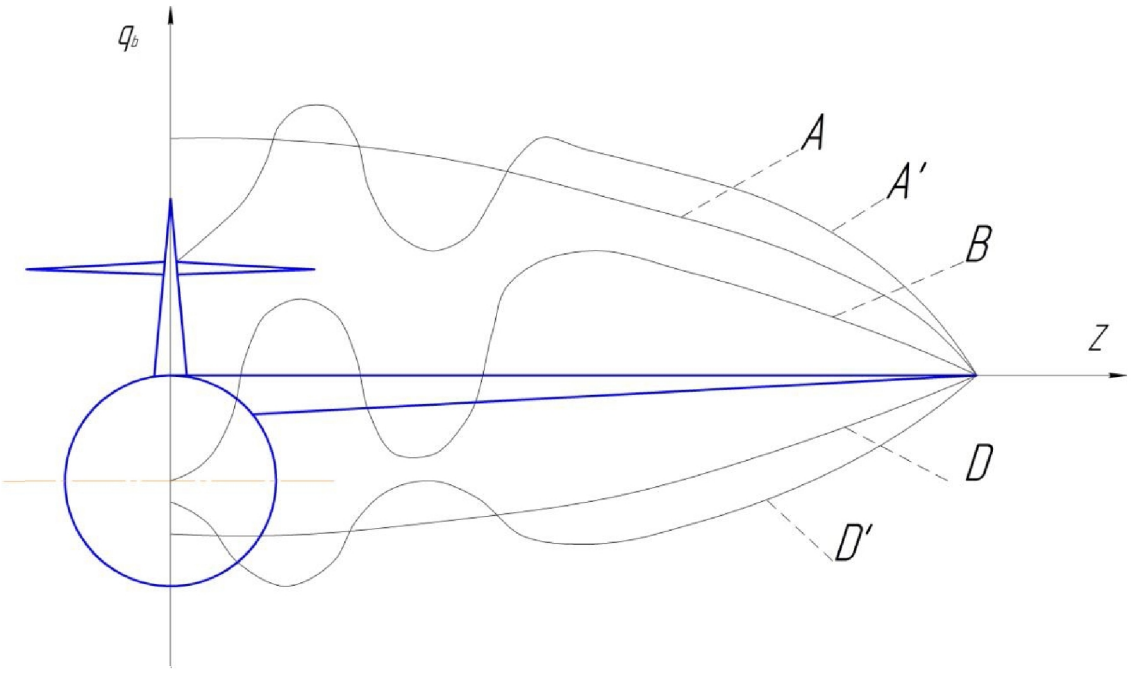


Рис. 1.25. Схема распределения воздушной нагрузки по размаху крыла для различных расчетных случаев с учетом влияния фюзеляжа и гондолы двигателя.

Наименьшее значение коэффициента безопасности может быть найдено из того условия, что конструкция при минимальной массе не должна получать остаточных деформаций от эксплуатационных нагрузок. Это

условие соблюдается, если напряжения, соответствующие этим нагрузкам, равны пределу пропорциональности, т.е.

$$f = \frac{\sigma_b}{\sigma_{0,2}}$$

Для авиационных конструкционных материалов это отношение равно *1,2-1,5*.

Однако нормы прочности устанавливают величину коэффициента безопасности, несколько большую указанного выше минимального значения, а именно:

- для часто повторяющихся в эксплуатации нагрузок, действующих относительно продолжительное время (случаи *B, C* и др.) *f=2*;

- для часто повторяющихся нагрузок, но действующих кратковременно (посадочные случаи) *f=1,65-1,8*

- для редко повторяющихся и кратковременно действующих нагрузок (случаи *A, A', Д, Д'*) *f = 1,5*.

Для некоторых ответственных деталей, при работе которых возникает концентрация напряжений, вызывающая снижение прочности при повторных нагрузках, коэффициент безопасности дополнительно увеличивается.

Повышенные значения коэффициента безопасности принимаются и в тех случаях, когда необходимо обеспечить большую жесткость отдельным тем частям конструкции самолета (триммеры, законцовки рулей), когда они работают в условиях высоких температур (для предотвращения ползучести материала).

Для беспилотных аппаратов вследствие одноразовости их применения коэффициент безопасности можно несколько уменьшить, принимая его равным *f=1,2÷1,3*.

Таким образом, авиационные конструкции рассчитывают по разрушающим нагрузкам:

$$P^p = fP^э \qquad (1.50)$$

т.е. определяют напряжения в элементах конструкции, соответствующие этим расчетным разрушающим нагрузкам и сравнивают их с разрушающими напряжениями.

При этом условия $\sigma \leq \sigma_{\text{разр}}$ и $\tau \leq \tau_{\text{разр}}$ являются критериями прочности элементов конструкции.

Так как для авиационных конструкций принимаются малые запасы прочности, то для проверки правильности расчетов проводятся статические испытания, выявляющие соответствие между расчетной и фактической разрушающими нагрузками.

1.10.4. Вероятностно-статистический подход с обоснованию коэффициента безопасности.

Вероятностно-статистический подход к обоснованию коэффициента безопасности основан на представлении о максимальных нагрузках в эксплуатации $P^э$ и несущей способности (прочности) $P^р$ конструкции в виде случайных величин.

В большинстве случаев в настоящее время при расчете на прочность расчетную нагрузку $P^р$ находят с помощью значений перегрузки $П^э$ и коэффициент безопасности φ, задаваемых нормами прочности, а несущую способность $P^р$ – путем статических испытаний или тоже расчетным путем. Подход к оценке прочности, при котором $P^э$ и $P^р$ рассматриваются как детерминированные (неслучайные) величины, принято называть детерминистическим. Длительное время такой подход к расчету был единственным. Это объясняется, в основном, тем, что принимаемый в расчетах коэффициент безопасности $f = 1,5$ во все предшествующие годы обеспечивал достаточно высокий уровень надежности.

Фактически внешняя нагрузка и характеристики прочности — по своей природе величины случайные. Максимальная нагрузка самолета зависит от действий экипажа, условий окружающей среды и множества других случайных факторов, которые, строго говоря, не позволяют определить ее

однозначно. Это полностью относится и к несущей способности конструкции. Практически всегда есть различие в механических характеристиках материалов и размерах деталей, в конструкции возможны необнаруженные производственные дефекты и пр. Естественно, что вероятностно-статистический подход к расчету прочности лучше отражает природу явления, чем детерминистический. Кроме того, вероятностный подход позволяет установить количественную связь между коэффициентом безопасности f и механической надежностью H или вероятностью разрушения конструкции, что не удается сделать при детерминистическом подходе. Наличие такой связи позволяет в процессе проектирования, используя статистику аварий и катастроф, задавать приемлемое значение Н, которое бы обеспечивало достаточно высокий уровень надежности конструкции и не приводило к чрезмерному увеличению ее веса.

Характеристики нагружения и прочности конструкции при вероятностном подходе к расчету задают в виде кривых — функции плотности распределения вероятностей максимальных нагрузок $f_н$ и разрушающих нагрузок (прочности) $f_м$ (рис. 1.24). Величина коэффициента безопасности при этом характеризуется расстоянием между статистически средними, наиболее вероятными значениями $\overline{\mathrm{M}}$ и $\overline{N}$, разрушающих и внешних нагрузок.

Итак, коэффициент безопасности следует представить в виде

$$f = \frac{P^p}{P^э} = \frac{\bar{M}}{\bar{N}} \qquad (1.51)$$

Из методических соображений вопрос применения вероятностно-статистического подхода к обоснованию коэффициента безопасности, необходимого для обеспечения заданного уровня надежности элементов конструкций, рассматривается ниже в разделе «Надежность и ресурс элементов конструкций».

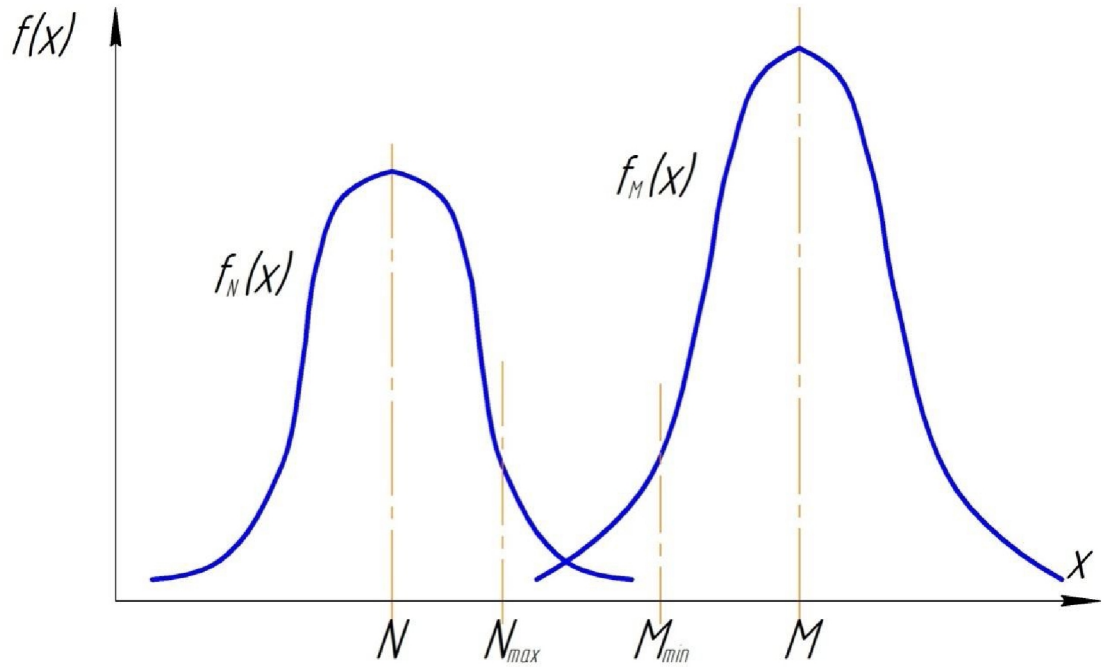


Рис. 1.26. Плотность распределения нагрузки *T* и несущей способности *M*.

1.10.5 О нормах жесткости

Самолет должен обладать достаточной жесткостью с тем, чтобы возникающие в полете деформации не были чрезмерно велики.

При больших деформациях конструкции может значительно увеличиться сопротивление самолета, могут измениться характеристики устойчивости и управляемости, из-за недостаточной жесткости конструкции могут возникать недопустимые самовозбуждающиеся колебания.

Во избежание этих явлений нормы жесткости устанавливают величину перегрузки, до которой не должно быть потери устойчивости обшивки; допустимые величины углов закручивания и относительных прогибов; степень уменьшения эффективности рулевых поверхностей, обусловленного деформируемостью конструкции; критические скорости автоколебаний, которые должны превосходить на некоторую величину максимально возможную скорость полета.

Жесткость некоторых частей самолета должна назначаться, исходя из условий их работы.

Так, чтобы рассеивание при стрельбе было не более обусловленного тактико-техническими требованиями, необходимо обеспечить достаточную жесткость узлов крепления пушек к соответствующим элементам самолета.

Жесткость створок бомболюков или шасси, закрылков и т.д. должна выбираться из того условия, чтобы при их закрытии обеспечивалось срабатывание удерживающих замков, а в закрытом положении не получалось щелей при действии отсасывающей нагрузки.

1.10.6. Испытания самолета на прочность

Прочность и жесткость конструкции проверяется статическими, динамическими и летными испытаниями.

Статические испытания самолета и его отдельных частей проводятся в целях:

- выявления соответствия между коэффициентом безопасности, принятым при расчете, и фактическим значением этого коэффициента или иначе соответствия между расчетной P^p и фактической P^p_φ разрушающими нагрузками необходимо, чтобы $P^p_\varphi >> P^p$);
- проверки отсутствия заметных остаточных деформаций при эксплуатационной нагрузке;
- выявления жесткости конструкции;
- изучения картины распределения усилий как в отдельных сечениях конструкции, так и в сечении элементов, с целью проверки допущений, принятых в расчетах на прочность.

Статическим испытаниям подвергаются как опытные конструкции, так и серийные, т.к. в процессе производства в конструкцию вносятся изменения.

Перед контрольным испытанием производится обтяжке конструкции - прикладывается на короткое время нагрузка, составляющая *30-40%* от разрушающей.

При контрольном испытании нагрузка прикладывается этапами в 10% от разрушающей. Вначале нагрузка доводится до эксплуатационного значения

(*67%* от разрушающей) и затем снимается, при этом конструкция не должна иметь заметных остаточных деформаций. Затем конструкция доводится до разрушения.

Повторные статические испытания частей самолета служат для выяснения числа загружений (с малой частотой), при котором конструкция разрушается от нагрузки, близкой к эксплуатационной. Это число загружений должно быть не менее нормированной величины.

Данные испытаний показывают, что с возрастанием числа убывает разрушающая нагрузка

Динамические испытания бывают двух видов: испытания для проверки прочности конструкции при динамическом приложении нагрузки и испытания, связанные с устранением опасных резонансных и самовозбуждающихся вибраций самолете.

К первому виду испытаний относятся:

- многократные копровые испытания шасси при эксплуатационных нагрузках (шасси должно без разрушения выдержать нормированное число сбросов);

- отстрелы оружия для проверки прочности узлов его крепления.

К испытаниям второго рода относятся:

- определение частот собственных колебаний отдельных частей конструкции и выявление форм колебаний с целью внесения уточнений в расчеты критических скоростей самовозбуждающихся колебаний и устранения возможного резонанса;

- испытания в аэродинамических трубах подобных моделей для уточнения критических скоростей.

Запись деформаций производится осциллографами с помощью электродатчиков.

Наряду с решением многих других задач летные испытания служат:

- для определения предельных перегрузок испытываемых самолетом в полете и распределения воздушной нагрузки;

- для выявления напряженного состояния и температур различных частей самолета;

- для проверки отсутствия опасных вибраций на всех режимах эксплуатации самолета.

Полученные из летных испытаний предельные перегрузки, воздушные нагрузки, напряжения и температуры сравнивают с соответствующими расчетными данными. Замер определяемых величин производят посредством самопишущих приборов и дистанционно с применением радиоаппаратуры.

Глава 2. Нагрузки, действующие на крыло самолета

Нагрузки крыла являются исходными данными для анализа работы его конструкции и расчета на прочность.

На крыло, как видно из рис. 2.1, действуют следующие нагрузки:

- распределенные воздушные силы $q_{\text{в}}$;
- распределенные массовые силы конструкции крыла $q_{\text{к}}$;
- сосредоточенные силы от масс агрегатов P_i, находящихся в крыле (двигатель, топливные баки, шасси и т.д.).

2.1. Определение величин аэродинамической и массовой нагрузки крыла

В нормах прочности коэффициент перегрузки относят к подъемной силе Y_a, которая определяется по формуле

$$Y_{\text{а}}^{p} = fn^{э}mg, \tag{2.1}$$

где m - полетная масса самолета;

$n^{p}fn^{э}$ - коэффициент расчетной перегрузки.

Воздушную силу $P_{\text{в}}^{p}$ в соответствии с рис. 2.2 находим по формуле:

$$P_{\text{в}}^{p} = \frac{Y_{\text{а}}^{p}}{cos\,\theta} = \frac{fn^{э}mg}{cos\,\theta}, \tag{2.2}$$

где $\text{tg}\,\theta = \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}}$

C_{x_a}, C_{y_a}- коэффициенты силы лобового сопротивления и подъемкой силы крыла, которые берутся по поляре крыла для угла атаки, соответствующего расчетному случаю.

Принимая приближенно перегрузку крыла по размаху постоянной и равной перегрузке, определяемой аэродинамической силой крыла, получим:

$$P_{\text{к}}^{p} = \frac{fn^{э}mg}{cos\,\theta}, \tag{2.3}$$

где $m_{\text{к}}$ - масса крыла.

Величина нагрузки от каждой сосредоточенной массы получается аналогично

$$P_i^p = \frac{f n^э m_i g}{\cos\theta}, \qquad (2.4)$$

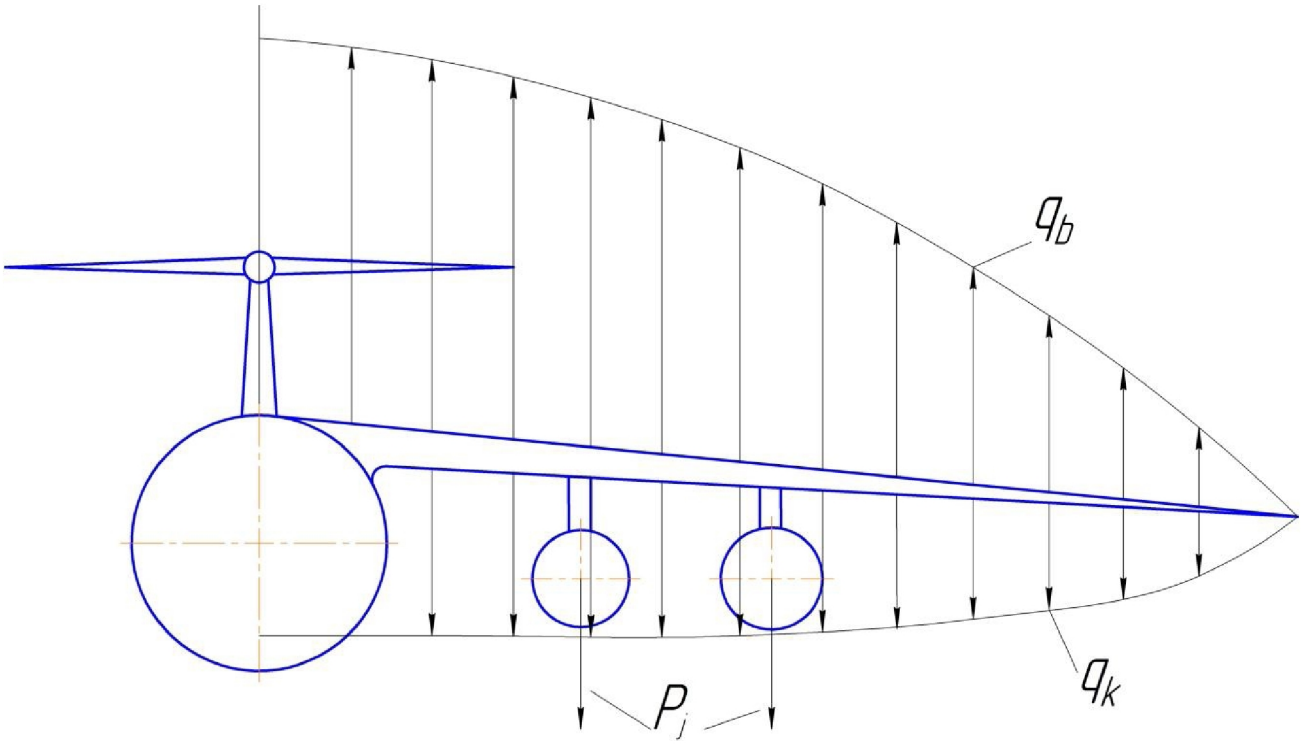


Рис. 2.1 Нагрузки, действующие на крыло самолета

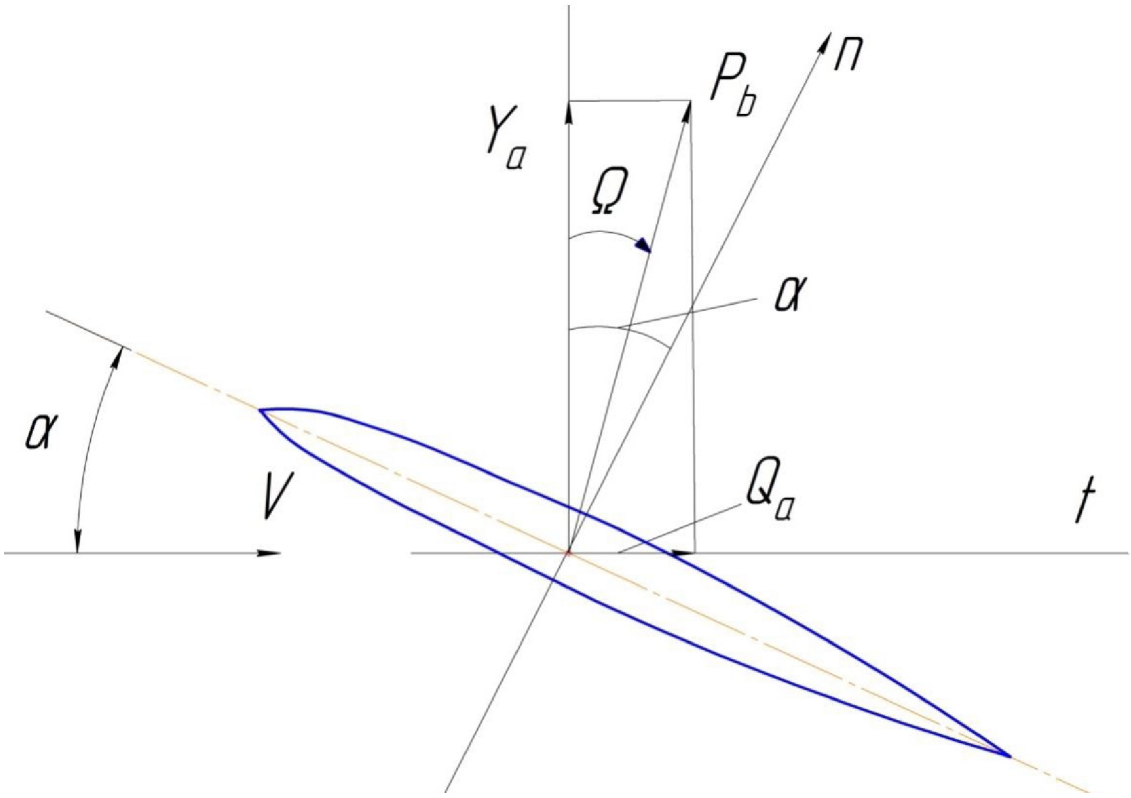


Рис. 2.2. Силы, действующие на крыло самолета

2.2. Распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла.

Распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла с небольшой погрешностью может быть принято по закону распределения подъемной силы.

Некоторая погрешность здесь связана с различным соотношением C_y и C_x в разных сечениях крыла. Следовательно, погонная воздушная нагрузка будет:

$$q_в^p = \frac{q_y^p}{cos\,\theta}, \tag{2.5}$$

С целью определения интенсивности нагрузки q_y запишем выражение для подъемной силы, создаваемой отсеком крыла единичной длины (рис. 2.3.)

$$q_y^p = f C_y(z) q b(z) \cdot I, \tag{2.6}$$

Здесь $C_y(z), b(z)$ - коэффициент подъемной силы крыла и хорда в сечении, находящемся на расстоянии Z от оси самолета;

q - скоростной напор.

Скоростной напор q определим из выражения для подъемной силы крыла:

$$n^э m g = C_{y_a} q S, \tag{2.7}$$

Откуда:

$$q = \frac{n^э m g^э}{C_{y_a} S}, \tag{2.8}$$

Здесь $S = b_{ср} l$ - площадь крыла;

$C_{y_a}, b_{ср}$ - средние значения коэффициента подъемной силы и хорды крыла.

Подставляя q в выражение (2.6) получим:

$$q_y^p = \frac{f n^э m g}{l} \cdot \frac{C_y(z) b(z)}{C_{y_a} b_{ср}} \tag{2.9}$$

Обозначим

$$\bar{\Gamma} = \frac{C_y(z)b(z)}{C_{y_a} b_{\text{ср}}} \tag{2.10}$$

Величина $\frac{fn^э mg}{l}$ представляет собой среднюю погонную нагрузку, которая исправляется переменной величиной $\bar{\Gamma}$, называемой относительной циркуляцией.

Итак,

$$q_y^p = \frac{fn^э mg}{l}\bar{\Gamma} \tag{2.11}$$

Для закрученного крыла, характеризующегося тем, что при $C_{y_a} = 0$ величины $C_y(z)$ в отдельных сечениях отличны от нуля, удобно погонную нагрузку определять, как сумму погонной нагрузки плоского крыла $q_{y_{\text{пл}}}$ и погонной нагрузки только за счет закрутки $q_{y_з}$.

Погонную нагрузку для плоского (незакрученного) крыла найдем по формуле:

$$q_{y_{\text{пл}}}^p = \frac{fn^э mg}{l}\bar{\Gamma}_{\text{пл}} \tag{2.12}$$

Величина $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ для трапециевидного крыла зависит от удлинения λ, сужения η и угла стреловидности χ, т.е

$$\bar{\Gamma}_{\text{пл}} = f(\lambda, \eta, \chi)$$

График изменения циркуляции в зависимости от сужения дан на рис. 2.4 при χ = 0. На этом графике введено обозначение

$$\bar{Z} = \frac{Z}{\frac{l}{2}} = \frac{2Z}{l}$$

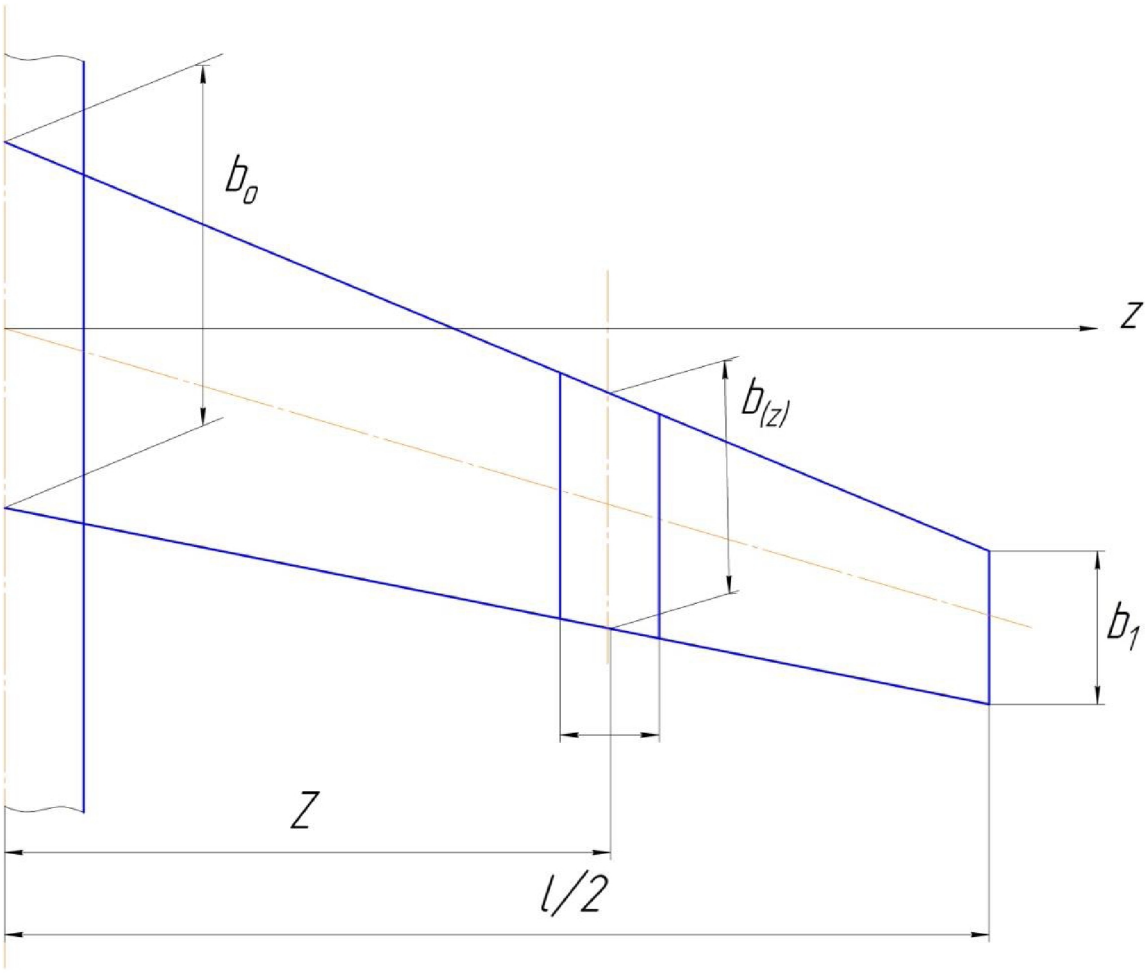


Рис. 2.3. Схема крыла при виде в плане

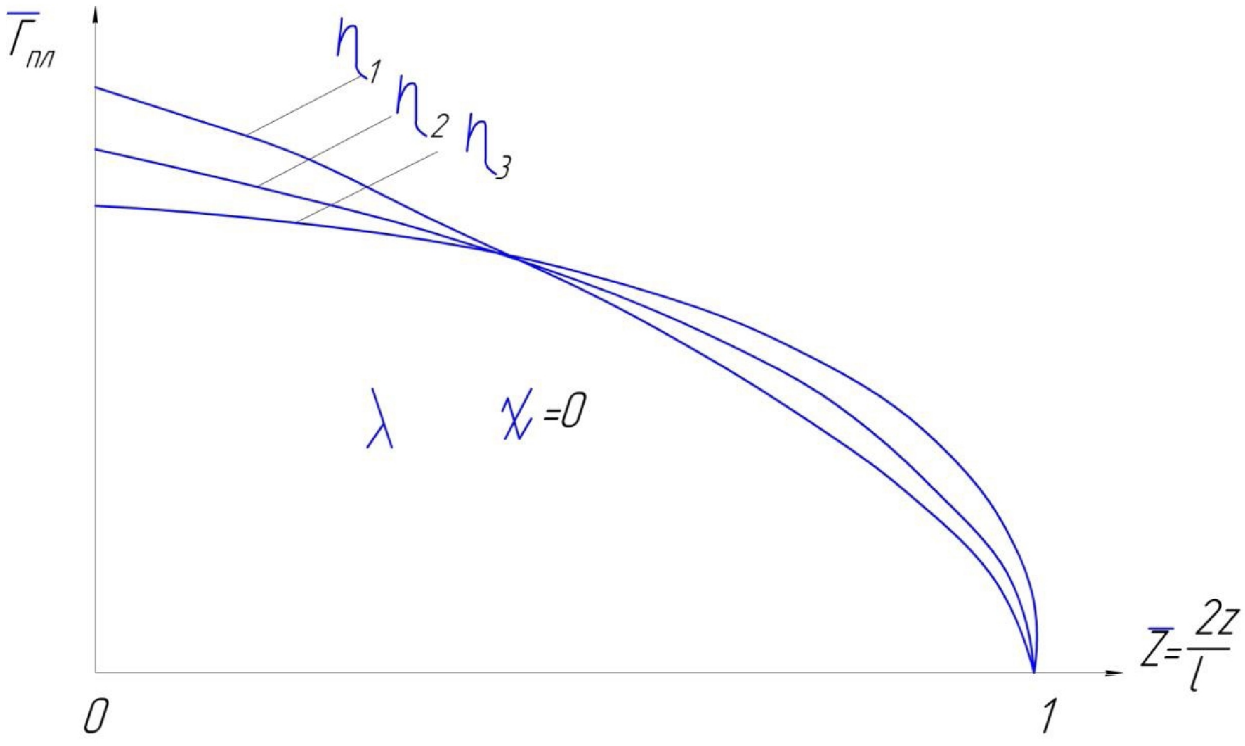


Рис. 2.4. График изменения относительной циркуляции плоского крыла

2.2.1. Влияние стреловидности крыла, фюзеляжа и гондол двигателей на распределение аэродинамической нагрузки.

Выражение (2.12) получено для плоского крыла, крыла нестреловидного, профиль сечений которого не искажен наличием гондол двигателей и фюзеляжем.

С целью учета влияния стреловидности, гондол двигателей и фюзеляжа выражение для определения аэродинамической нагрузки в сечениях крыла представим в виде

$$q^p_{\text{у}_{\text{пл}}} = q^p_{\text{у}_0} + \Delta q^p_{\text{у}_\chi} + \Delta q^p_{\text{у}_{\varphi,\text{Г}}} \qquad (2.13)$$

Здесь

$q^p_{\text{у}_0}$- интенсивность воздушной нагрузки для плоского нестреловицного крыла, сечения которого не заняты фюзеляжем и гондолами двигателей,

$\Delta q^p_{\text{у}_\chi}$, $\Delta q^p_{\text{у}_{\varphi,\text{Г}}}$ - самоуравновешенные дополнительные нагрузки, обусловленные влиянием стреловидности, фюзеляжа и гондол двигателей.

Итак, расчетная величина подъемной силы крыла равна:

$$Y^p_a = 2\int_0^{l/2} q^p_{\text{у}_{\text{пл}}}\, dz = 2\int_0^{l/2} q^p_{\text{у}_0}\, dz = fn^э mg \qquad (2.14)$$

Тогда

$$\int_0^{l/2} \Delta q^p_{\text{у}_\chi}\, dz = \int_0^{l/2} \Delta q^p_{\text{у}_{\varphi,\text{Г}}}\, dz = 0 \qquad (2.15)$$

Заметим, что площадь, ограниченная кривой $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ и осями координат, равна I. В соответствии с рис. 2.5 найдем

$$\Omega = \int_0^1 \bar{\Gamma}_{\text{пл}}\, d\bar{z} \qquad (2.16)$$

Подставив в (2.16) $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ из выражения (2.12) найдем:

$$\Omega = \frac{2}{l}\int_0^{\frac{l}{2}} \bar{\Gamma}_{\text{пл}}\, dz = \frac{2}{l}\frac{l}{fn^э mg}\int_0^{\frac{l}{2}} q^p_{\text{у}_{\text{пл}}}\, dz = 1$$

Рассмотрим вначале приближенный способ учета влияния стреловидности на распределение нагрузки.

Распределение нагрузки по размаху стреловидного крыла отличается от распределения нагрузки на нестреловидном крыле. Так, при прямой стреловидности воздушная нагрузка увеличивается к концу консоли крыла и уменьшается в корневой части. Это хорошо видно из приведенных выше на рис. 2.6. эпюр воздушной нагрузки.

Приближенно аэродинамическую нагрузку для стреловидных крыльев можно распределить следующим образом. Сначала нужно распределить нагрузку так же, как для нестреловидного крыла, но за полуразмах принять линию, соединяющую средние точки корневой и концевой хорд, т.е. в этом случае стреловидное крыло будет заменено равновеликим прямым (рис. 2.7).

Затем, следует добавить дополнительные нагрузки, обусловленные стреловидностью. Таким образом, для стреловидного крыла:

$$q_y^p = \frac{f n^э m g}{l_I}\left(\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\chi=0}} + \Delta\bar{\Gamma}_\chi\right) \qquad (2.17)$$

Приращение относительной циркуляции $\Delta\bar{\Gamma}_\chi$ за счет стреловидности можно вычислить по приближенной формуле:

$$\Delta\bar{\Gamma}_\chi = \Delta\bar{\Gamma}_{\chi=45°}\frac{\chi°}{45°} \qquad (2.18)$$

где $\chi°$- угол стреловидности в градусах. Приращение циркуляции для угла стреловидности $\chi = 45°$, берется по экспериментальному графику, вид которого представлен на рис. 2.7.

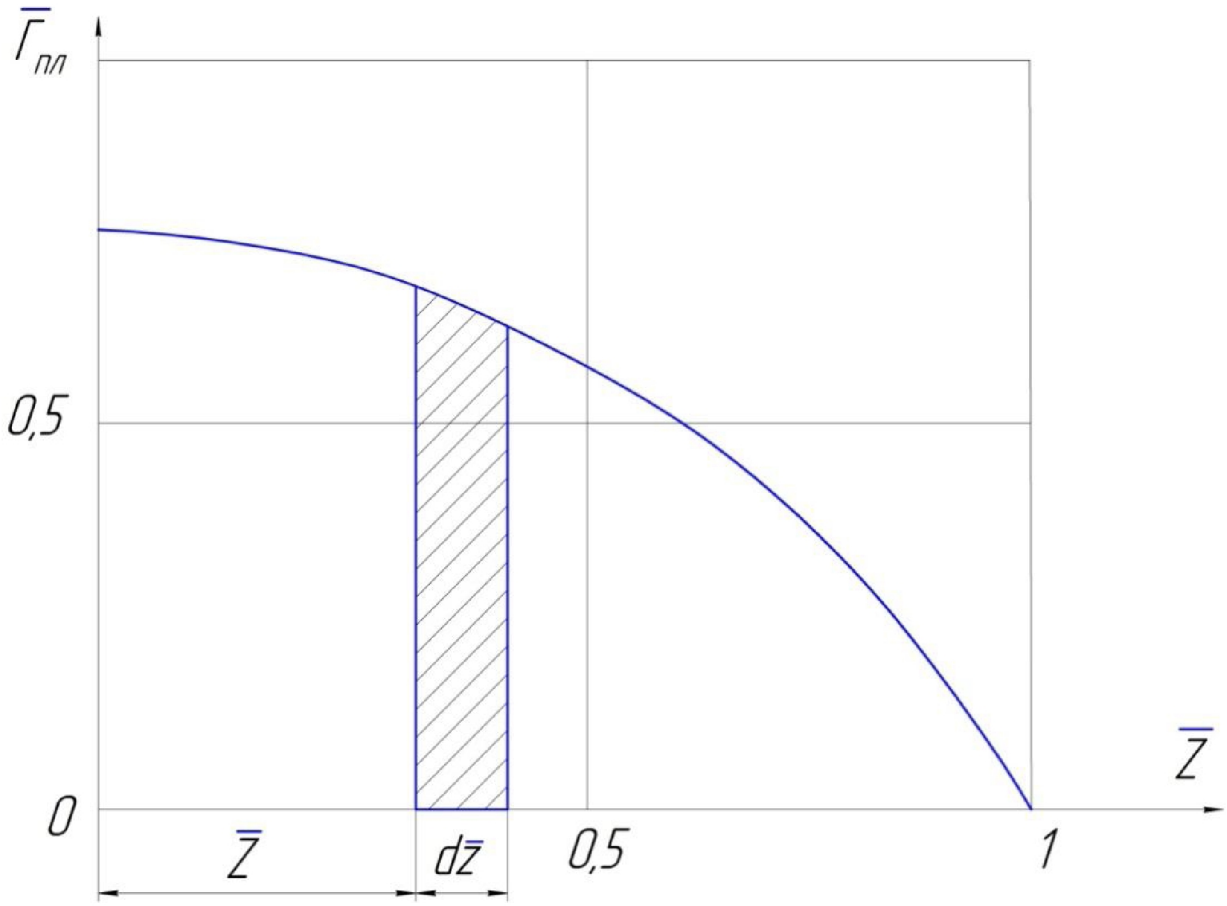


Рис. 2.5. К определению величины площади, ограниченной кривой Гпл

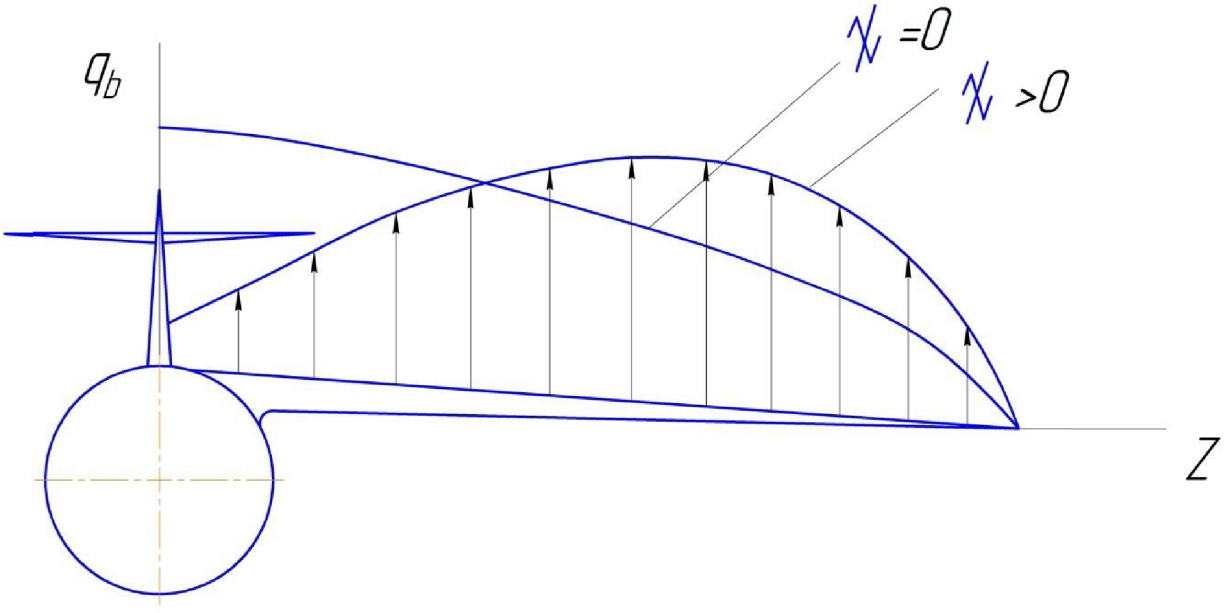


Рис. 2.6. Влияние стреловидности на распределение воздушной нагрузки крыла

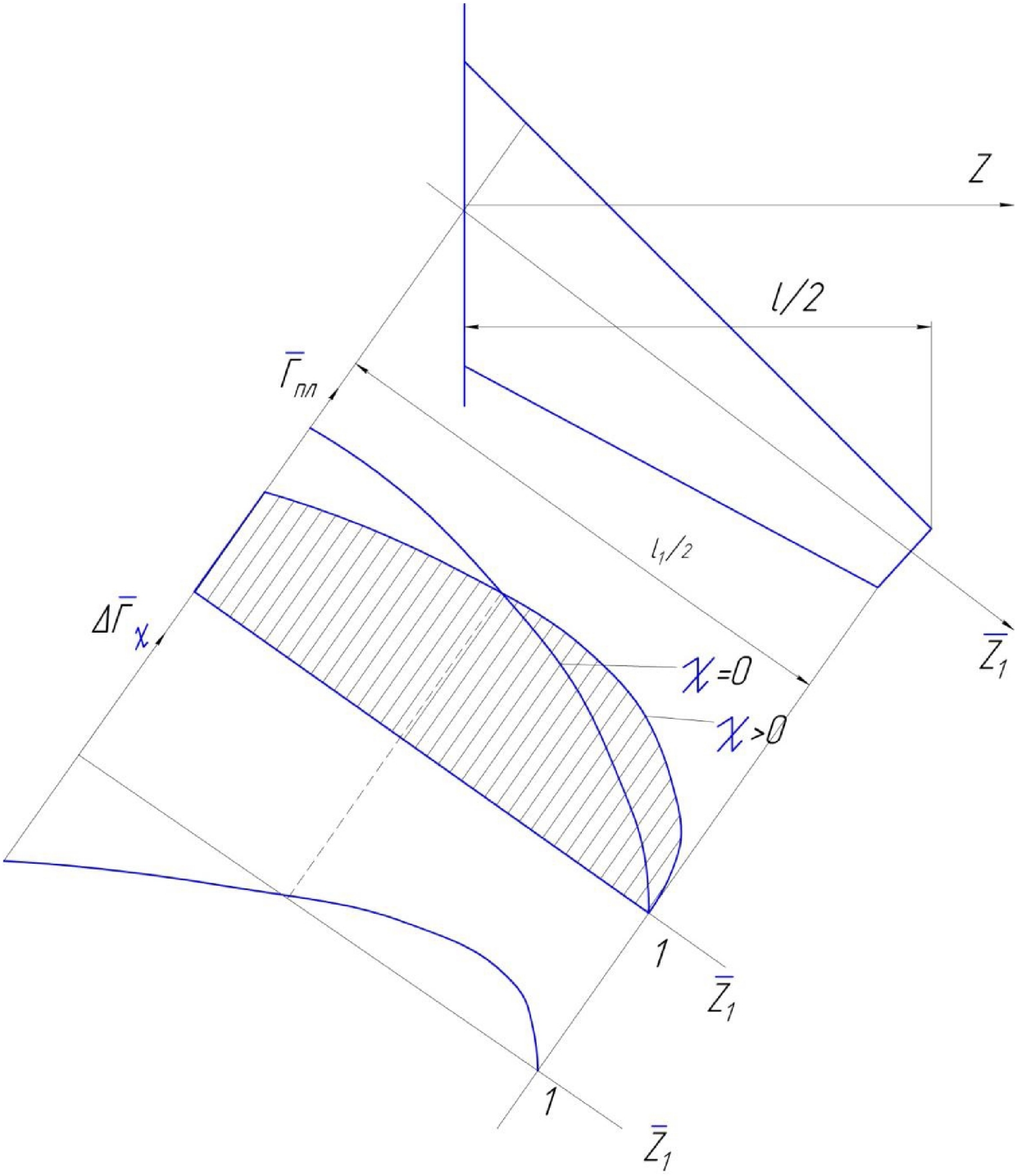


Рис. 2.7. Учет влияния стреловидности на изменение воздушной нагрузки по размаху крыла

На участках крыла, занятых фюзеляжем и гондолами двигателей, при малых углах атаки (расчетные случаи $А^1$, В, $Д^1$) происходит падение подъемной силы (Рис. 2.8). За счет этого на остальной части подъемная сила должна несколько увеличиться, т.к. суммарное значение подъемной силы при этом не должно меняться. Это подтверждают выражения (2.14) и (2.15). На

больших углах атаки перераспределение нагрузки невелико, и его можно не учитывать.

Учет влияния фюзеляжа и гондол двигателей рекомендуется производить, вводя при определении величин $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$. поправочные коэффициенты, зависящие от угла атаки, типа самолета и количества двигателей. Перераспределение аэродинамической нагрузки по размаху крыльев производится следующим образом.

Для соответствующего расчетного случая по графику, вид „ которого приведем на рис. 2.9 определяется величина a, которая характеризует степень уменьшения $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ на участках крыльев, занятых фюзеляжем и гондолами двигателей.

При этом

$$a = \frac{\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\varphi}}{\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\varphi}} = \frac{\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\Gamma}}{\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\Gamma}} \qquad (2.19)$$

Имея закон распределения циркуляции $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ по размаху крыла с помощью коэффициента a на основании (2.19) можно найти значения $\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\varphi}$ и $\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\Gamma}$ для тех сечений крыла, которые заняты фюзеляжем и гондолами двигателей (рис. 2.8).

Производя учет падения циркуляции в этих сечениях крыла, получим ординаты кривой $\bar{\Gamma}'_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}$ с вырезами в местах расположения фюзеляжа и гондол двигателей (рис. 2.8). Эта кривая и оси координат ограничивают площадь, равную $1 - \Delta\Omega$, которая должна быть приведена к единичной путем соответствующего увеличения ординат.

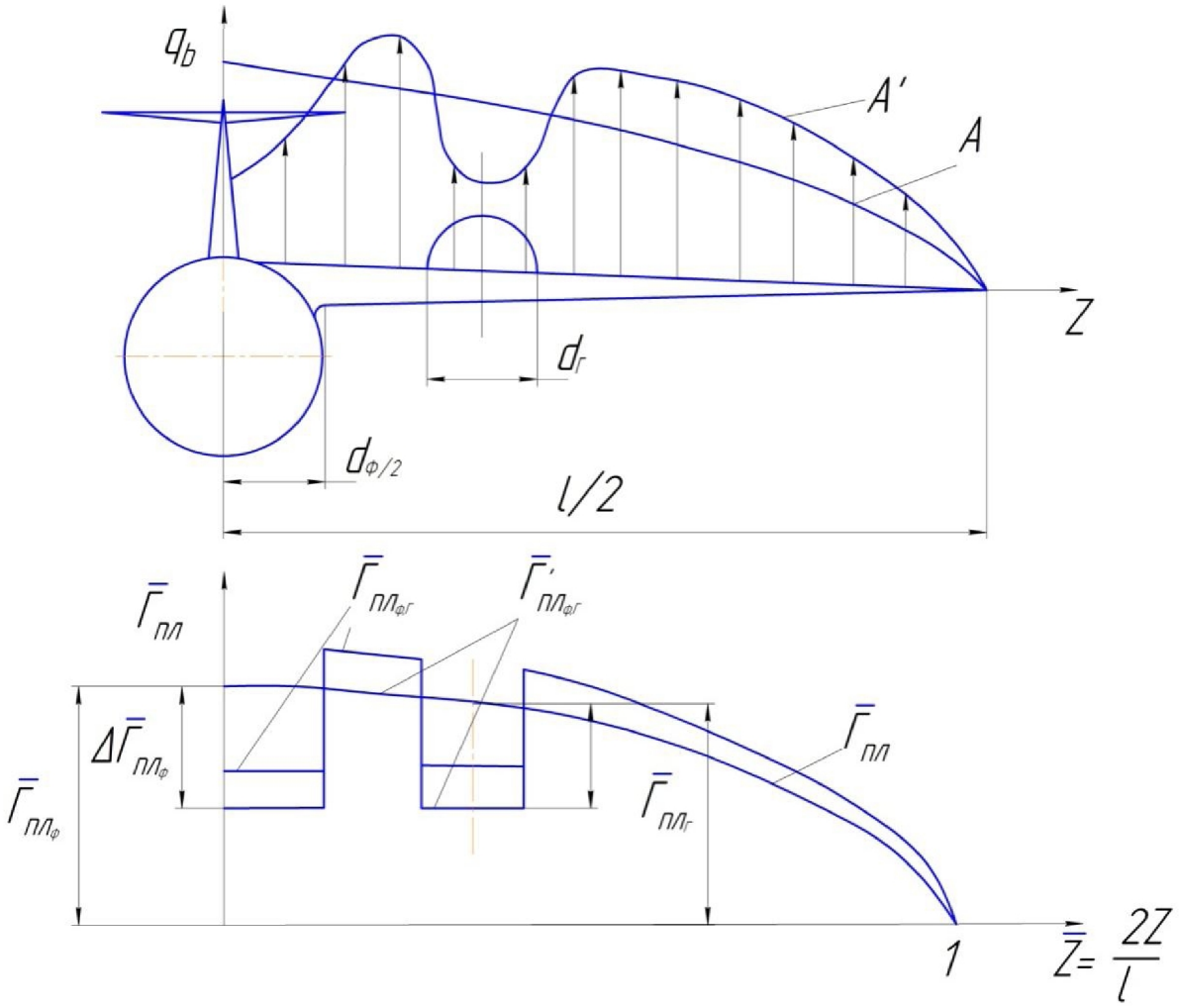


Рис. 2.8. Учет влияния фюзеляжа и гондол двигателей на распределение воздушной нагрузки крыла

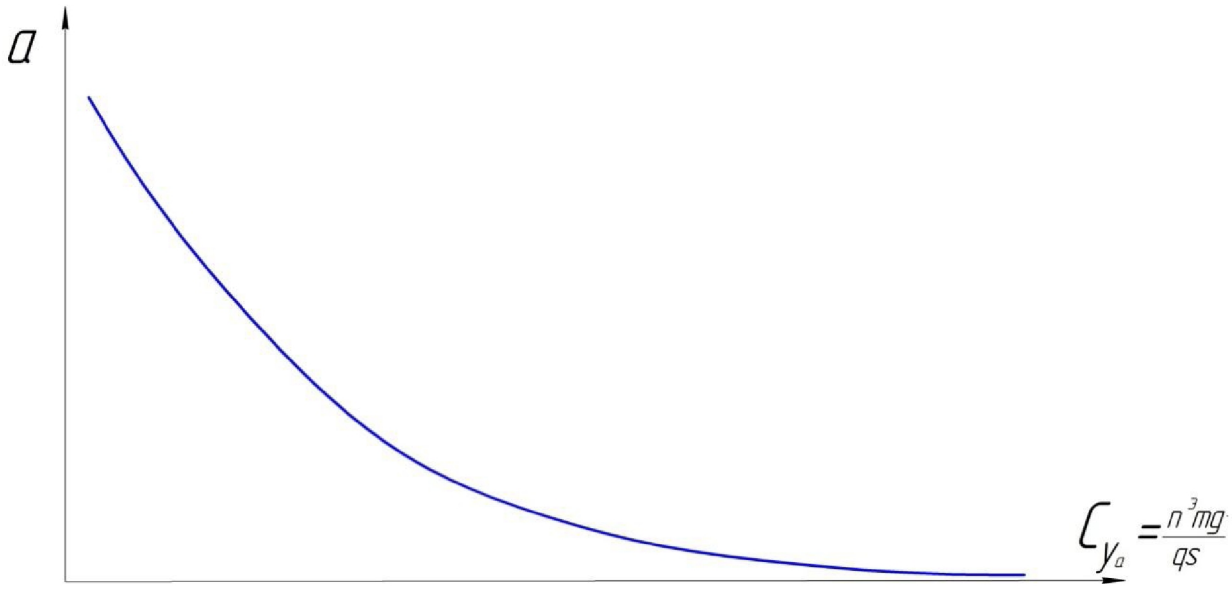


Рис. 2.9. Степень уменьшения циркуляции из-за влияния фюзеляжа и гондол двигателей при различных значениях C_{ya}

С этой целью найдем величину $\Delta\Omega$:

$$\Delta\Omega = \Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\varphi}\frac{d\varphi}{\frac{l}{2}} + \sum_{i=0}^{n}\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_i}\frac{d\Gamma_i}{\frac{l}{2}} = \frac{2a}{l}\left[\bar{\Gamma}_{\text{пл}_\varphi}\frac{d\varphi}{2} + \sum_{i=0}^{n}\Delta\bar{\Gamma}_{\text{пл}_i}\,d\Gamma_i\right] \quad (2.20)$$

Здесь n – число гондол двигателей на консоли крыла.

Итак, будем полагать, что отношение ординат искомого графика циркуляции крыла $\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}$ и графика циркуляции $\bar{\Gamma}'_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}$ пропорционально отношению площадей, ограничиваемых этими кривыми и осями координат, т.е.

$$\frac{\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}}{\bar{\Gamma}'_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}} = \frac{1}{1-\Delta\Omega}, \quad (2.21)$$

откуда

$$\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}} = \bar{\Gamma}'_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}\frac{1}{1-\Delta\Omega}, \quad (2.22)$$

График циркуляции $\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}$ представлен на рис. 2.8.

Итак, с учетом влияния фюзеляжа и гондол двигателей имеем

$$q^p_{y_{\text{пл}}} = \frac{fn^э mg}{l}\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}} \quad (2.17)$$

по величине относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}$ можно определить значения коэффициента подъемной силы для сечений крыла

$$C_y(z) = \bar{\Gamma}_{\text{пл}_{\varphi,\Gamma}}\frac{C_{y_a}b_{\text{ср}}}{b(z)}. \quad (2.24)$$

2.2.2. Учет влияния заданной крутки крыла на закон распределения нагрузки.

Выше было получено выражение для распределения воздушной нагрузки по размаху плоского (незакрученного) крыла.

Для закрученного крыла погонную нагрузку q^p_y можно определить как сумму погонной нагрузки плоского крыла $q^p_{y_{\text{пл}}}$ и погонной нагрузки за счет закрутки $q^p_{y_з}$:

$$q_y^p = q_{y_{\text{пл}}}^p + q_{y_з}^p \tag{2.25}$$

Величина $q_{y_{\text{пл}}}^p$ в сумме по всему крылу приводится к полной подъемной силе $fn^э mg$

Следовательно, $q_{y_з}^p$ является добавкой к основной погонной нагрузке $q_{y_{\text{пл}}}^p$. Эти добавки для одной части крыла являются положительными, для другой - отрицательными. Причем, равнодействующая всех $q_{y_з}^p$ равна нулю.

Итак, дополнительная погонная нагрузка равна

$$q_{y_з}^p = f\Delta C_y(z)\varphi_з^\circ b(z)q, \tag{2.26}$$

где $\varphi_з^\circ$ - угол закрутки конца крыла в градусах.

Подставляя в выражение (2.26) значение скоростного напора (2.8), получим

$$q_{y_з}^p = \frac{fn^э mg}{l}\frac{\varphi_з^\circ}{C_{y_a}}\frac{\Delta C_y(z)b(z)}{b_{\text{ср}}} = \frac{fn^э mg}{l}\frac{\varphi_з^\circ}{C_{y_a}}\bar{\Gamma}_з. \tag{2.27}$$

Здесь

$$\bar{\Gamma}_з = \frac{\Delta C_y(z)b(z)}{b_{\text{ср}}}. \tag{2.28}$$

Это выражение получено в предположении, что крыло имеет угол крутки при концевой хорде по отношению к корневой в сторону увеличения угла атаки на 1°.

Примерный вид графика $\bar{\Gamma}_з$ дан на рис. 2.10.

Коэффициент подъемной силы в сечениях крыла с учетом закрутки можно определить по формуле:

$$C_y(z)_з = C_y(z)_{\text{пл}} + \varphi_з^\circ \Delta C_y(z) \tag{2.29}$$

где $\Delta C_y(z) = \frac{b_{\text{ср}}}{b(z)}\bar{\Gamma}_з$ - приращение коэффициента подъемной силы за счет закрутки крыла в 1°.

При расчете часто требуется найти составляющие воздушной нагрузки в направлении нормали n к хорде и в направлении хорды t (в связанных координатах).

Погонная воздушная нагрузка в направлении оси x_a, определяется

$$q_{\text{x}}^{p} = q_{\text{y}}^{p} tg\theta(z) = f C_{\text{x}}(z) \cdot q \cdot b(z), \qquad (2.30)$$

где

$$tg\theta(z) = \frac{q_{\text{x}}^{p}}{q_{\text{y}}^{p}} = \frac{C_{\text{x}}(z)}{C_{\text{y}}(z)}. \qquad (2.31)$$

здесь $\theta(z)$ - угол между направлением подъемной силы и равнодействующей погонной воздушной нагрузки $q_{\text{в}}$ (рис. 2.11). Значения $C_{\text{x}}(z)$ находятся по поляре для известной величины $C_{\text{y}}(z)$.

Проекции погонной нагрузки на нормаль к хорде n и на направление хорды t равны:

$$q_n^p = q_{\text{y}}^{p} \cos\alpha(z) + q_x^p \sin\alpha(z), \qquad (2.32)$$

$$q_t^p = -q_{\text{y}}^{p} \sin\alpha(z) + q_x^p \cos\alpha(z). \qquad (2.33)$$

Изложенный выше порядок определения погонных сил q_y применим, строго говоря, для тех расчетных случаев, для которых углы атаки соответствуют прямо линейному участку кривой $C_y = f(\alpha)$.

Однако, в практических расчетах указанным методом пользуются и для углов атаки, соответствующих случаям А и Д, и это не вносит значительных ошибок.

Для крыльев с формой в плане, отличной от трапеции, но близкой к ней, можно пользоваться кривыми $\bar{\Gamma}_{\text{пл}}$ и $\bar{\Gamma}_{\text{з}}$ для трапецевидных крыльев, заменяя истинное крыло равновеликой трапецией.

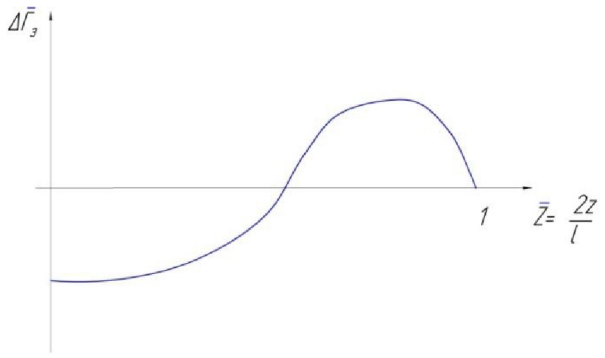


Рис. 2.10. Распределение относительной циркуляции при загрузке концевого сечения крыла на угол φз=1°

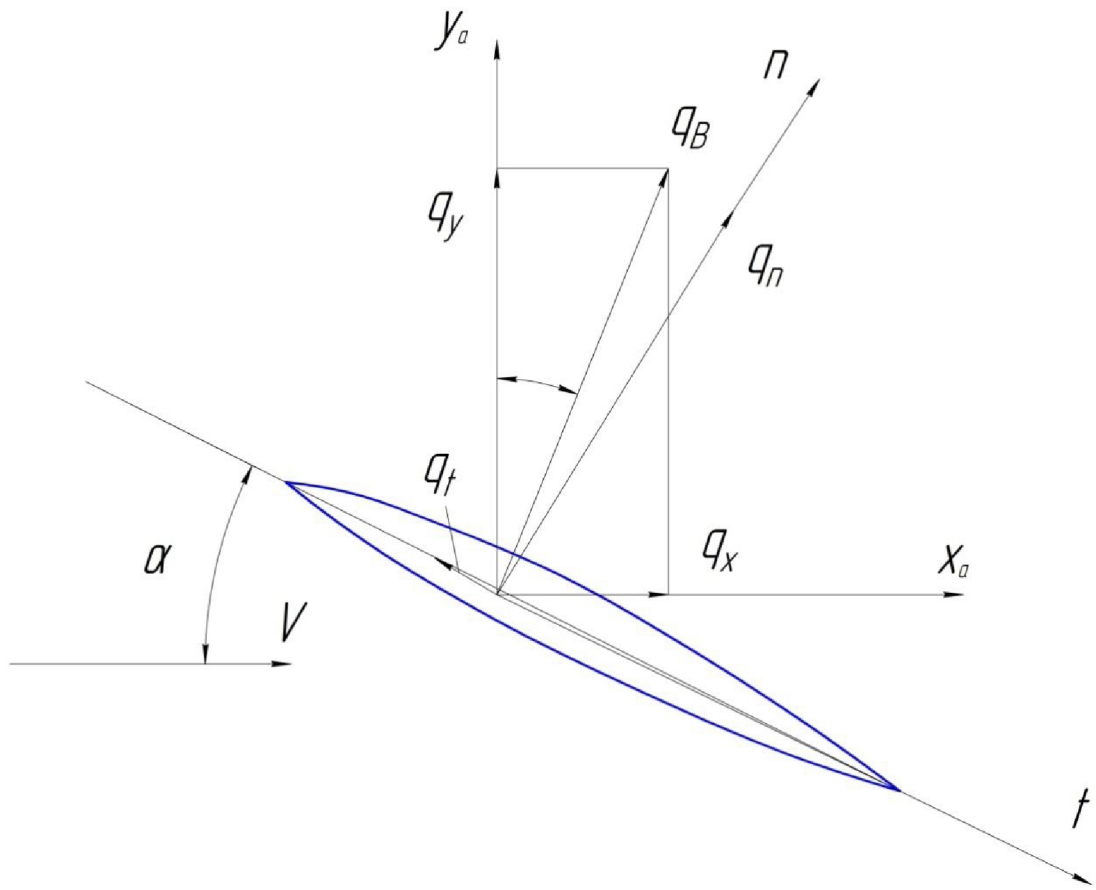


Рис. 2.11. Схема действия воздушной нагрузки в сечении крыла

Для приближенных расчетов крыла можно считать скос потока вдоль крыла постоянным, а это означает постоянство $C_y(z)$ по всему размаху, т.е.

$$C_y(z) = C_{y_a}, tg\theta(z) = tg\theta = \frac{C_{x_a}}{C_{y_a}}$$

Тогда

$$q_y^p = \frac{fn^э mg}{l}\frac{C_y(z)b(z)}{C_{y_a}b_{ср}} = \frac{fn^э mg}{S}b(z) \qquad (2.34)$$

2.3. Распределение воздушной нагрузки по поверхности крыла малого удлинения.

При расчете крыла малого удлинения необходимо знать интенсивность воздушной нагрузки, приходящейся на единицу площади поверхности крыла.

Будем полагать, что $C_y(z)$ изменяется в соответствии с приближенным законом

$$C_y(z) = C_{y_0}(1 + 4\bar{Z}^2), \qquad (2.35)$$

где $\bar{Z} = \frac{Z}{L}$ - относительное расстояние до сечения крыла от борта фюзеляжа (рис. 2.12).

C_{y_0} - значения коэффициента подъемной силы для участков крыла в фюзеляжной части.

Тогда интенсивность нагрузки можно определить

$$P^p(z) = f p_0 (1 + 4\bar{Z}^2), \tag{2.36}$$

Здесь p_0 - воздушная нагрузка, приходящаяся на единицу площади фюзеляжного участка крыла.

Значение p_0 найдем из выражения, определяющего подъемную силу крыла:

$$n^э mg = p_0 S_\varphi + 2\int_0^L p(z) b(z) dz. \tag{2.37}$$

здесь

$$b(z) = b_0\left(1 - \frac{Z}{L}\right) = b_0(1 - \bar{Z})$$

а S_φ - площадь фюзеляжного участка крыла.

Итак,

$$n^э mg = p_0 S_\varphi + 2 p_0 b_0 L \int_0^1 (1 + 4\bar{Z}^2)\,(1 - \bar{Z}) d\bar{z} = p_0 S_\varphi + \frac{10}{6} p_0 b_0 L$$

Так как $b_0 L = S - S_\varphi$, то

$$n^э mg = \frac{10}{6} p_0 (S - 0{,}4 S_\varphi)$$

Таким образом

$$p_0 = 0{,}6 \frac{n^э mg}{S - 0{,}4 S_\varphi} = 0{,}6 p_{\text{ср}}, \tag{2.38}$$

где

$$p_{\text{ср}} = \frac{n^э mg}{S} \frac{1}{1 - 0{,}4\frac{S}{S_\varphi}}. \tag{2.39}$$

Тогда

$$P^p(z) = 0{,}6 f p_{\text{ср}} (1 + 4\bar{Z}^2), \tag{2.40}$$

Можно найти и нагрузку, приходящуюся на единицу длины полуразмаха, т.е.

$$q_y^p = P^p(z)b(z) = 0{,}6fp_{\text{ср}}b_0(1+4\bar{Z}^2)(1-\bar{Z}). \qquad (2.41)$$

Это выражение дает примерно постоянное значение q_y^p, а следовательно и $\bar{\Gamma}$ по размаху, что является характерным, например, для треугольных крыльев (рис. 2.12).

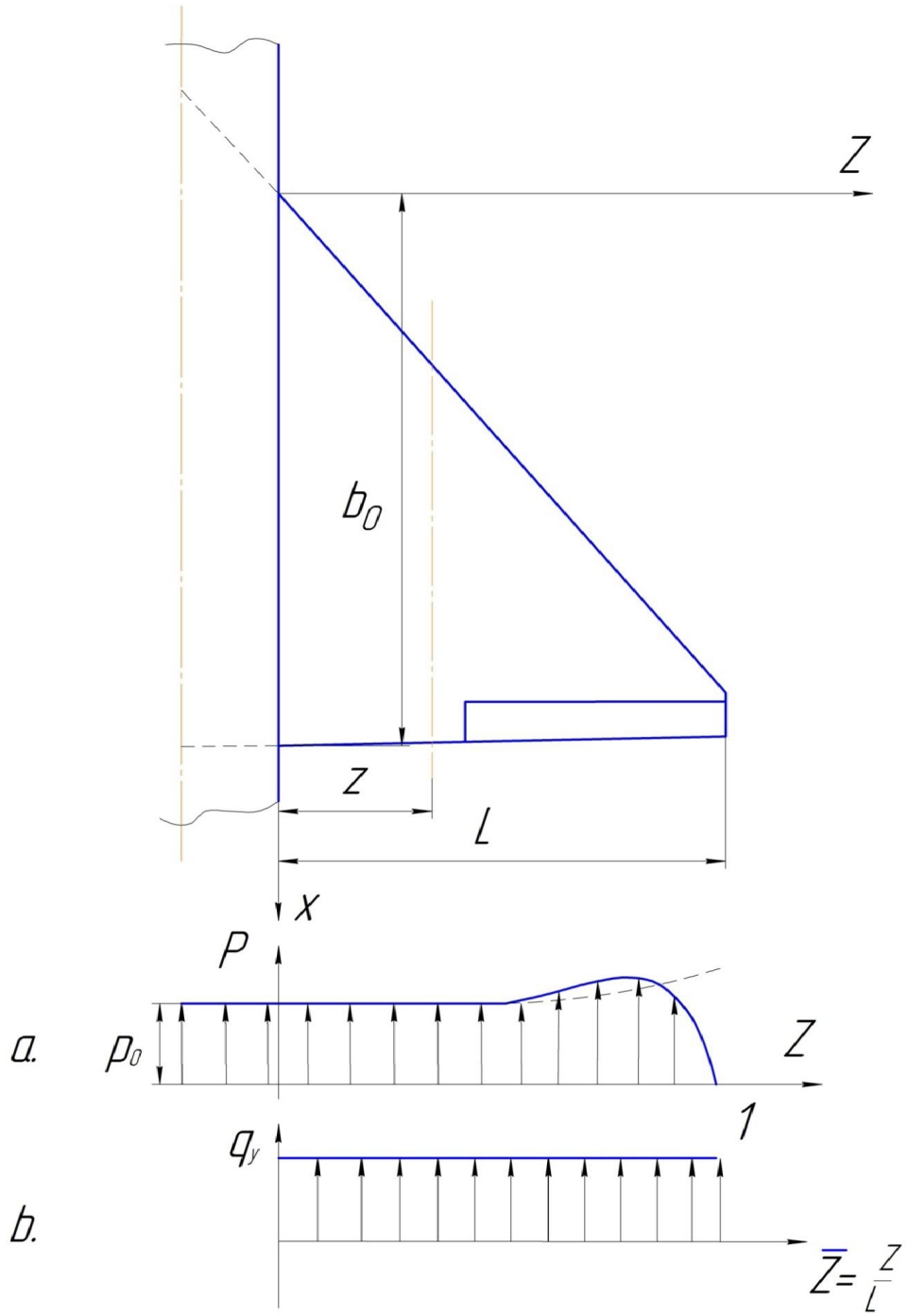


Рис. 2.12 Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла малого удлинения

2.4. Определение положения центра давления по сечениям крыла.

Точка приложения воздушной нагрузки в сечении крыла называется центром давления (рис. 2.13).

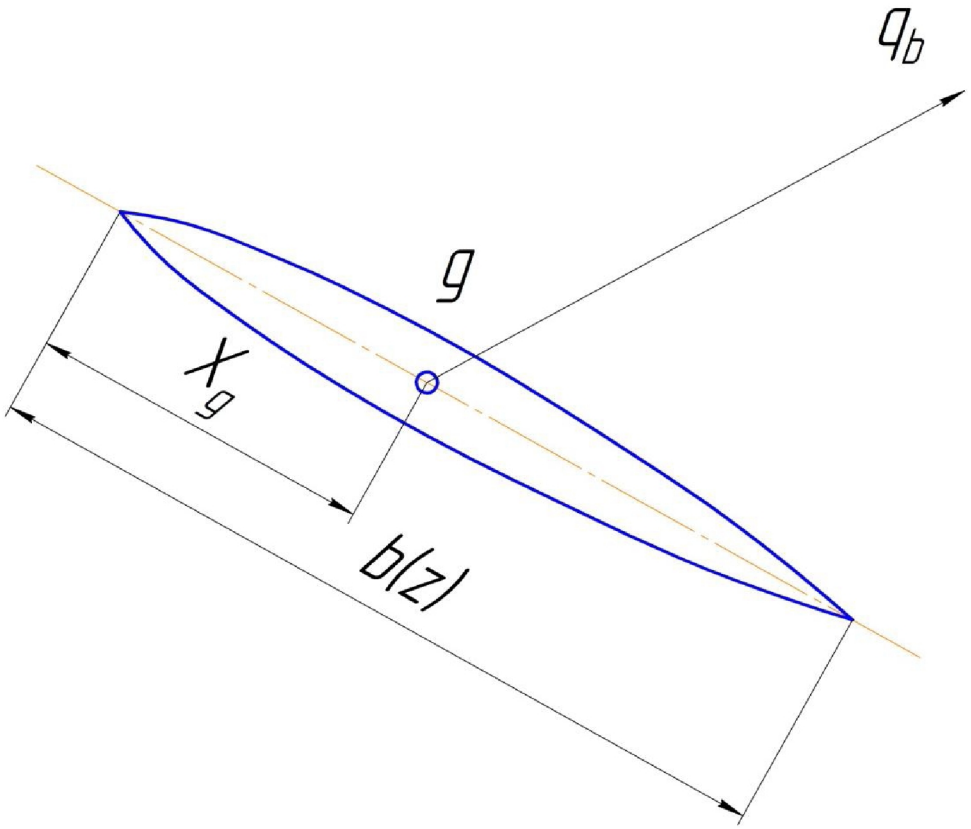


Рис. 2.13 Положение центра давления в сечении крыла

Положение этой точки определяется по формуле (для всех сечений при неотклоненнnx элеронах):

$$\bar{X}_{\text{д}} = \frac{X_{\text{д}}}{b(z)} = \left|C_{m_{\text{м}}}^{C_y}\right| - \frac{C_{m_{0\text{м}}}}{C_y(Z)} \qquad (2.42)$$

здесь $X_{\text{д}}$ - расстояние до центра давления профиля сечения (положительное от носка к хвостику);

$\left|C_{m_{\text{м}}}^{C_y}\right| = \left|\frac{dC_m}{dC_{y_{\text{м}}}}\right|$ - абсолютное значение производной $\frac{dC_m}{dC_y}$ для профиля данного сечения, берется из профильной характеристики с учетом сжимаемости (рис. 2.14);

$C_{m_{0\text{м}}}$ - коэффициент момента при $C_y = 0$, берется из профильной характеристики с учетом сжимаемости (рис. 2.14).

Для сечений крыла, проходящих через отклоненный элерон, положение центра давления находится по формуле:

$$\bar{X}_{\text{д}} = \left|C_{m_{\text{м}}}^{C_y}\right| \sim \frac{C_{m_0\text{м}} \pm \Delta C_{m_0\text{м}}}{C_y(Z)}. \qquad (2.43)$$

Здесь $\Delta C_{m_0\text{м}}$ - приражение коэффициента момента за счет отклонения элерона.

Значение $\left|C_{m_{\text{м}}}^{C_y}\right|$ для сечений, проходящих через элерон, принимается равным 0,26, а ΔC_{m_0} без учета сжимаемости определяется по формуле:

$$\Delta C_{m_0} = \frac{d\Delta C_{m_0}}{d\delta^\circ}\,\delta_{\text{эф}}^\circ \qquad (2.44)$$

Здесь $\delta_{\text{эф}}^\circ$ - эффективный угол отклонения элерона, определяемый с учетом упругости крыла. Его величина равна

$$\delta_{\text{эф}}^\circ = \delta^\circ - \frac{(\delta^\circ)^2}{100} \qquad (2.45)$$

Угол отклонения элерона δ° принимается равным:

$$\delta^\circ = 100\left(0{,}05 + 0{,}06C_{m_0}\right),$$

но не менее 2°.

Здесь C_{m_0} условно рассматривается без учета сжимаемости.

Для определения положения центра давления в сечениях крыла, занятых гондолами двигателей, можно воспользоваться выражением

$$\bar{X}_{\text{д}} = \left|C_{m_{\text{м}}}^{C_y}\right| - \frac{C_{m_0\text{м}}}{C_y(Z)} - \frac{\Delta X}{b(z)}. \qquad (2.46)$$

Здесь

$$\frac{\Delta X}{b(z)} = 0{,}52\left(\frac{L_{\Gamma}}{b(z)} - 0{,}11\right),$$

L_{Γ} - длина выступающей части гондолы от передней кромки крыла.

Для современных симметричных профилей крыла $C_{m_0} = 0$ и, следовательно, положение центра давления совпадает с фокусом крыла и определяется величиной $C_m^{C_y}$.

Если на крыле отклонен элерон, то на соответствующем участке крыла коэффициент момента отличен от нуля при $C_y(z) = 0$ и для симметричного профиля.

Величина $C_m^{C_y}$ зависит от числа М. В приближенных расчетах ее можно определять по графику, представленному на рис. 2.15.

Определив положения центра давления в каждом сечении крыла и проведя через эти точки прямые линии, получим положение линии центров давления (л.ц.д.) (рис. 2.16).

2.5. Распределение аэродинамической нагрузки при пикировании самолета.

При пикировании самолета (случай С) аэродинамический момент по размаху определяется следующим образом. Погонный аэродинамический момент при пикировании m_z^p для сечений, не проходящих через отклоненный элерон, равен:

$$m_z^p = f C_{m_{0\text{м}}} q_{maxmax} b^2(z). \qquad (2.47)$$

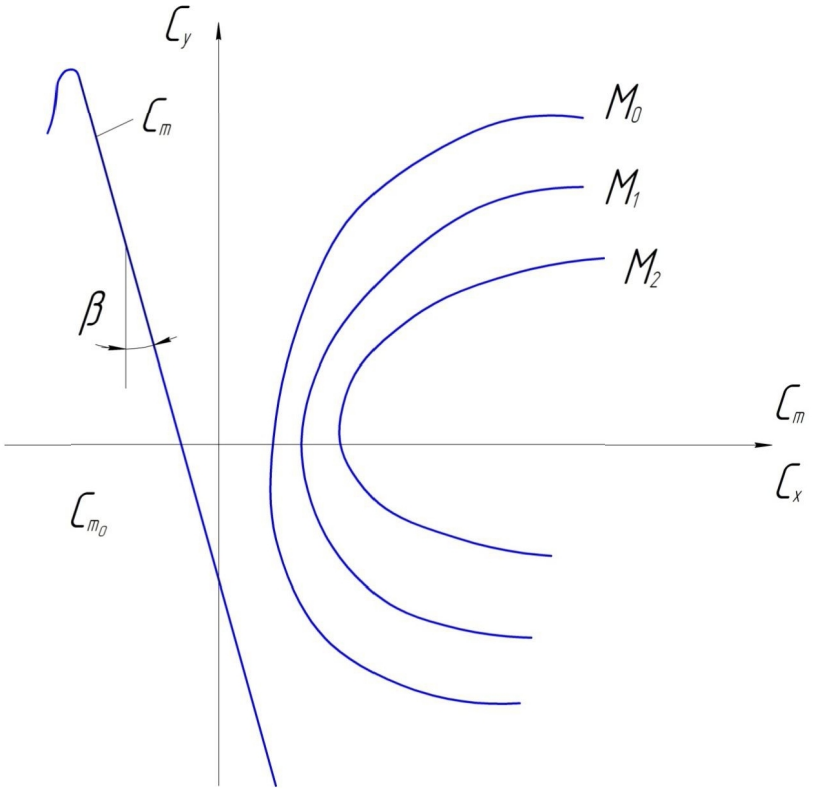


Рис. 2.14 Аэродинамические характеристики крыла самолета

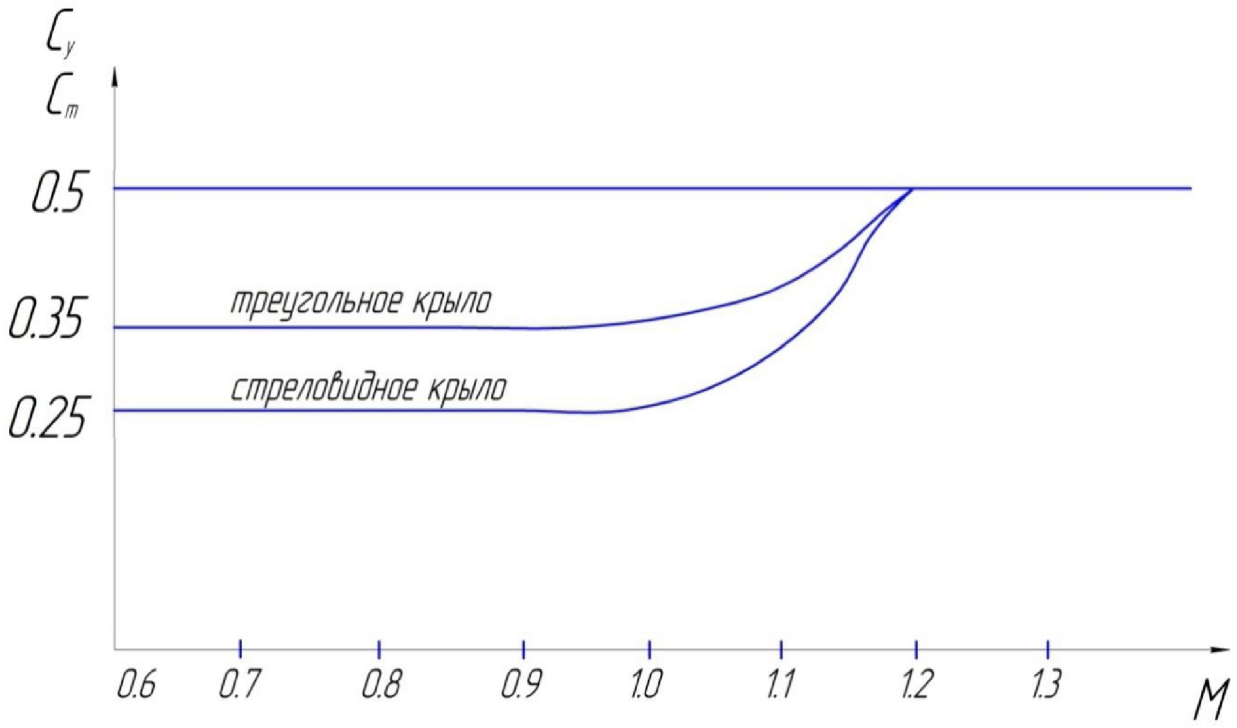


Рис. 2.15 Изменение величины производной $C_m^{C_y} = \frac{dC_m}{dC_y}$ в зависимости от значений M

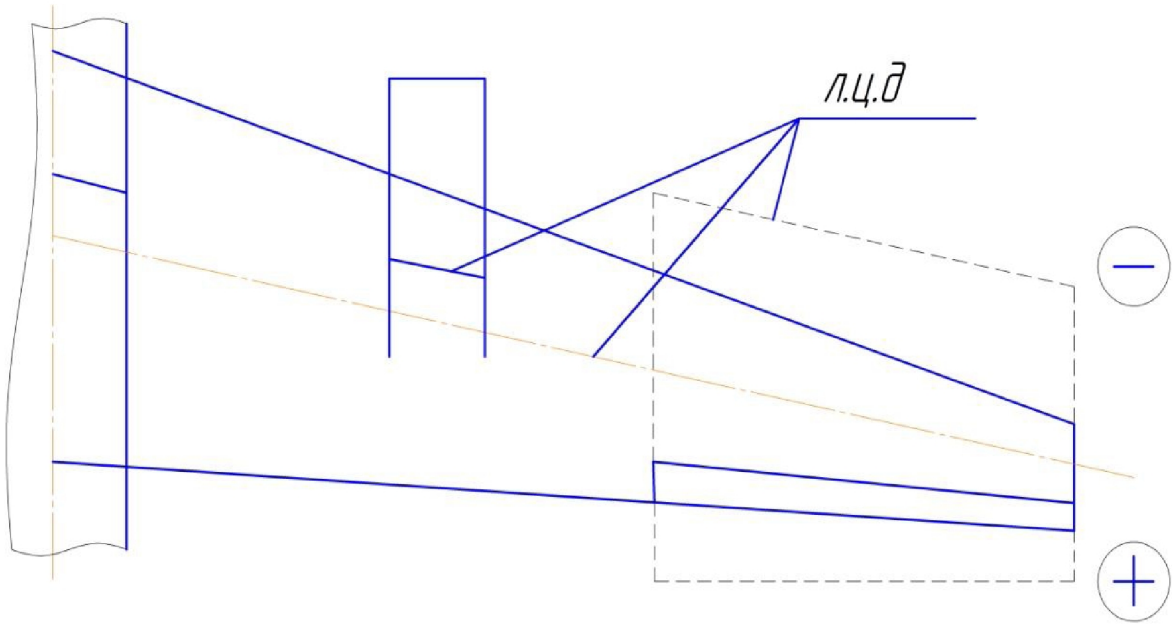


Рис. 2.16 Положение линий центоров давления по размаху крыла

Для сечений, проходящих через отклоненный элерон, необходимо учесть аффект отклонения элерона. В этом случае погонный крутящий момент на участке крыла, занятого элероном, будет равен

$$m_z^p = f(C_{m_{0м}} \pm \Delta C_{m_{0м}}) q_{maxmax} b^2(z) \qquad (2.48)$$

2.6. Распределение массовых сил крыла по размаху.

Распределение массовых сил крыла по размаху следует проводить согласно закону распределения массы крыла.

С незначительной погрешностью можно считать массу крыла распределенной по размаху пропорционально воздушной нагрузке или хордам. В таком случае погонная нагрузка массовых сил крыла будет:

$$q^p_{y_к} = \frac{f n^э m g}{l} \bar{\Gamma} \tag{2.49}$$

или

$$q^p_{y_к} = \frac{f n^э m g}{S} b(z), \tag{2.50}$$

а

$$q_{x_к} = q^p_{y_к} tg\theta.$$

Точка приложения этих сил в сечении называется центром масс конструкции крыла, который обычно расположен от носка на расстоянии $(0{,}4 - 0{,}5)b(z)$.

В консоли крыла могут быть размещены крупногабаритные агрегаты, например, топливные баки (рис. 2.17).

Распределение массовых сил таких агрегатов производить по формуле, аналогичной (2.50):

$$q^p_{y_т} = \frac{f n^э m_т g}{S_т} b_т(z), \tag{2.51}$$

где $S_т$ – площадь крыльевого бака в плане (рис. 2.17),

$m_т$ – масса топлива в баке,

$b_т(z)$ – часть хорды крыла, занятая баком.

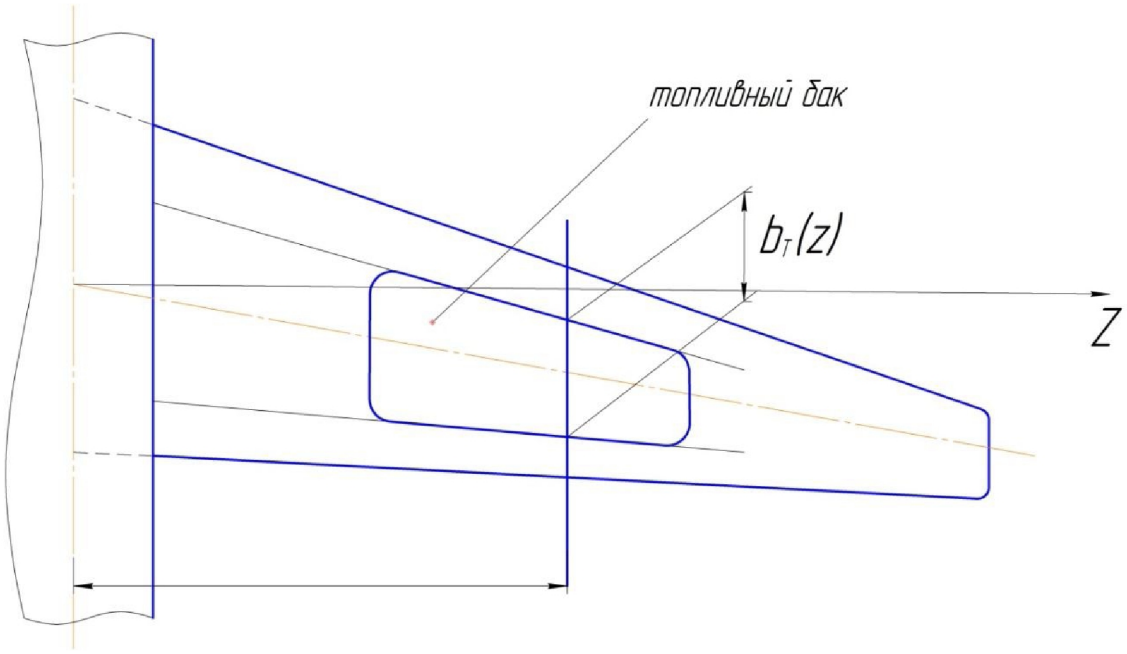


Рис. 2.17. Схема расположения топливного бака в консоли крыла.

По направлению массовые силы принимаются параллельными аэродинамическим силам и действующим в противоположную сторону.

Сосредоточенные силы от масс агрегатов (или грузов) приложены в центре масс агрегатов и направлены параллельно аэродинамическим силам.

Их величина равна

$$P_i^p = fn^э m_i g. \qquad (2.50)$$

2.7. Построение эпюр перерезывающих сил и моментов крыла.

Для расчета крыла в отдельных его сечениях необходимо знать величину перерезывающей силы $Q_{\text{п}}^p$, изгибающего момента M_t^p и крутящего момента M_z^p.

С этой целью следует построить эпюры $Q_{\text{п}}^p$, M_t^p и M_z^p для крыла, как для двухопорной балки, нагруженной распределенными и сосредоточенными силами. Опорами крыла являются узлы его крепления к фюзеляжу (рис. 2.18а)

Допустимо в качестве расчетной схемы принять консоль крыла здесь в виде балки, защемленной в плоскости симметрии самолета. Эпюры можно строить сразу от разности воздушных и массовых сил:

$$q_{\text{п}}^{p} = q_{\text{п}_{\text{в}}}^{p} - q_{\text{п}_{\text{к}}}^{p}$$

где $q_{\text{п}}$ – погонная нагрузка в направлении нормали к хорде.

Имея погонную нагрузку $q_{\text{п}}^{p}$ и силы от агрегатов P_j^p, находим перерезывающую силу (используя теорему Журавского):

$$Q_{\text{п}}^{p} = \int_{\frac{l}{2}}^{z} q_{\text{п}}^{p}\, dz + \sum P_j^p \tag{2.51}$$

и изгибающий момент

$$M_t^p = \int_{\frac{l}{2}}^{z} Q_{\text{п}}^{p}\, dz. \tag{2.52}$$

Напомним, что эти выражения получены в соответствии с теоремами Журавского. Как известно, интенсивность нагрузки представляет собой производную от перерезывающей силы по длине Z , перерезывающая сила $Q_{\text{п}}$ является производной от изгибающего момента M_t, т.е.

$$q_{\text{п}} = \frac{dQ_{\text{п}}}{dz}, \tag{2.53}$$

а

$$Q_{\text{п}} = \frac{dM_t}{dz}, \tag{2.54}$$

В выражении для перерезывающей силы под знаком суммы включаются массовые силы всех грузов, находящихся справа от данного сечения.

Интегрирование можно провести используя метод трапеций. С этой целью крыло разбивается на ряд участков. Тогда

$$\int_{\frac{l}{2}}^{z} q_{\text{п}}^{p}\, dz = \int_{0}^{z_1} q_{\text{п}}^{p}\, dz + \int_{z_1}^{z_2} q_{\text{п}}^{p}\, dz + \cdots + \int_{z_{i-1}}^{z_i} q_{\text{п}}^{p}\, dz.$$

Считаем, что на каждом малом интервале Δz_i погонная нагрузка изменяется по линейному закону, а интеграл будет равен площади трапеции, т.е.

$$\int_{z_{i-1}}^{z_i} q_{\text{п}}^{p}\, dz = \frac{q_{\text{п}_{i-1}}^{p} + q_{\text{п}_i}^{p}}{2} \Delta z_i = \Delta Q_{\text{п}_i}^{p} \tag{2.55}$$

где $\Delta Q^p_{\text{П}_i}$ - приращение перерезывающей силы на интервале Δz_i. Перерезывающая сила в сечении от распределенной нагрузки будет равна сумме $\Delta Q^p_{\text{П}_i}$, т.е. $Q^p_{\text{П}_i} = \sum \Delta Q^p_{\text{П}_i}$.

Суммирование производится по всем интервалам от конца крыла и до рассматриваемого сечения.

Аналогично определяется изгибающий момент от распределенных нагрузок. Для этого вычисляются приращения изгибающего момента $\Delta M^p_{t_i}$, полагая, что на каждом интервале Δz_i перерезывающая сила меняется по линейному закону, т.е.

$$\Delta M^p_{t_i} = \frac{Q^p_{\text{П}_{i-1}} + Q^p_{\text{П}_i}}{2} \Delta z_i, \qquad (2.56)$$

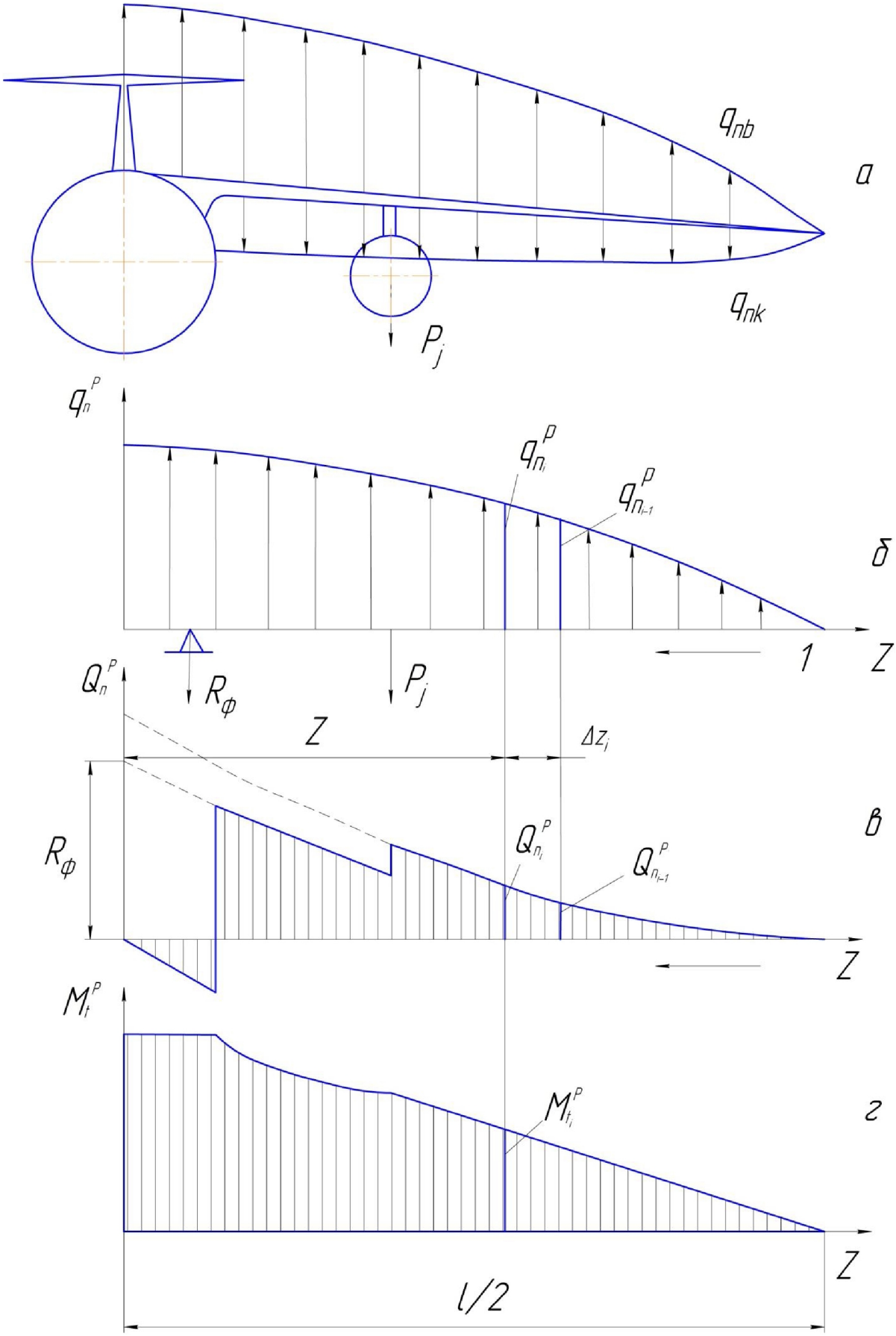


Рис. 2.18 Построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов для крыла

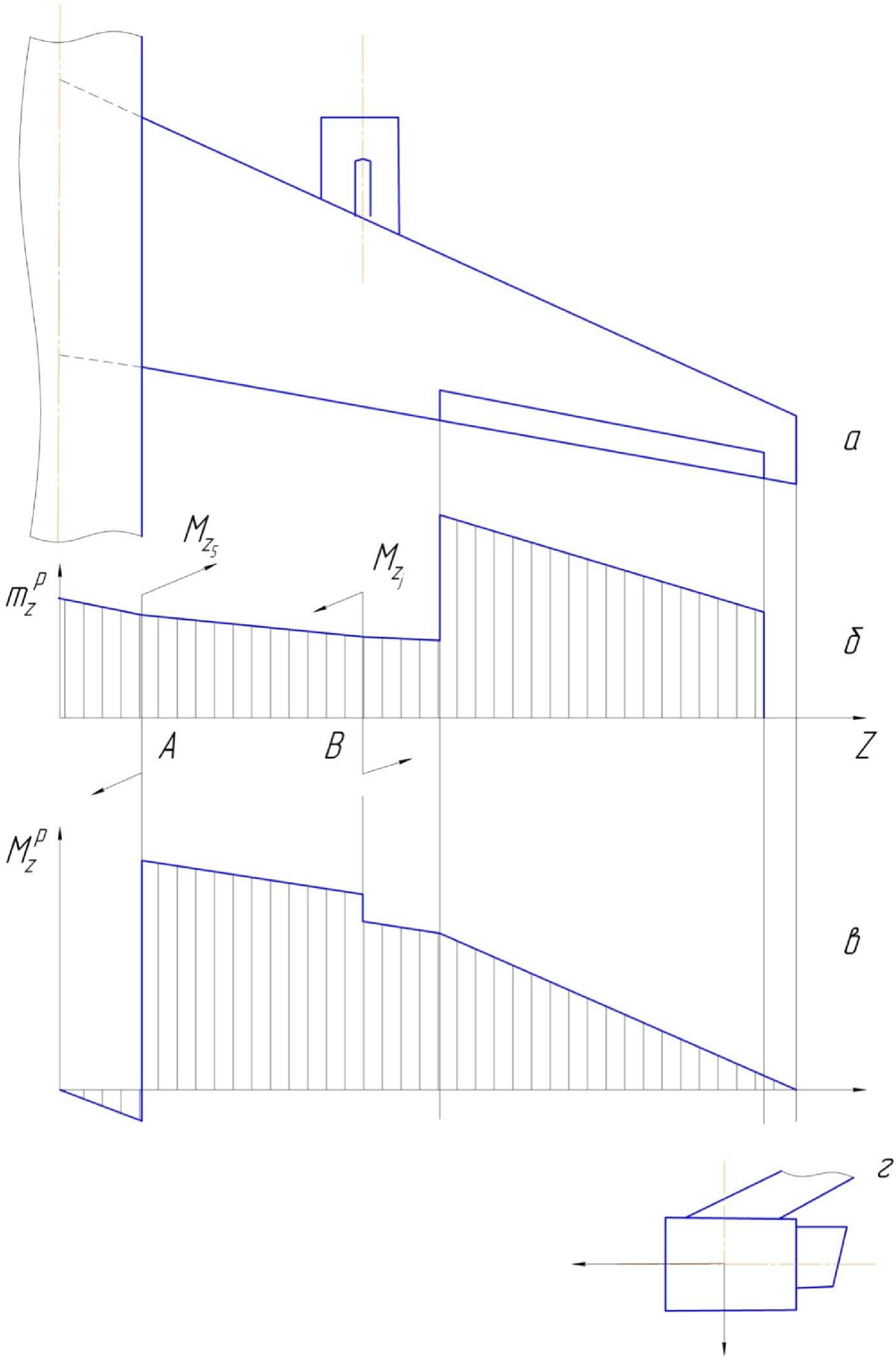


Рис. 2.19 Построение эпюр крутящих моментов для крыла

а

$$M_{t_i}^p = \sum \Delta M_{t_i}^p.$$

Расчеты целесообразно проводить таблично.

Окончательное значение перерезывающих сил и изгибающих моментов получатся, если учесть массовые сосредоточенные силы всех грузов и агрегатов, расположенных в крыле.

Для этого из эпюр $Q_{\text{п}_i}^p$ и $M_{t_i}^p$ от распределенных нагрузок вычитаются эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов от агрегатов и грузов (рис. 2.18 в, г).

Таким же образом можно построить эпюру крутящих моментов, если известен погонный крутящий момент M_z^p (рис. 2.19.). Тогда

$$M_z^p = \int_{\frac{l}{2}}^{z} M_z^p \, dz.$$

как и для определения $Q_{\text{п}}^p$ и M_t^p, можно найти

$$\Delta M_{z_i}^p = \frac{M_{z_{i-1}}^p + M_{z_i}^p}{2} \Delta z_i,$$

а

$$M_{z_i}^p = \sum \Delta M_{z_i}^p.$$

Для стреловидного крыла эпюры $Q_{\text{п}}^p$, M_t^p и M_z^p строятся аналогично, но интегрирование ведется по оси $\bar{Z}_1$, соединяющей середины корневой и концевой хорд.

В заключение приведем расчетные формулы для определения значений погонной нагрузки $q_{\text{п}}^p$, перерезывающих сил $Q_{\text{п}}^p$ и изгибающих моментов M_t^p в сечениях, расположенных на расстоянии $\bar{Z}$ от продольной оси самолета.

Для трапециевидного крыла, вид в плане которого представлен на рис. 2.3, имеем

$$b(z) = b_1[(1-\eta)\bar{Z} + \eta], \qquad (2.57)$$

где

$$\bar{Z} = \frac{z}{\frac{l}{2}}, \qquad \eta = \frac{b_0}{b_1}$$

Из формул (2.30) и (2.32) получим

$$q_{\text{п}}^{p} = q_{y}^{p}(cos\alpha + sin\alpha \cdot tg\theta) = Aq_{y}^{p}, \tag{2.58}$$

$$A = cos\alpha + sin\alpha \cdot tg\theta.$$

на основании (2.34), (2.51) и (2.52) получим

$$q_{\text{п}}^{p} = 2\frac{fn^{э}(m - m_{\text{к}})q}{(1+\eta)l}A[(1-\eta)\bar{Z} + \eta], \tag{2.59}$$

$$Q_{\text{п}}^{p} = -\frac{fn^{э}(m - m_{\text{к}})q}{1+\eta}A\left\{\bar{Z}\left[\eta + \frac{1}{2}(1-\eta)\bar{Z}\right] - \frac{1}{2}(1+\eta)\right\} - \sum P_{\text{п}_i}^{p}; \tag{2.60}$$

$$M_{t}^{p} = \frac{1}{4}\frac{fn^{э}(m - m_{\text{к}})q}{1+\eta}l \cdot A\left\{\bar{Z}\left[\frac{1}{3}(1-\eta)\bar{Z}^{2} + \eta\bar{Z} - (1+\eta)\right] + \right.$$

$$\left. + \frac{1}{3}(\eta - 1) + 1\right\} - \sum \Delta M_{t_i}^{p}. \tag{2.61}$$

Глава 3. Расчет крыла

Расчет крыла состоят в определения напряжений я деформаций, необходимых для оценки прочности я жесткости крыла. Прежде чем перейти к расчету крыла, рассмотрим работу его элементов от действия воздушной нагрузки.

3.1. Передача воздушной нагрузки на элементы конструкции крыла

Крыло представляет собой тонкостенную конструкцию, состоящую из каркаса и обшивки. Каркас крыла - это продольный набор (лонжероны, стрингеры) и поперечный набор (нервюры).

Воздушная нагрузка прикладывается непосредственно к обшивке в виде повышенного давления или разрежения (рис. 3.1а). В зоне повышенного давления нагрузка от обшивки передается на стрингеры и нервюры. При разрежении нагрузка через заклепочные, клеевые соединения, или сварные швы также передается на нервюры и стрингеры. Обшивка при действии воздушной нагрузки выпучивается, уравновешиваясь реакциями стрингеров и нервюр.

Стрингеры, воспринимая нагрузку от обшивки, работают как многоопорные балки, опорами для которых служат нервюры.

Нервюры от сил, передающихся от обшивки, работают на изгиб в своих плоскостях, опираясь на стенки лонжеронов и обшивку крыла (рис. 3.1б). Таким образом, с нервюр на обшивку и стенки в местах их соединения передаются потоки касательных сил (рис. 3.1в). Эти силы вызывают изгиб и кручение крыла (рис. 3.2, 3.3).

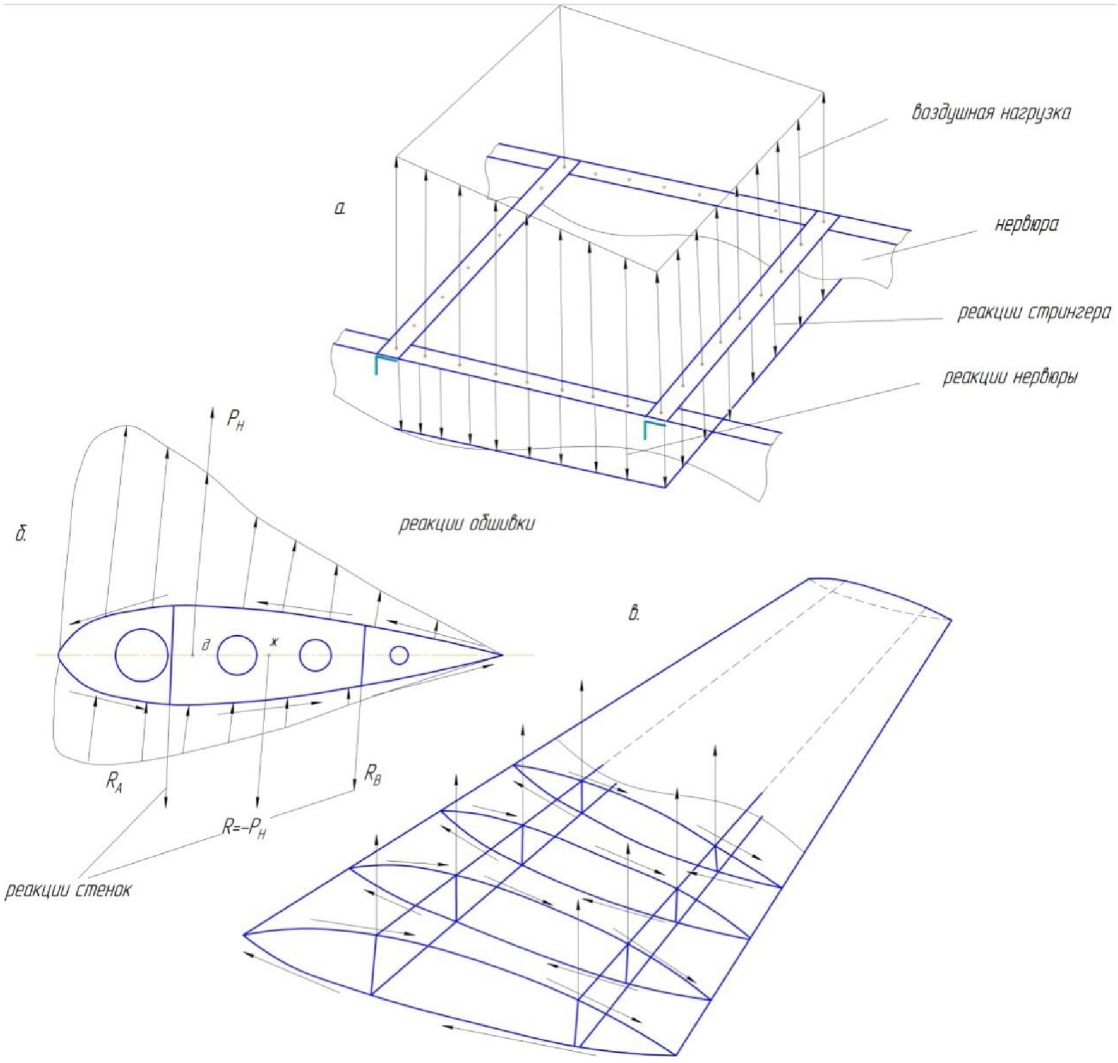


Рис. 3.1. Схема передачи воздушной нагрузки на элементы конструкции крыла

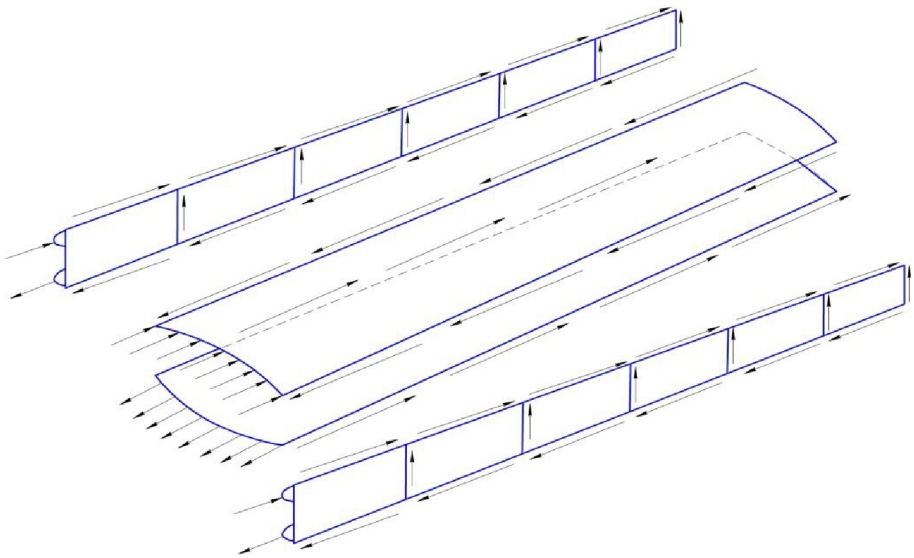


Рис. 3.2. Схема передачи сил с нервюр на обшивку и стенки.

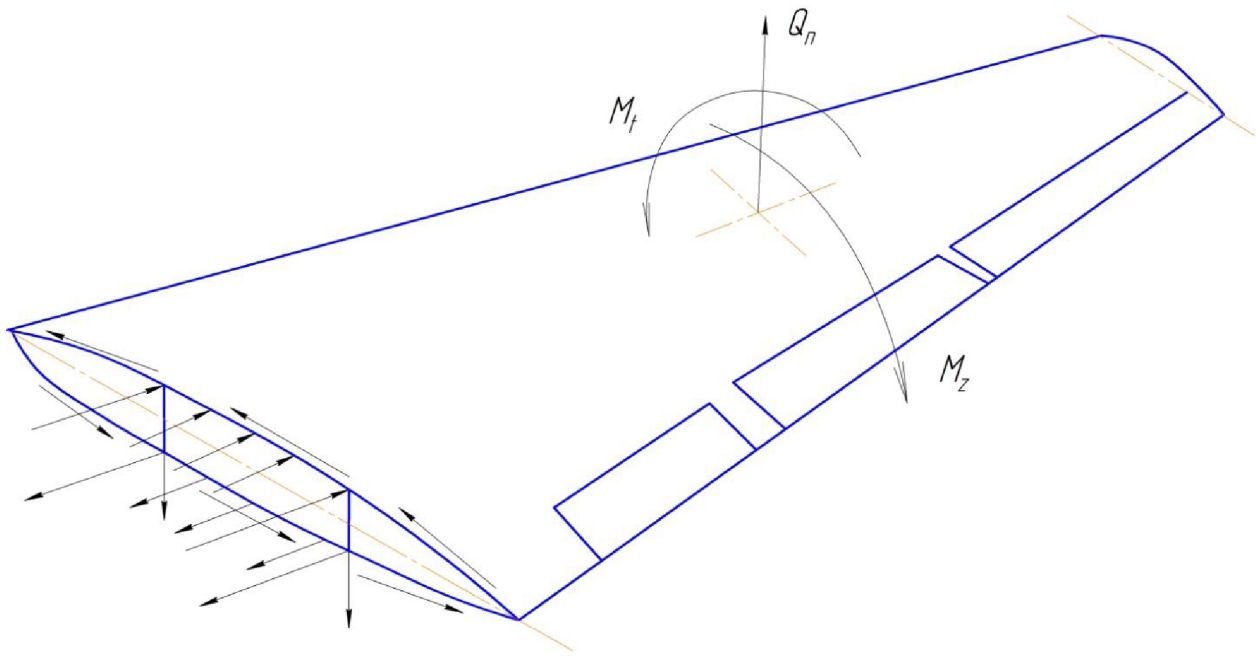


Рис. 3.3. Схема работы крыла на изгиб и кручение.

Изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов, стрингерами и обшивкой, в которых при этом возникают нормальные усилия (рис. 3.3).

Поперечная сила и крутящий момент воспринимается стенками лонжеронов и обшивкой, в которых при этом возникают касательные усилия $T_{изг}$ и $T_{кр}$ (рис. 3.3).

Назначение основных элементов крыла, как следует из вышеизложенного, сводится к следующему.

Лонжероны - двухпоясные продольные балки, состоящие из стенок и поясов.

Пояса принимают участие в воспринятии изгибающего момента крыла, работая при этом на нормальные усилия (рис. 3.4)

Стенки лонжеронов участвуют в воспринятии крутящего момента и поперечной силы. Работают стенки на сдвиг.

Стрингеры - продольные элементы, воспринимающие вместе с поясами лонжеронов и обшивкой изгибающий момент. Кроме того, стрингеры передают местную воздушную нагрузку от обшивки на нервюры и подкрепляют обшивку, повышая ее критические напряжения и уменьшая ее

деформации от местной воздушной нагрузки. Работают стрингеры на продольно-поперечный изгиб.

Нервюры - элементы поперечного набора, представляющие собой тонкостенные плоские балки. Они сохраняют заданную форму профиля крыла, передают местные нагрузки на лонжероны и обшивку, поддерживают стрингеры и обшивку, увеличивая их критические напряжения.

Обшивка придает крылу обтекаемую форму. Она воспринимает воздушную нагрузку и работает на сдвиг и на сжатие или растяжение от общего изгиба и кручения крыла.

3.2. Работа элементов каркаса крала и обшивки

3.2.1. Работа поясов лонжеронов.

Наиболее распространенная форма пояса - тавр, выполняемый из прессованных или фрезерованных профилей (рис. 3.5).

Нормальные усилия в поясах лонжерона и усилие сдвига в его стенке соответственно равны

$$N_n = N_j = \frac{\mu_{tj}}{\mu H_j},$$

$$T_{\text{ст}} = T_j = \frac{Q_{nj}}{\mu H_j}.$$

Здесь μH_j- расстояние между центрами тяжести поясов (для сечений, показанных на рис. 3.5, μ=0,95)

H_j – габаритная высота лонжерона.

Разрушающее напряжение для растянутого пояса можно принять равным:

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{п}} = x\sigma_{\text{в}}^{\text{п}} \qquad (3.1)$$

Здесь x - коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений и ослабление его сечения отверстиями для элементов соединения. Определять величину этого коэффициента можно следующим образом:

$$x = x_1 \cdot x_2$$

Здесь x_1 = 0,76…0,95 - коэффициент, учитывающий ослабление сечения пояса отверстиями,

x_2 = 0,85...0,95 - коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений.

Для поясов лонжеронов, выполненных из материалов, обладающих высокими пластическими свойствами величину разрушающего напряжения следует принять равной

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{п}} = x_1 \sigma_{0,2}^{\text{п}} \qquad (3.2)$$

Здесь $\sigma_{0,2}^{\text{п}}$ - условный предел текучести для материала, из которого изготовлены пояса.

Разрушающим напряжением для сжатых поясов является критическое напряжение местной потери устойчивости пояса (выпучивание одной из полок). Общая потеря устойчивости (изгиб оси) для пояса невозможна, т.к. он подкреплен в одной плоскости стенкой, а во второй - обшивкой.

Порядок определения критического напряжения местной устойчивости показан ниже на примере стрингера.

Для фрезерованных поясов лонжеронов за разрушающее напряжение принимается предел прочности материала, т.к. потери устойчивости не происходит.

3.2.2. Работа стрингеров.

Стрингеры крыла являются элементами продольного набора. Они участвует в работе крыла при общем изгибе, воспринимая силы растяжения-сжатия $N_{\text{стр}}$ (рис.3.6). На стрингеры также действует поперечная нагрузка $q_{\text{стр}}$, передающаяся с обшивки. Эта нагрузка значительна при потере устойчивости обшивки, а также в случае, когда обшивка тонкая и легко деформируется воздушными силами.

Для растянутых стрингеров за разрушающее напряжение принимается

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{с}} = x\sigma_{\text{в}}^{\text{с}} \text{ или } \sigma_{\text{р}}^{\text{с}} = x_1 \sigma_{0,2}^{\text{с}} \qquad (3.3)$$

При сжатии стрингера возможна как местная, так и общая потеря устойчивости. Поэтому за разрушающее напряжение при сжатии принимается меньшее из значений критического напряжения местной или общей потери устойчивости.

При местной потере устойчивости (рис. 3.7а) в пределах пропорциональности критическое напряжение можно определить, рассматривая каждую полку стрингера как пластину:

$$\sigma_{\text{о}} = \frac{0{,}9KE}{\left(b/\delta\right)^2}, \tag{3.4}$$

Здесь К - коэффициент, учитывающий опорные условия для полки - пластины и вид нагружения.

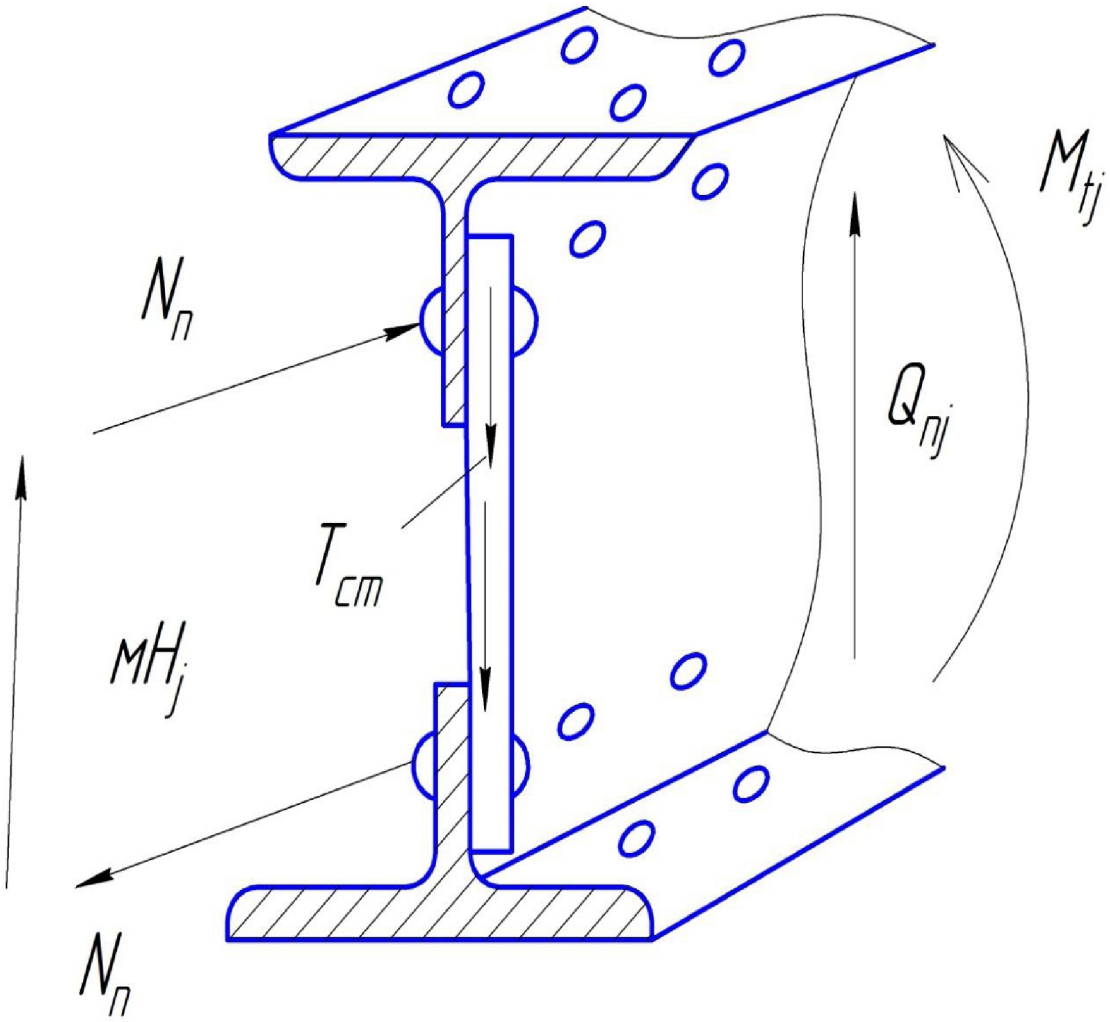


Рис. 3.4. Работа стенок и поясов лонжерона

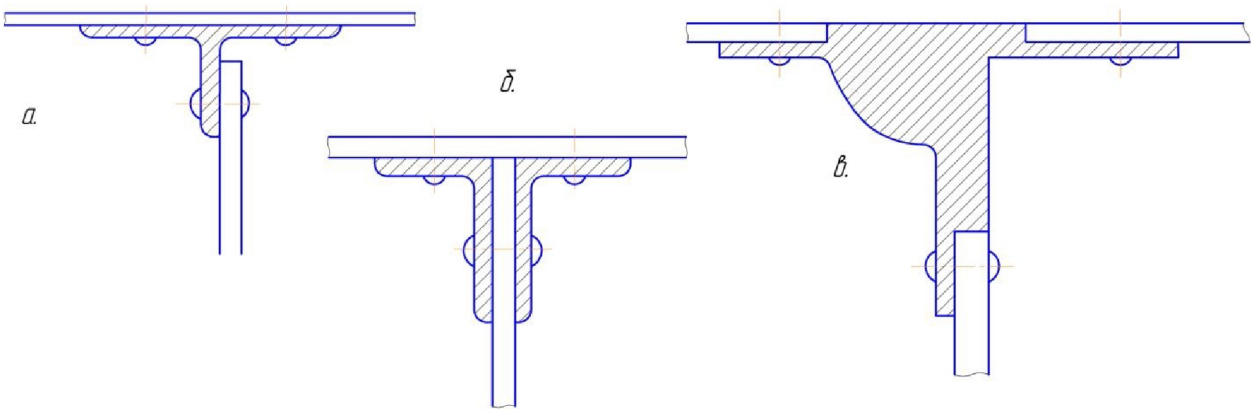


Рис. 3.5. Формы сечений поясов лонжеронов из прессованных (а и б), фрезерованных (в) профилей

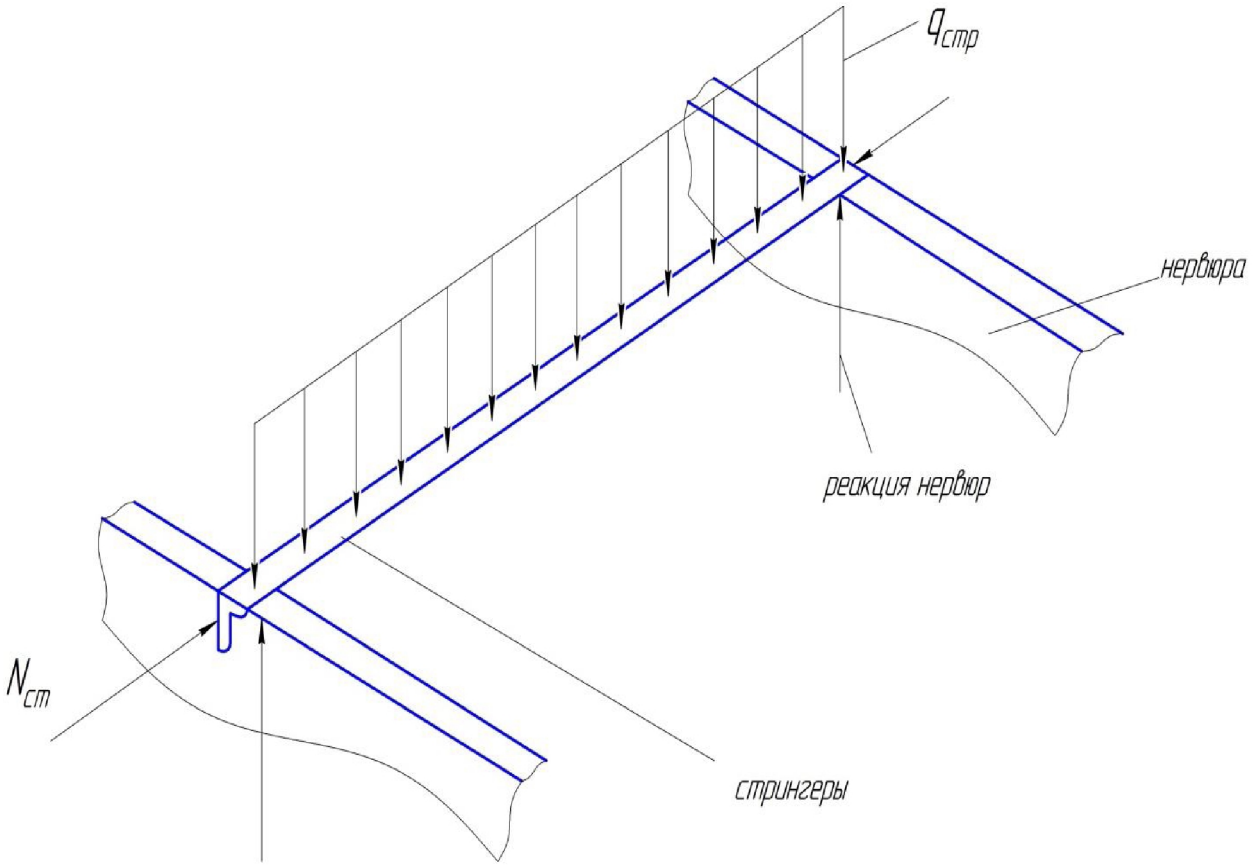


Рис. 3.6. Нагрузки стрингера

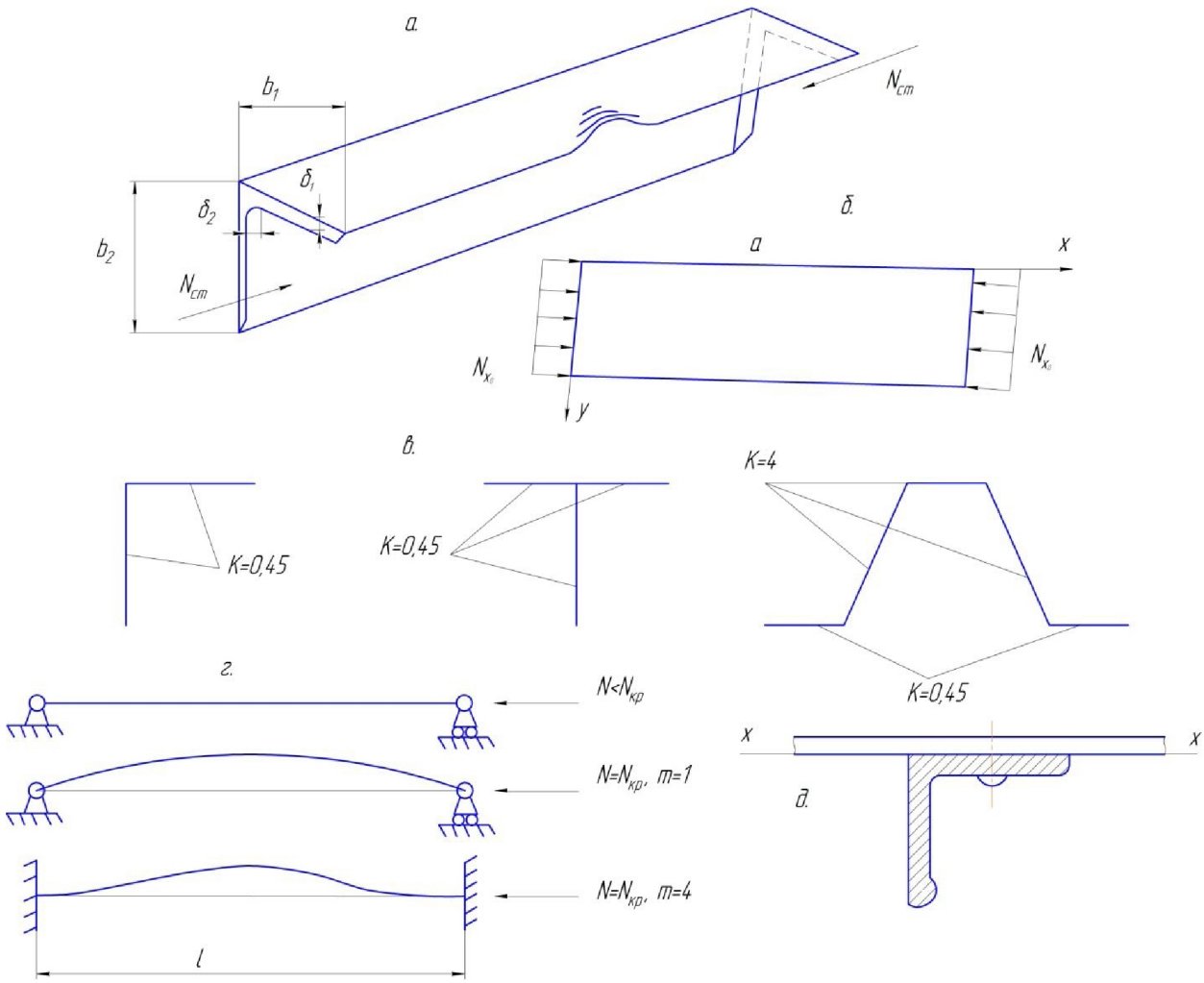


Рис. 3.7. Местная (а) и общая (г) потеря устойчивости стрингера

Для уголка и тавра (рис. 3.7в) К = 0,45, т.к. каждая полка представляет собой пластинку, опертую на трех сторонах – на нервюрах и на продольной ребре профиля. В качестве отношения $^{b}/_{\delta}$ - берется большая из величин $^{b_1}/_{\delta_1}$ или $^{b_2}/_{\delta_2}$. Приеденная зависимость справедлива при значениях $^{b}/_{\delta} > 5$. При весьма больших значениях $^{b}/_{\delta}$ эта формула дает напряжение, несколько меньшее Эйлерова. При $^{b}/_{\delta} < 5$ пластинка практически не теряет устойчивости, работая на чистое сжатие.

Для учета поддерживающего влияния обшивки момент инерции сечения стрингера считают относительно оси х-х, лежащей в плоскости обшивки (рис. 3.7г).

В случае общей потери устойчивости, рассматривая стрингер как стержень, ось которого искривляется (рис. 3.7б), имеем

$$\sigma_{\text{о}} = \frac{m\pi^2 E}{\left(l/_i\right)^2}. \qquad (3.5)$$

Здесь m - коэффициент, зависящий от опорных устройств,

l - расстояние между опорами стрингера, т.е. между соседними нервюрами; $i = \sqrt{\frac{J_x}{F}}$ - радиус инерции, J_x – момент инерции сечения стрингера, в F - площадь сечения.

Для случая шарнирного опирания стержня m = 1, при заделке стрингера по опорам (нервюрам) m = 4 (рис. 3.7б).

Формулы (3.7) и (3.5) справедливы для тех случаев, когда критические напряжения и местной, и общей потери устойчивости не превышают предел пропорциональности $\sigma_{\text{р}}$ материала элемента конструкции (рис. 3.8а). Это следует из того, что формулы для критических напряжений получены при предположении постоянства модуля Е.

Для определения критических напряжений общей или местной потери устойчивости $\sigma_{\text{кр}}$ за пределом пропорциональности при отсутствии опытных данных можно воспользоваться линейной аппроксимацией Метмайера. С этой целью проведем прямую 1 (рис. 3.8б). Это имеет место для случая, когда конструкционный элемент выполняется из материалов, на диаграмме σ(ε) которых нет четкой площадки текучести (рис. 3.8в).

Это высокопрочные материалы, склонные к хрупким разрушениям. В соответствии с графиками, представленными на рис. 3.8б, формулы для определения критических напряжений местной и общей потери устойчивости соответственно будут иметь вид:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{мест}} = \sigma_{\text{в}} - (\sigma_{\text{в}} - \sigma_{\text{р}}) \frac{b/\delta}{\left(b/\delta\right)_{\text{р}}}, \qquad (3.6)$$

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{общ}} = \sigma_{\text{в}} - (\sigma_{\text{в}} - \sigma_{\text{р}}) \frac{l/i}{\left(l/i\right)_{\text{р}}}, \qquad (3.7)$$

здесь

$$\left(b/\delta\right)_{\text{р}} = \sqrt{\frac{0{,}9KE}{\sigma_{\text{р}}}}, \qquad (3.6a)$$

а

$$\left(l/i\right)_{\text{р}} = \sqrt{\frac{m\pi E}{\sigma_{\text{р}}}}, \qquad (3.7a)$$

Если $\left(b/\delta\right) > \left(b/\delta\right)_{\text{р}}$ и $\left(l/i\right) > \left(l/i\right)_{\text{р}}$, то критические напряжения следует определять по формулам (3.4) и (3.5), если же $\left(b/\delta\right) < \left(b/\delta\right)_{\text{р}}$ и $\left(l/i\right) < \left(l/i\right)_{\text{р}}$, то критические напряжения определяются по уравнениям (3.6) и (3.7).

Если диаграммы σ(ε) для материалов конструкционных элементов имеют площадки текучести (пластичные материалы) (рис. 3.8г), то в этом случае прямая Метмайера (2) на рис. 3.8б будет проходить через точку, ордината которой равна $\sigma_{\text{т}}$.

Для определения величины критических напряжений местной и общей потери устойчивости следует воспользоваться формулами (3.6) и (3.7), заменив в них предел прочности $\sigma_{\text{в}}$ на предел текучести $\sigma_{\text{т}}$.

3.2.3. Совместная работа обшивки с продольным набором.

В растянутой зоне для обшивки разрушающее напряжение равно в зависимости от свойств материала

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{об}} = x\sigma_{\text{в}}^{\text{об}} \text{ или } \sigma_{\text{р}}^{\text{об}} = x_1\sigma_{0,2}^{\text{об}} \quad (3.8)$$

Сжатую панель обшивки можно рассматривать, как ряд пластин, подкрепленных ребрами (стрингерами, пояса лонжеронов). Рассмотрим случай крепления стрингеров однорядным заклепочным швом (Рис. 3.8а). Панель подвергается действию, сжимающих усилий в одном направлении (рис. 3.8б). При напряжениях, равных $\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}$ происходит потеря устойчивости обшивки. Т.к. жесткость ребер значительно больше жесткости обшивки, то это не приводит к значительным деформациям ребер - стрингеров. Элементы обшивки, примыкающие к стрингерам, не теряют устойчивости, а напряжения в них могут значительно превышать критические для обшивки.

До потери устойчивости, как видно из рис. 3.8в, распределение сжимающих напряжений по ширине пластины будет равномерным. После потери устойчивости происходит рост напряжений в прилегающих к стрингерам полосах, и $\sigma_{max} > \sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}$.

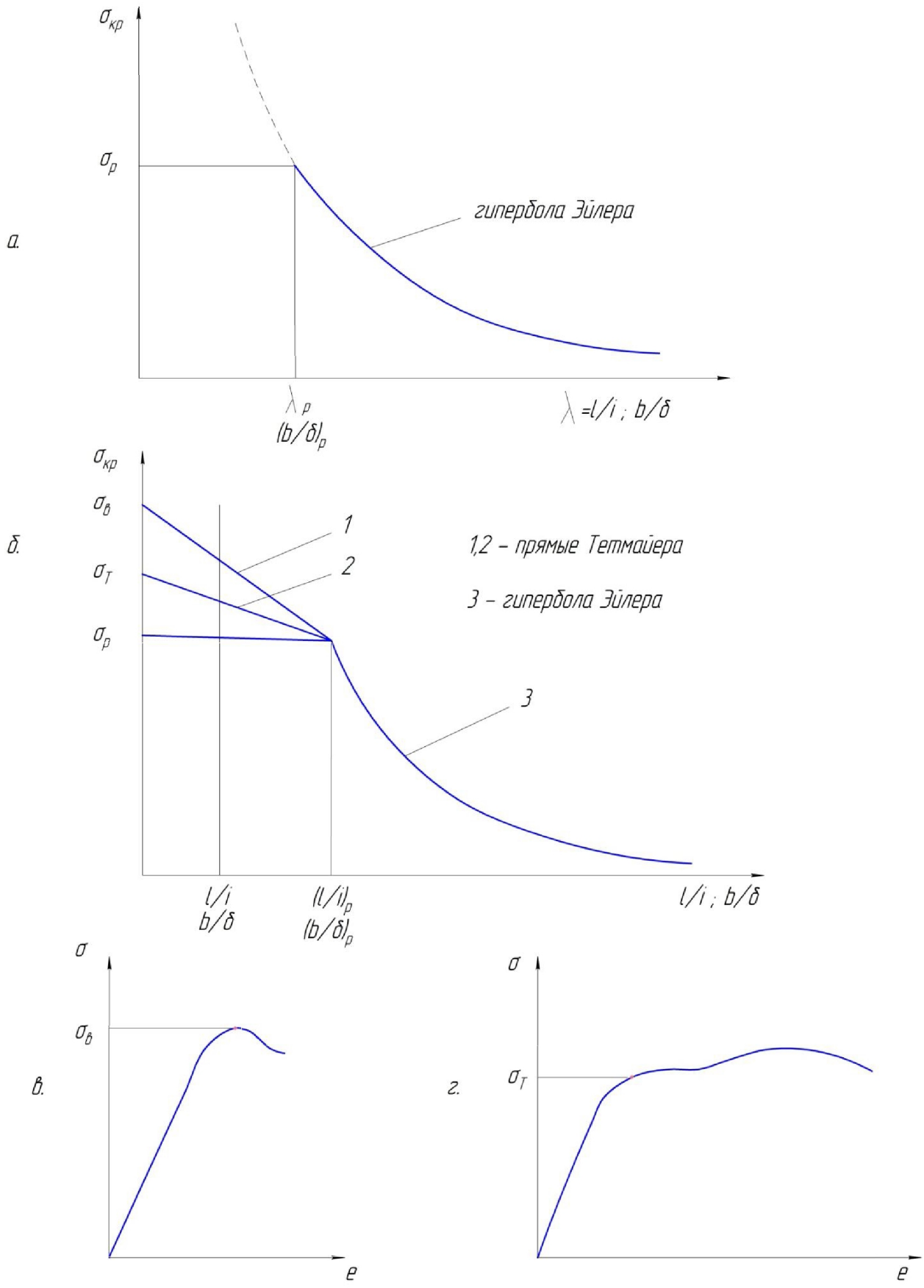


Рис. 3.8. К определению критических напряжений за пределом пропорциональности.

Для практических расчетов условно полагают, что элементы обшивки, прилегающие к стрингерам с шириной $b_{\text{пр}}/2$ работают с постоянным напряжением σ_{max}, а средняя часть пластины - обшивки не воспринимает нагрузок (рис. 3.8г).

Таким образом, рассматривается фиктивный участок обшивки (как пластины) шириной $b_{\text{пр}}$, в котором действуют постоянные напряжения σ_{max}.

Величину $b_{\text{пр}}$ определим, приняв σ_{max} за критическое напряжение фиктивного участка, т.е.

$$\sigma_{max} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{ф}} = \frac{0{,}9KE}{\left(\frac{b_{\text{пр}}}{\delta}\right)^2}, \tag{3.9}$$

Тогда

$$\sigma_{max} = \frac{0{,}9KE}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2 \left(\frac{b_{\text{пр}}}{\delta}\right)^2} = \left(\frac{b}{\delta}\right)^2 \sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}. \tag{3.10}$$

Откуда

$$b_{\text{пр}} = b\sqrt{\frac{\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}}{\sigma_{max}}}. \tag{3.11}$$

Здесь $\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}$ - критическое напряжение рассматриваемого участка обшивки шириной b, К = 4 - как для пластины свободно опертой по четырем сторонам.

Теперь если подставить (3.9) в выражение (3.11), получим

$$b_{\text{пр}} = 1{,}9\delta\sqrt{\frac{E_{\text{об}}}{\sigma_{max}}}. \tag{3.12}$$

В случае, когда материал обшивки и стрингера одинаковый, $\sigma_{max} = \sigma_{\text{стр}}$. При разнородных материалах на основании условия совместности деформаций $\left(E_{\text{об}} = E_{\text{стр}}\right)$ имеем

$$\frac{\sigma_{max}}{E_{\text{об}}} = \frac{\sigma_{\text{стр}}}{E_{\text{стр}}}, \tag{3.13}$$

откуда

$$\sigma_{max} = \sigma_{\text{стр}} = \frac{E_{\text{об}}}{E_{\text{стр}}}, \tag{3.14}$$

Подставив это значение σ_{max} в (3.11), получим ширину приведенной полосы обшивки, работающей с напряжениями σ_{max}, но не с напряжениями стрингера, т.е.

$$b'_{\text{пр}} = b\sqrt{\frac{\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}}{\sigma_{\text{стр}}}\frac{E_{\text{стр}}}{E_{\text{об}}}}. \tag{3.15}$$

Ширину же участка обшивки, работающего с напряжениями элементов продольного набора (стрингера или пояса лонжерона), определим из условия равенства воспринимаемых нормальных усилий, т.е.

$$\sigma_{max} b'_{\text{пр}} \delta = \sigma_{\text{стр}} b'_{\text{пр}} \delta \tag{3.16}$$

С учетом (3.14) из (3.16) найдем

$$b_{\text{пр}} = b'_{\text{пр}} \frac{E_{\text{об}}}{E_{\text{стр}}}. \tag{3.17}$$

При расчете по разрушающим нагрузкам напряжения в сжатых стрингерах равны критическим, т.е. $\sigma_{\text{кр}}^{\text{с}}$.

Тогда на основании (3.15) и (3.17) получим формулу для определения ширины полосы обшивки, работающей с напряжениями стрингера или пояса лонжерона:

$$b_{\text{пр}} = b\sqrt{\frac{\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}}}{\sigma_{\text{кр}}^{\text{с}}} \cdot \frac{E_{\text{об}}}{E_{\text{стр}}}} = b\varphi_{\text{об}} \tag{3.18}$$

Приведенная площадь обшивки, работающей с напряжениями стрингера будет равна

$$F_{\text{об}}^{\text{пр}} = \delta b_{\text{пр}} = \varphi_{\text{об}} \delta b = \varphi_{\text{об}} F_{\text{об}} \tag{3.19}$$

Если обшивка приклепана двухрядным заклепочным швом (рис.3.8е), то $F_{\text{об}} = 2\delta b_{\text{пр}}$ при $d > b_{\text{пр}}$, и $F_{\text{об}}^{\text{пр}} = \delta\left(d + b_{\text{пр}}\right)$ при $d \le b_{\text{пр}}$.

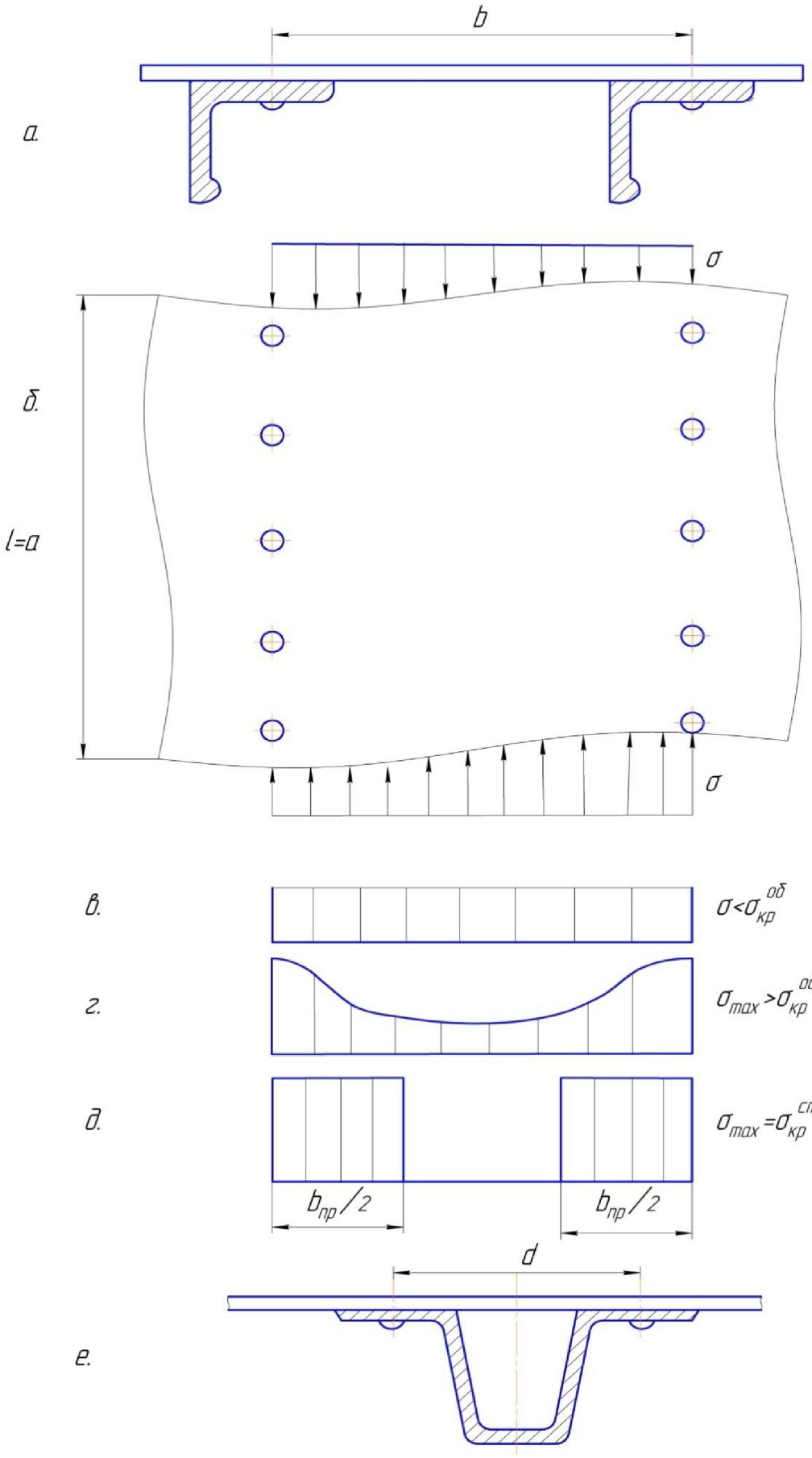


Рис. 3.9. Совместная работа на сжатие панели обшивки, подкрепленной стрингерами.

Заметим, что при потере устойчивости в пределе и за пределом пропорциональности критические напряжения определяются соответственно по следующим формулам при К=4:

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}} = \frac{0{,}9KE}{\left(b/\delta\right)^2} = \frac{3{,}6E}{\left(b/\delta\right)^2}$$

и

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}} = \sigma_{\text{в}} - \left(\sigma_{\text{в}} - \sigma_{\text{р}}\right)\frac{b/\delta}{\left(b/\delta\right)_{\text{р}}}$$

или

$$\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}} = \sigma_{\text{т}} - \left(\sigma_{\text{т}} - \sigma_{\text{р}}\right)\frac{b/\delta}{\left(b/\delta\right)_{\text{р}}}$$

В растянутой зоне обшивка не теряет устойчивости, но тонкая обшивка работает менее эффективно, чем пояса лонжеронов, стрингеры или толстая обшивка. Это объясняется возможностью выпучивания обшивки при производстве крыла и при действии воздушной нагрузки. Эффективность работы обшивки зависит от ее толщины и может быть учтена коэффициентом $\varphi_{\text{об}}$, значение которого для обшивки в растянутой зоне приведено в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Значение коэффициента эффективности работы обшивки в растянутой зоне крыла.

δ, мм	φ, мм
0,5÷0,8	0,6÷0,7
1,0÷1,5	0,8÷50,9
≥2	1

Таким образом, и для растянутой зоны обшивки находится

$$F_{\text{об}}^{\text{пр}} = \varphi_{\text{об}} F_{\text{об}}$$

Найдя величину $F_{об}^{пр}$ будем полагать при расчете крыла, что в точках, совпадающих с центром тяжести элемента продольного набора как в сжатой, так в растянутой зоне, сосредоточена площадь, равная

$$F_i = F_i^o + F_{об}^{пр} \qquad (3.20)$$

Здесь F_i^o - истинная площадь сечения *i*-го мjмента продольного набора.

3.2.4. Монолитная панель.

В самолетостроении применяются монолитные панели. Они получаются путем фрезерования, горячей штамповки или прессования.

В отличие от клепаных или сварных панелей, как видно из рис. 3.10, здесь элементы набора и обшивки выполняются совместно. Панели обладают более высокой жесткостью и гладкой поверхностью, большей эффективной площадью сечения по сравнению с клепаными панелями. Это объясняется отсутствием заклепок, а, следовательно, и отверстий для них. Панели допускают равнопрочное исполнение - когда они имеют переменные сечения по длине. В этом случае масса конструкции будет меньшей. Как недостатки следует отметить их большую стоимость, большую скорость распространения усталостных трещин. Причем трещины распространяются здесь на более длинные участки. В таблице 3.2. приведены сравнительные данные для панелей трех типов. Показаны преимущества панелей типа б и в (рис. 3.10 б и в) по сравнению с клепаной панелью

Таблица 3.2 – Сравнительные данные для монолитных панелей

Панель	Месса	Стоимость			
		клепаная	фрезерованная	горяче-штампованная	прессованная
а	1,0	1,0	-	-	-
б	0,9	-	3,35	-	4,6
в	0,92	-	2,51	3,44	-

(рис. 3.10а) в смысле массы конструкции, но и их большая стоимость. Масса

и стоимость клепаной панели приняты за единицу.

В качестве разрешающих напряжений в растянутой зоне следует принять

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{об}} = \sigma_{\text{в}}^{\text{об}} \text{ или } \sigma_{\text{р}}^{\text{об}} = \sigma_{0,2}^{\text{об}} \qquad (3.21)$$

В сжатой зоне за разрушающее напряжение следует принять критическое напряжение общей или местной потери устойчивости, определяемые для изолированных элементов обшивки и элементе' набора (рис. 3.10) по формулам (3.4-3.7)

3.2.5. Трехслойные панели.

На рис. 3.11 показана панель, состоящая из несущих металлических слоев и заполнителя. Наиболее распространенным является сотовый заполнитель.

Наличие легкого заполнителя между несущими слоями позволяет в значительной мере повысить жесткость панели. Найдем погонный момент инерции сечения панели J_x (рис. 3.11а) и сравним с моментом инерции J_{xo} сечения обшивки толщиной 2δ (рис.3.11б)

Итак,

$$J_x = \frac{1}{2}\delta h^2, \qquad \text{а} \qquad J_{xo} = \frac{1}{12}(2\delta)^3$$

Тогда

$$\bar{J}_x = \frac{J_x}{J_{xo}} = 3\left(\frac{h}{2\delta}\right)^2 \qquad (3.22)$$

При $^{h}/_{2\delta} = 3, \bar{J}_x = 27$

При растяжении роль заполнителя невелика, так как модуль упругости заполнителя мал. При этом работают только несущие слои. За разрушающее напряжение следует принять

$$\sigma_{\text{р}}^{\text{н.с.}} = \sigma_{\text{в}}^{\text{н.с.}} \text{ или } \sigma_{\text{р}}^{\text{н.с.}} = \sigma_{0,2}^{\text{н.с.}} \qquad (3.23)$$

Здесь $\sigma_{в}^{н.с.}$ и $\sigma_{0,2}^{н.с.}$ - пределы прочности и текучеоти материала несущих слоев.

В сжатой зоне за разрушающее напряжение следует принять критическое напряжение местной потери устойчивости:

$$\sigma_{кр} = m\sigma_o \tag{3.24}$$

Здесь

$$\sigma_o = 10{,}8E\left(\frac{h}{2b}\right)^2, \tag{3.25}$$

m - коэффициент, зависящий от вида нагрузки и параметра обшивки ξ,

$$\xi = 10{,}8\frac{E}{G_{зал}}\frac{h}{2}\frac{\delta}{b^2}, \tag{3.26}$$

$G_{зал}$ - модуль сдвига заполнителя. Для сотового заполнителя

$$G_{зал} = 0{,}6G_c\frac{\delta_c}{t}.$$

Через δ_c обозначена толщина листа фольги, образующей сотовый заполнитель, t - размер ячейки.

Зависимость m от отношения a/b для различных $\xi < 1$ приведена на рис. 3.11. Через a и b обозначены размеры панели.

Для $\xi > 1$ значение коэффициента m находятся по формуле:

$$m = \left(\frac{n}{a/b} + \frac{a/b}{n}\right)^2\left[\frac{\delta^2}{6(h+\delta)^2} + \frac{1}{1+\xi\left(1+n^2/\left(\frac{a}{b}\right)^2\right)}\right]$$

где n=1, 2, 3,… Значение целого числа n определяется из условия $\frac{dm}{dn} = 0$.

3.2.6. Работа панелей обшивки или стенок на сдвиг.

При работе на сдвиг без потери устойчивости за разрушающее напряжение принимается

$$\tau_{разр} = \tau_{в} = \frac{\sigma_{в}}{\sqrt{3}} \tag{3.27}$$

В случае потери устойчивости в пределах пропорциональности критическое напряжение равно

$$\tau_{кр} = \tau_{о} = \frac{0{,}9KE}{\left(b/\delta\right)^2} \leq \tau_p = \frac{\sigma_в}{\sqrt{3}} \qquad (3.28)$$

Здесь для панели, свободно опертой по всему контуру

$$K = 5{,}6 + \frac{3{,}8}{\left(a/b\right)^2}, \qquad (3.29)$$

a, b - соответственно длинная и короткая стороны панели.

При потере устойчивости за пределом пропорциональности упругих деформаций для пластических материалов

$$\tau_{кр} = \tau_{т} = \frac{\sigma_т}{\sqrt{3}}$$

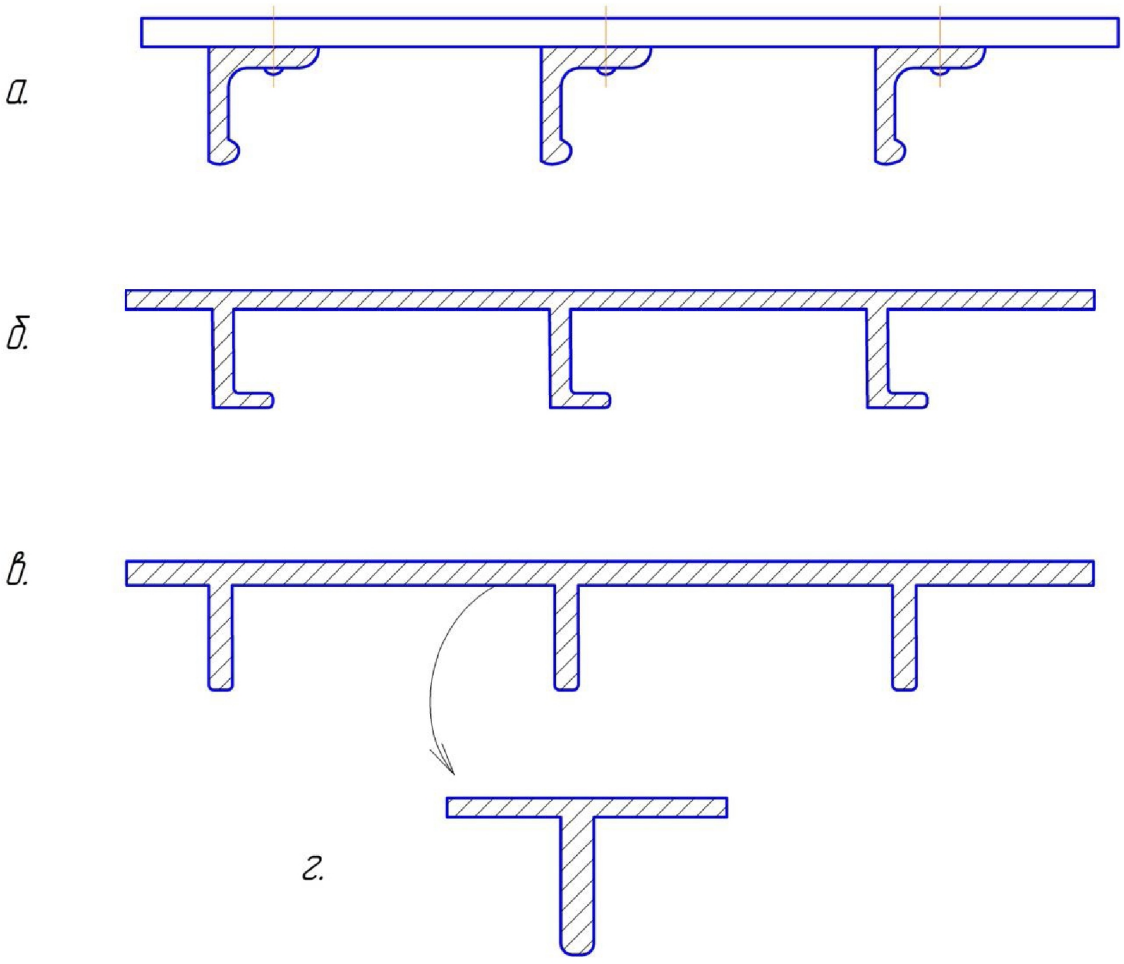


Рис. 3.10 Сечения клепаной и монолитных панелей

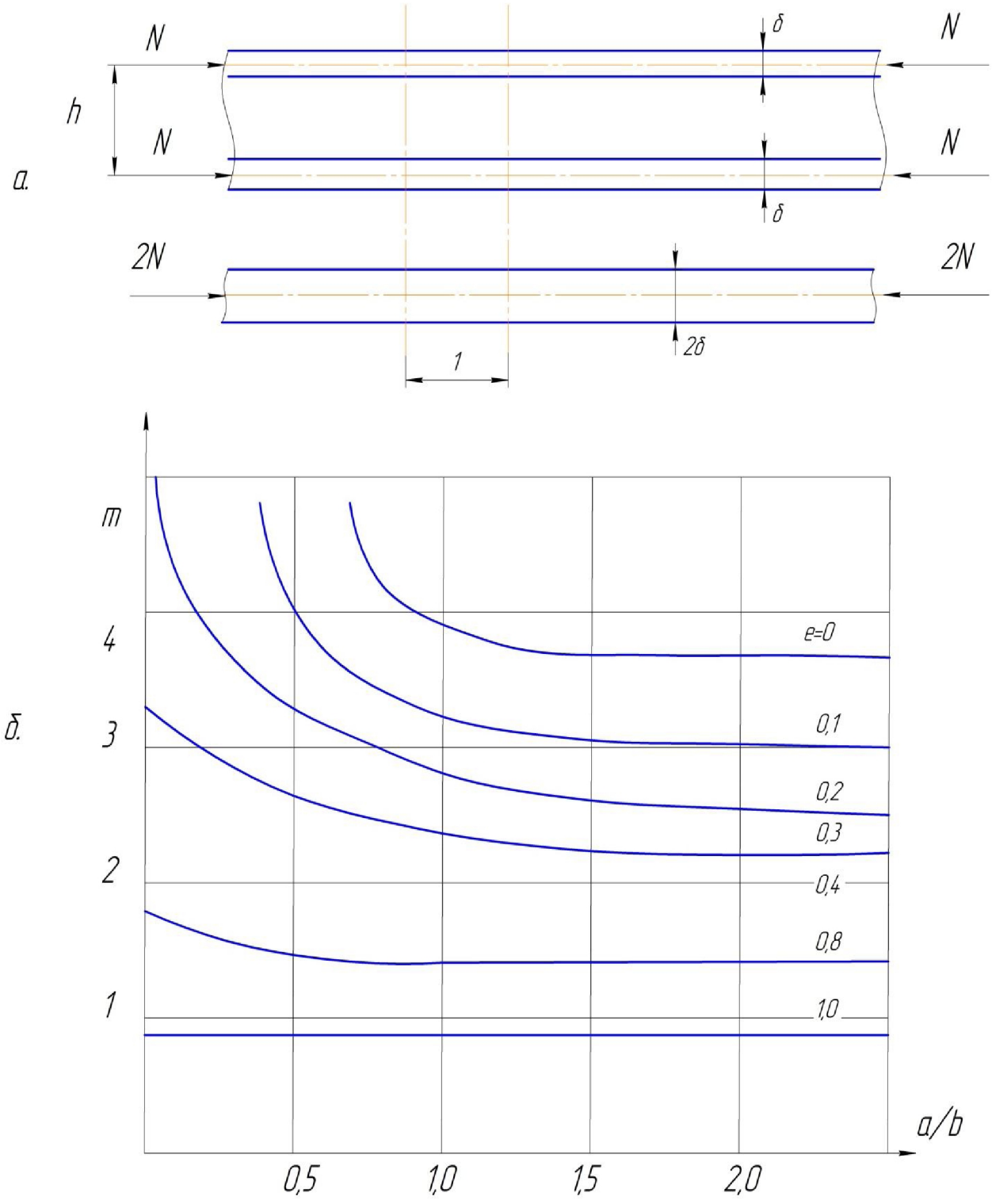


Рис. 3.11 К работе трехслойной панели

Для пластичных материалов в соответствии с рис. 3.12

$$\tau_{кр} = \tau_в - (\tau_в - \tau_т)\frac{b/\delta}{\left(b/\delta\right)_{пр}} \qquad (3.30)$$

Здесь предельное значение отношения

$$\left(b/\delta\right)_{\text{пр}} = \sqrt{\frac{0{,}9KE}{\tau_{\text{т}}}}$$

При потере устойчивости трехслойной панели в пределах пропорциональности критическое напряжение определяется по формуле

$$\tau_{\text{кр}} = 0{,}8mE\left(\frac{h}{2b}\right)^2 \qquad (3.30)$$

При ξ, удовлетворяющих условию $\frac{1}{1+\left(b/a\right)^2} < \xi < 1, \quad m = \frac{1}{\xi}$.

3.2.7. Несущие свойства элементов конструкции при нагреве.

При нагреве изменяются свойства конструкционных материалов - снижаются прочностные и жесткостные характеристики. Наиболее резко в зависимости от нагрева снижаются свойства дюралевого сплава Д16АТ. Как видно из таблицы 3.3, предельной температурой для этого сплава будет t = 150°. При полете у земли (Н = 0) эта температура достигается при скорости, соответствующей 1,7М, а на высоте Н = 20 км - при скорости 2,4М.

Таблица 3.3 – Значение предельных температур нагрева для конструкционных материалов

Материал	Предельная температура	Предельное число М	
		Н=0	Н=20км
Алюминиевые сплавы Д16АТ	150°	1,7	2,4
Титановые сплавы ВТ-5	400°	2,7	3,7
Нержавеющие сплавы 1Х18Н9Т	700°	3,6	5,3

Титановые сплавы ВТ5 и нержавеющие хромоникелевые стели 1Х18Н9Т, как видно из таблицы 3.3, имеют значительно более высокие характеристики при нагреве.

Нагрев элементов конструкции приводит к возникновению ползучести - непрерывному росту деформаций с течением времени при неизменной нагрузке. График изменения деформаций при ползучести в зависимости от времени показан на рис. 3.13. Участок ОА представляет собой мгновенную упругую деформацию, на участке АВ происходит нарастание ползучести с переменной скоростью, ВС - установившаяся ползучесть, СД - ускоренная ползучесть, приводящая к разрушению.

Для дюралевых сплавов ползучесть наступает при t =100-150°С.

Временное сопротивление материала при ползучести снижается и зависит от температуры t° и времени τ теплового воздействия (рис. 3.14). В этих условиях происходит уменьшение и критических напряжений потери устойчивости элементов конструкций в зависимости от времени (рис. 3.15).

Обозначим через $\tau_{кр}$ - критическое время от момента приложения нагрузки к элементу конструкции до ее разрушения от ползучести или время достижения предельной остаточной деформации при ползучести или потери устойчивости.

Учтем упругую деформацию и установившуюся ползучесть, т.е. рассмотрим ползучесть, соответствующую участкам ОА и ВС (рис. 3.13). Изменение деформации здесь может быть представлено в виде

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + A\sigma^n\tau \qquad (3.32)$$

где A, n - коэффициенты, зависящие от свойств материала, τ – время, ч.

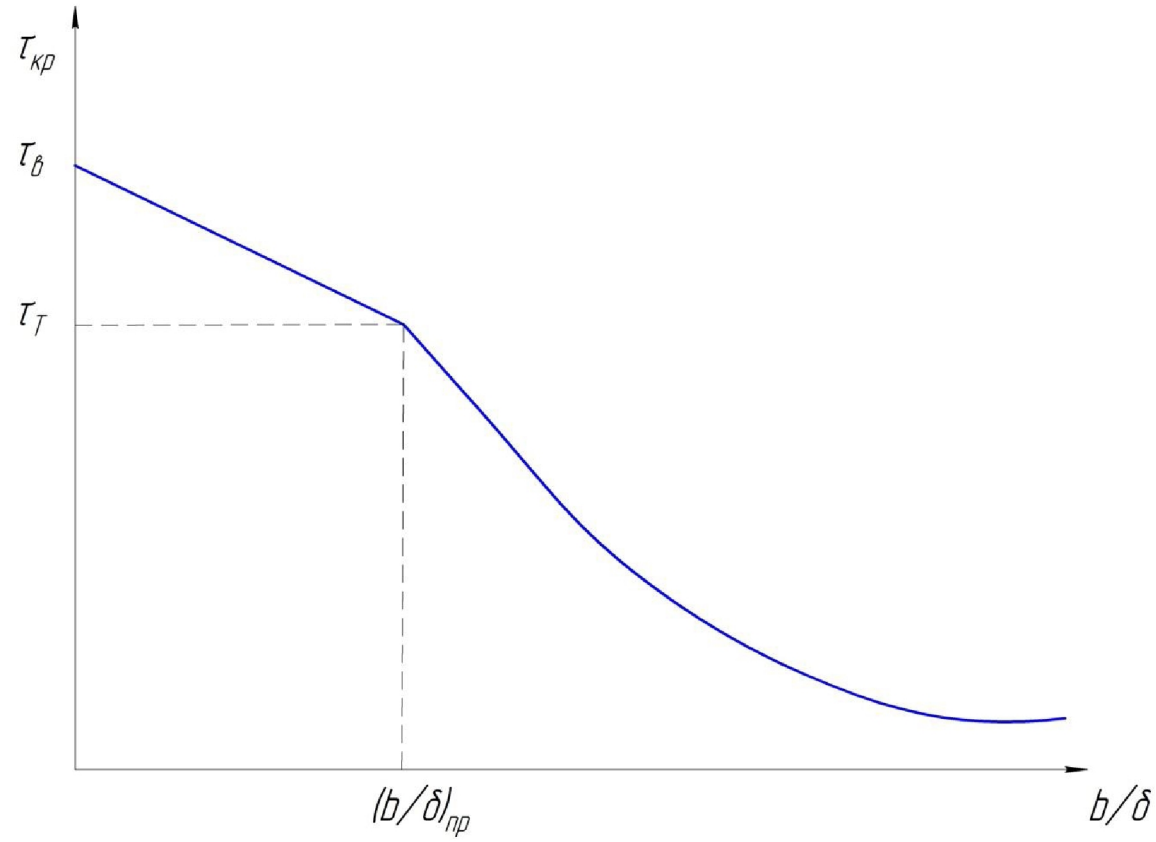


Рис. 3.12 Зависимость критических касательных напряжений обшивки от отношения b/δ

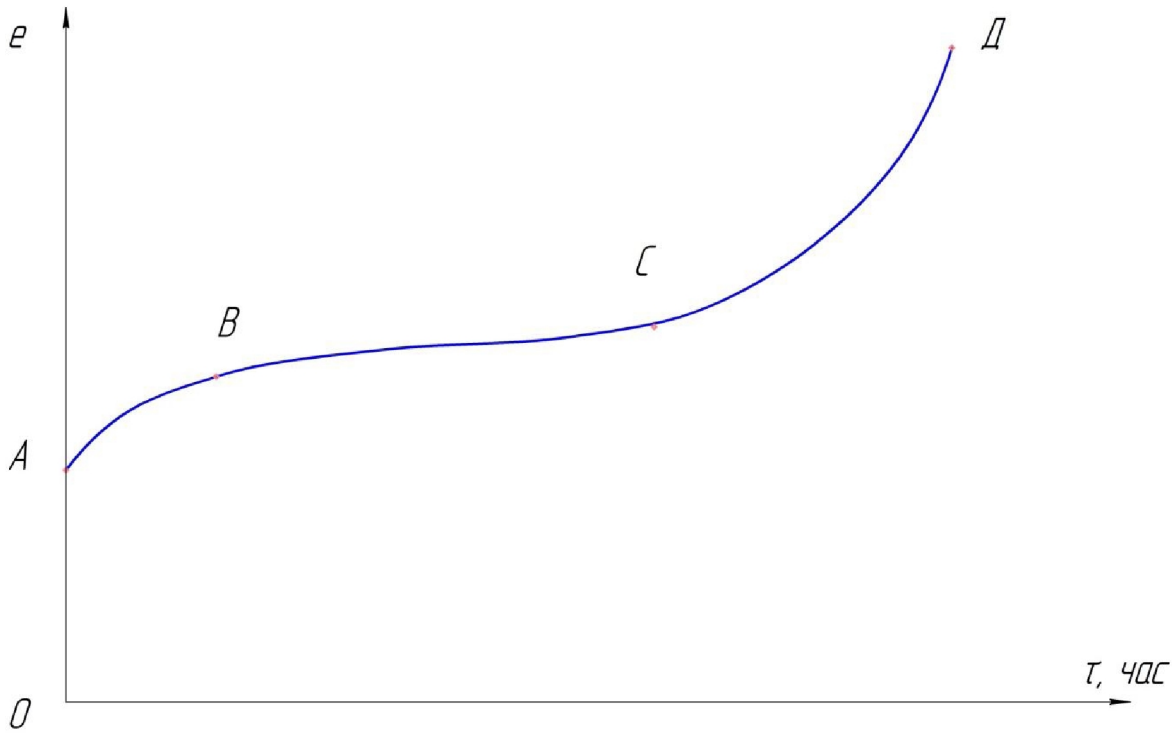


Рис. 3.13 График изменения деформации при ползучести в зависимости от времени

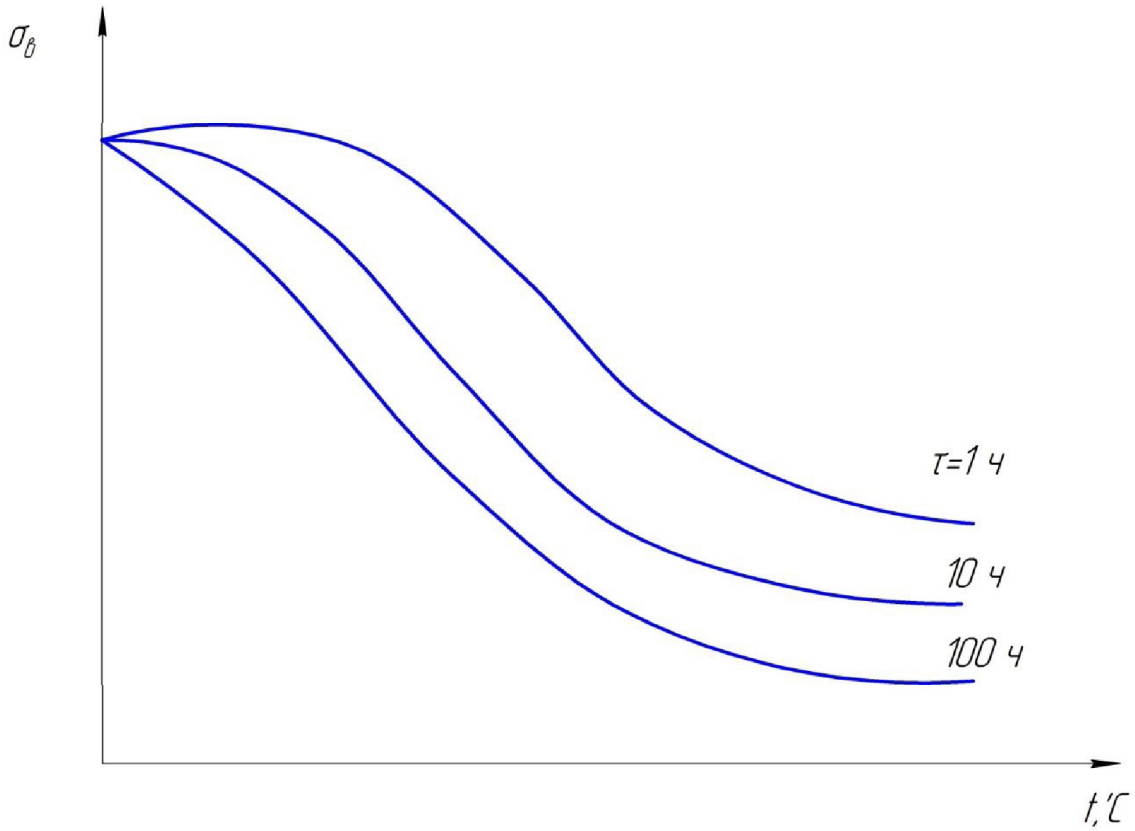


Рис. 3.14 Зависимость временного сопротивления материала при ползучести в зависимости от температуры t°, С и времени τ теплового воздействия

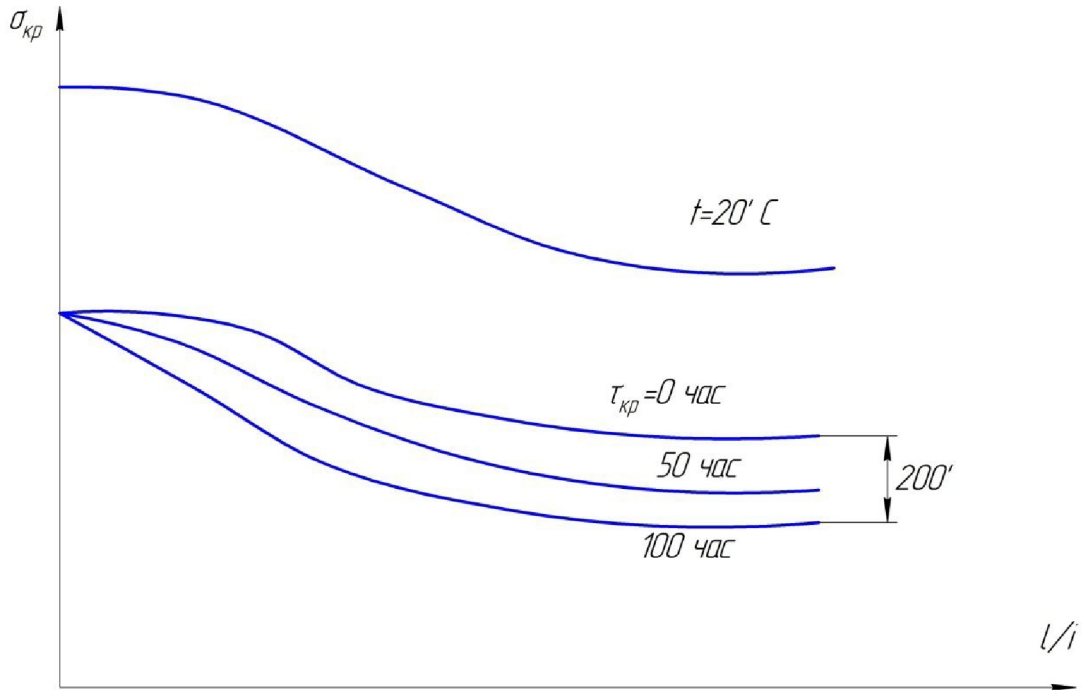


Рис. 3.15 Критические напряжения потери устойчивости элементов конструкции при ползучести

Приближенно определим критическое напряжение, полагая, что элемент конструкции теряет устойчивость и разрушается при достижении его деформацией ползучести ε критической величины $\varepsilon_{кр}$:

$$\varepsilon = \varepsilon_{кр}. \tag{3.33}$$

Величину критической деформации найдем как деформацию, соответствующую критическому напряжению в элементе:

$$\varepsilon_{кр} = \frac{\sigma_о}{E}, \tag{3.34}$$

где $\sigma_о$ - критическое напряжение элемента (стрингера, пояса, панели обшивки), определяемое по формуле (3.6) или (3.8).

Подставив выражения (3.32) и (3.34) в (3.33), получим

$$\frac{\sigma_{кр.п.}}{E} + A\sigma_{кр.п.}^{п}\tau = \frac{\sigma_о}{E} \tag{3.35}$$

Напряжение $\sigma_{кр.п.}$ входящее в уравнение (3.35), является критическим напряжением элемента при ползучести. Его можно определить, задаваясь сроком службы τ. Наиболее просто решается уравнение графически.

Для этого в координатах $\varepsilon - \sigma$ строятся функции $A\sigma^{п}\tau$ и $\frac{\sigma_о - \sigma}{E}$ (рис. 3.16).

Абсцисса точки пересечения этих кривых дает искомое значение критического напряжения $\sigma_{кр.п.}$ элемента при ползучести.

Задаваясь критическим напряжением ползучести $\sigma_{кр.п.}$ можно из (3.35) определить критическое время:

$$\tau_{кр} = \frac{\sigma_о - \sigma_{кр.п.}}{AE\sigma_{кр.п.}^{п}}. \tag{3.36}$$

Если пренебречь упругой деформацией по сравнений с пластической, т.е. принять $\frac{\sigma_{кр.п.}}{E} = 0$, то из уравнения (3.35) можно найти

$$\sigma_{кр.п.} = \sqrt[п]{\frac{\sigma_о}{AE\tau}}, \tag{3.37}$$

или

$$\tau_{кр} = \frac{\sigma_о}{AE\sigma_{кр.п.}^{п}}. \tag{3.38}$$

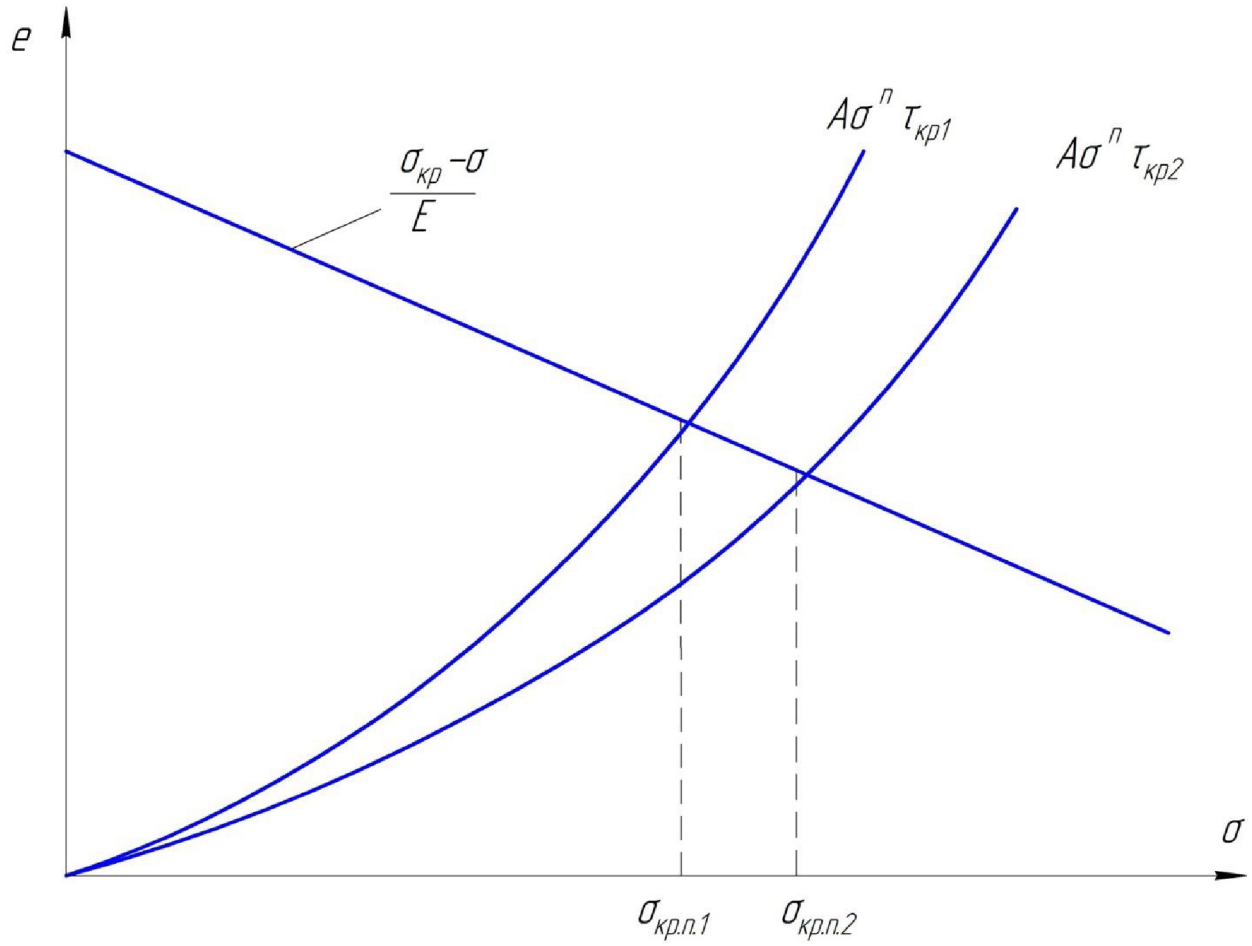


Рис. 3.16 Схема определения критический напряжений при ползучести $\sigma_{кр.п.}$ в зависимости от времени теплового воздействия

Предельно допустимые деформации ползучести устанавливают из условия, чтобы при этих деформациях конструкция планера сохраняла бы свои эксплуатационные показатели в заданных пределах, т.е. чтобы в конструкции не возникало признаков повреждения и не происходило бы существенного изменения формы. Это требование удовлетворяется, если принять в качестве предельной деформации 0,2%, которая не должна быть превышена за срок службы самолета. Оценку критического напряжения при заданном сроке службы конструкции или критического времени при заданном рабочем напряжении можно произвести по формулам (3.37) и (3.38), приняв $\varepsilon = \frac{\sigma_0}{E} = 0{,}002$.

3.2.8. Критерии сопротивления разрушению. Проблема обеспечения прочности элементов конструкции самолета в современных условиях связана

с необходимостью применения новых критериев и методов оценки их работоспособности. К таким критериям относятся параметры кинетики и вязкости разрушения, определение которых производится на достижениях механики разрушения. Стандартные механические характеристики $\sigma_в$, $\sigma_{0,2}$, δ, φ не определяют в полной мере поведение материала в условиях эксплуатации, и его работоспособность зависят от характеристик сопротивления разрушению и долговечности - характеристик материала элемента конструкции при наличии повреждения. Во многих случаях время работы элемента после появления повреждения может составлять 90% и более от общей его долговечности.

Разделение процесса разрушения на докритическую и закритические стадии позволило управлять этим процессом и допускать работу элемента в условиях регламентированного разрушения. В самолетостроении вместо принципа «безопасного ресурса» в настоящее время основным стал принцип «безопасного повреждения», при котором появление трещин не является концом работы элемента конструкции, важна клина или скорость развития повреждения.

Для полной оценки работоспособности элементов конструкции при наличии металлургического, технического или эксплуатационного повреждения важны традиционные механические характеристики ($\sigma_в$, $\sigma_{0,2}$, δ, φ). а также параметры, характеризующие разрушения в закритической неуправляемой стации в условиях плоской деформации ($К_{1c}, G_{1c}$) или в условиях плоского напряженного состояния ($К_c, G_c$). Указанные параметры характеризую хрупкое разрушение. Необходимо использовать и критические параметры вязкости разрушения, определенные в условиях общей текучести (δ_c, J_c или J_{1c}).

Кроме критических параметров необходимо использование кинетических параметров $\left(dl/dN\right)_c$.

Критерии прочности записываются в виде критериев нераспространения трещин

$$К \leq К_с \quad , \quad К_1 \leq К_{1с} \tag{3.39}$$

$$J \leq J_с \quad , \quad J_1 \leq J_{1с} \tag{3.40}$$

или в виде критерия ограничения длины или скорости распространения повреждения

$$l < l_c$$

$$\left(\frac{dl}{dN}\right) < \left(\frac{dl}{dN}\right)_c \tag{3.41}$$

Приведенные параметры необходимо использовать для оценки качества и выбора материалов, а также режимов их обработки, для оценки влияния технологических и эксплуатационных факторов.

Следует иметь в виду, что характеристики прочности материала неповрежденных элементов конструкции также как и характеристики вязкости разрушения зависят от эксплуатационных факторов

3.3. Оценка прочности конструкции крыла

Оценка прочности сводится к определению напряжений в элементах конструкции и вычислению коэффициентов избытка прочности.

Чем выше требования по точности и полноте исследования напряженно-деформированного состояния крыла, тем сложнее будет выбранная расчетная схема конструкции. И используемый метод расчета, и выбранная расчетная схема зависит от силовой схемы крыла и требований, которые предъявляются к точности расчета.

В настоящее время в расчетной практике наиболее широкое распространение получили «балочная» схема и дискретные модели МКЭ[].

Крылья большого удлинения, не имеющие каких-либо особенностей на значительной части размах крыла, могут быть рассчитаны по «балочной» схеме. В этом случае крыло рассматривается как тонкостенная балка, работающая на изгиб и кручение. В зоне заделки, где деформации стеснены,

влияние фюзеляжа и стреловидности крыла становятся значительными, «балочная» схема при оценке напряженно-деформированного состояния позволяет установить физическую картину работы конструкций. Здесь для получения достаточно точных результатов необходимо использовать конечно-элементное моделирование.

Методы конечных элементов используются для расчета сложных нерегулярных зон крыла, консолей крыла малого удлинения в целом.

Расчетную сетку МКЭ выбирают с четом геометрических и структурных свойств конструкции, а также исходя из принятой схематизации работы элементов – обшивки, стенок, элементов каркаса и т.д. При этой схематизации используется также известные расчетные модели строительной механики, как пластины, стержни, оболочки.

Как правило, линии конечно-элементной сетки крыла совпадают с осями основных подкрепляющих элементов силовой схемы. Наибольшее распространение получили безмоментные конечно-элементные модели с тремя степенями свободы (перемещениями) в узлах. При этом полагается, что тонкостенные элементы работают в условиях плоского напряженного состояния, а подкрепляющие ребра (стрингеры, пояса) – в условиях одноосного растяжения – сжатия. Металлические части подкрепленные панели и элементы из композитных материалов моделируют конструктивно ортотропными и анизотропными пластинами.

Здесь предполагается, что читатель знаком с теорией и практикой применения МКЭ. Поэтому ниже анализ напряженно-деформированного состояния расчетных силовых схем ведется на основе аналитических методов. Знание методой «балочной» теории тонкостенных конструкций позволит более осознанно подходить к использованию мощных численных методов анализа напряженно-деформированного состояния конструкций, как МКЭ.

Приведенные параметры необходимо использовать для оценки качества и выбора материалов, а также их обработки, для оценки влияния технологических и эксплуатационных факторов.

Следует иметь в виду, что характеристики прочности материала неповрежденных элементов конструкции также как и характеристики вязкости разрушения зависит от эксплуатационных факторов.

3.3.1 Определение нормальных напряжений при изгибе крыла

Рассмотрим понятие о методе редукционных коэффициентов. Рассмотрим нагруженное крыло (рис. 3.18) под действием внешней нагрузки крыло изогнется. При этом сечение в-в повернется относительно сечения а-а на угол β. Вследствие этого продольные элементы крыла будут работать на растяжение или сжатие. Опыты показывают, что поперечные сечения крыла при изгибе остаются плоскими. Таким образом, продольные деформации ε_z можно считать линейно изменяющимися по высоте сечения (рис. 3.19). Если материал элементов конструкции по всему сечению однородный и работает в пределах пропорциональности, т.е. подчиняется закону Гука, то и напряжения σ изменяются также по линейному закону $\sigma = E\varepsilon_z$.

В действительности же материал крыла может быть неоднородным, элементы крыла могут работать за пределом пропорциональности и диаграмма напряжений будет нелинейной.

Для определения нормальных напряжений применяется метой, с помощью которого все элемента крыла приводятся к одному модулю и к прямолинейной диаграмме напряжений $\sigma = \sigma(\varepsilon_z)$.

Нормальные напряжения в элементах крыла при изгибе определятся теперь по формуле:

$$\sigma_i = \left(\frac{M_u^p}{J_{ru}} U_i + \frac{M_r^p}{J_{ru}} U_i\right) \varphi_i \qquad (3.42)$$

Обозначим через σ_{ri} нормальное напряжение в i-том элементе в предположении, что конструкция крыла изготовлена из некоторого

однородного материала, подчиняющегося закону Гука при любых деформациях. В этом случае все элементы сечения крыла приводятся к одному материалу, подчиняющемуся закону Гука или любых деформациях.

При этом каждый элемент приведенного сечения имеет такие же деформации ε_{zi}. и воспринимает такие же усилия N_i,что и соответствующий элемент истинного сечения конструкции. Представим выражение для усилия N_i в виде:

$$N_i = \sigma_i F_i = \sigma_{ri} F_{ri} \frac{\sigma_i}{\sigma_{ri}}. \tag{3.43}$$

Отношение $\varphi_i = \frac{\sigma_i}{\sigma_{ri}}$ назовем редукционным коэффициентом, а $F_i \varphi_i = F_{ri}$ - приведенной (редукцированной) площадью сечения элемента.

Тогда осевое усилие, действующее в каждом элементе продольного набора равно

$$N_i = \sigma_{ri}\, F_{ri} \tag{3.44}$$

Из последнего равенства видно, что каждый элемент будет воспринимать усилия N_i при напряжениях σ_{ri}, если вместо истинной площади сечения элемента принимать в расчет его приведенную площадь F_{ri}. Но т.к. материал, к которому приведено сечение, подчиняется закону Гука при любых деформациях, то нормальные напряжения в приведенном сечении будут

$$\sigma_{ri} = \frac{M_u^p}{J_{ru}} U_i + \frac{M_r^p}{J_{ru}} U_i. \tag{3.45}$$

Если рассматривать для простоты изгиб в одной плоскости (относительно оси U), то

$$\sigma_{ri} = \frac{M_u^p}{J_{ru}} U_i \tag{3.46}$$

Чтобы выяснить, где проходит нейтральная ось, воспользуемся первым условием равновесия:

$$\sum_{i=1}^{m} N_i = \sum_{i=1}^{m} \sigma_{ri} F_{ri} = 0, \tag{3.47}$$

которое дает

$$\frac{M_u^p}{J_{ru}}\sum_{i=1}^{m} F_{ri}U_i = 0, \tag{3.48}$$

Отсюда следует, что $\sum_{i=1}^{m} F_{ri}U_i = 0$, т.е. нейтральной осью является ось, относительно которой статический момент сечения равен нулю. Такой осью является центральная ось, проходящая через центр тяжести приведенного сечения.

Для выяснения величины момента инерции J_{ru} воспользуемся вторым условием равновесия:

$$\sum_{i=1}^{m} N_i U_i = M_u^p \tag{3.49}$$

Или

$$\sum_{i=1}^{m} \sigma_{ri}F_{ri}U_i = \frac{M_u^p}{J_{ru}}\sum_{i=1}^{m} F_{ri}U_i^2 = M_u^p. \tag{3.50}$$

Таким образом, $J_{ru} = \sum_{i=1}^{m} F_{ri}U_i^2$ момент инерции приведенного сечения, который вычисляется относительно оси, проходящей через центр тяжести редуцированного сечения.

Зная σ_{ri}, можно найти и величину истинных напряжений в элементах.

Так как $\varphi_i = \frac{\sigma_i}{\sigma_{ri}}$, то $\sigma_i = \frac{M_u^p}{J_{ru}} U_i \varphi_i$.

В общем случае для определения величины редукционных коэффициентов необходимо знать напряжения в приведенном сечении σ_{ri}, а их величина будет определена, если известен момент инерции J_{ru}, т.е. если известны редукционные коэффициенты всех элементов. Поэтому для определения нормальных напряжений приходится прибегать к методу последовательных приближений.

3.3.2 Рассмотрим практику определения нормальных напряжений методом редукционных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций.

Исходными данными для определения нормальных напряжений методом редукционных коэффициентов являются диаграммы деформаций элементов, т.е. графики зависимости между напряжениями и деформациями $\sigma = \sigma(\varepsilon_z)$.

Необходимо определить нормальные напряжения в сечении крыла, схема которого приведена на рис. 3.20.

Для этого сечения крыла известны величины изгибающих моментов M_u^p и M_v^p. Примерный вид диаграмм деформаций для элементов крыла показан на рис. 3.21.

Обшивка при определении нормальных напряжений приводится к продольному набору. Сечение крыла представится тогда как ряд сосредоточенных площадей F_i, расположенных в центре тяжести каждого элемента продольного набора. При этом

$$F_i = F_i^o + F_{\text{об}}^{\text{пр}}, \qquad (3.51)$$

где F_i^o - истинная площадь сечения элемента продольного набора (стрингера пояса лонжерона),

$F_{\text{об}}^{\text{пр}}$ - приведенная к элементу продольного наборе площадь сечения обшивки.

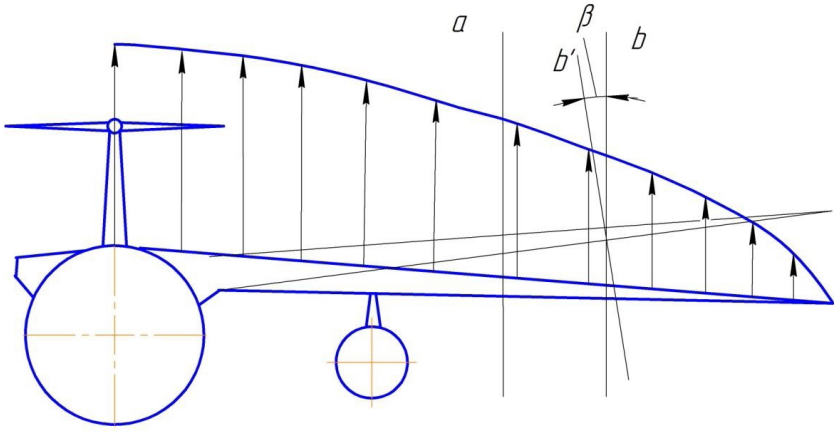
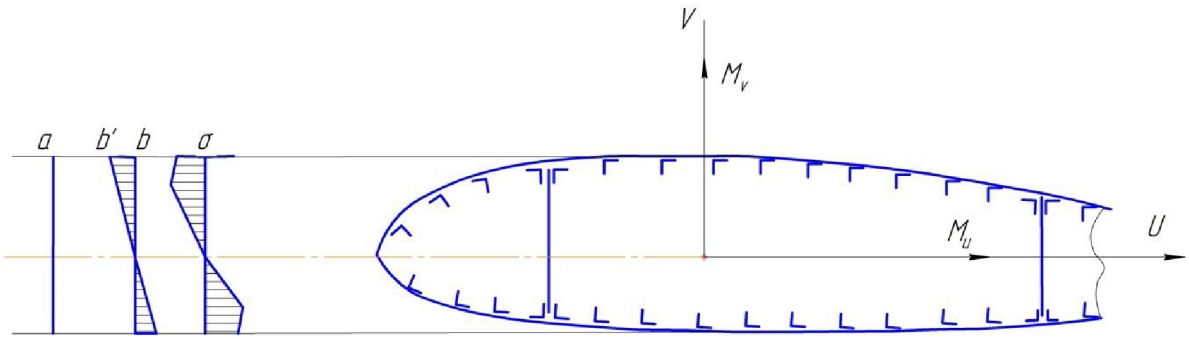


Рис. 3.18 Схема изгиба крыла



3.19 Деформации ε_z и напряжение σ в сечении крыла

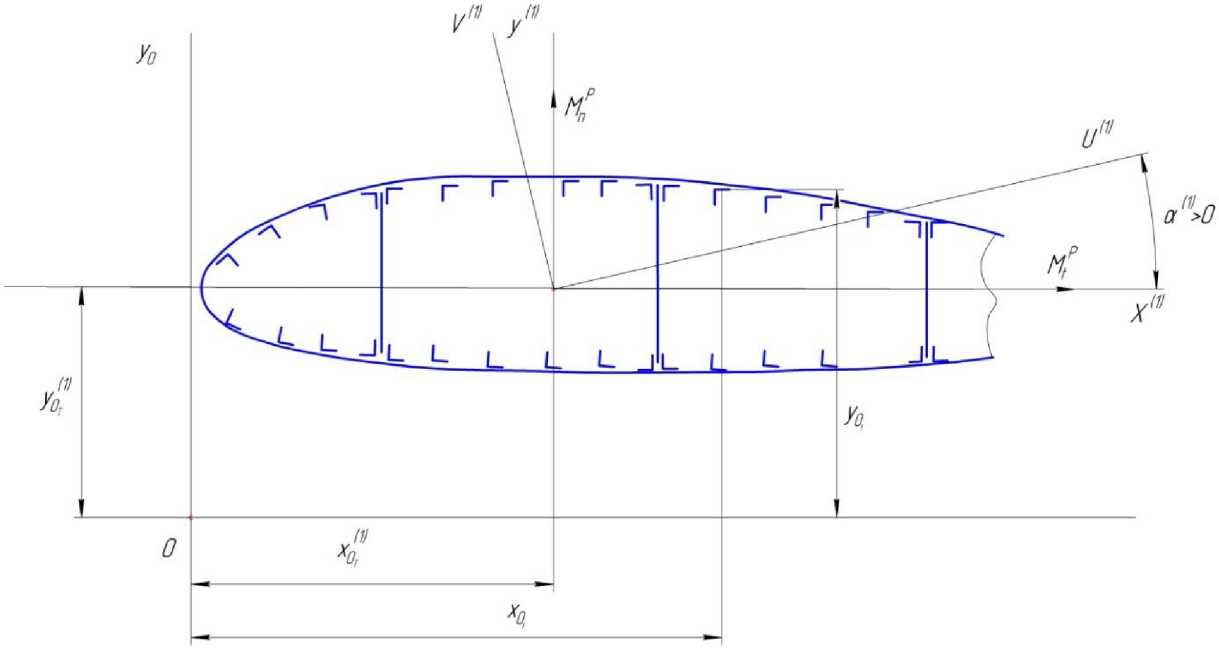


Рис. 3.20 Схема сечения крыла

Все элементы продольного набора приводятся к некоторому однородному материалу, подчиняющемуся закону Гука при любых деформациях и имеющего модуль упругости E_o. (Диаграмма деформаций этого материала расположена на рис. 3.21 под углом φ к оси ε_z, причем $tg\varphi = E_o$).

Для того чтобы начать расчет, необходимо задаться из каких-либо соображений значениями редукционных коэффициентов для всех элементов в первом приближении. В качестве исходных значений для редукционных коэффициентов нужно выбрать их значения при небольших деформациях, когда все элементы работают в пределе пропорциональности, т.е.

$$\varphi_i^{(1)} = \frac{E_i}{E_o}. \qquad (3.52)$$

Дальнейший расчет проводится в следующем порядке:

1. Определяются редуцированные площади сечений всех элементов в первом приближении:

$$F_{ri}^{(1)} = F_i \varphi_i^{(1)}; \tag{3.53}$$

2. Находится положение центра тяжести редуцированного сечения в произвольной системе координат $\bar{x}$, $\bar{y}$ (ось $\bar{x}$ желательно выбрать параллельной хорде сечения):

$$\bar{x}_{\text{т}}^{(1)} = \frac{\sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)} \bar{x}_i}{\sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)}} \quad , \quad \bar{y}_{\text{т}}^{(1)} = \frac{\sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)} \bar{y}_i}{\sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)}}; \tag{3.54}$$

3. Вычисляются моменты инерции редуцированного сечения относительно осей $x^{(1)}$ и $y^{(1)}$, проходящих через центр тяжести $T^{(1)}$

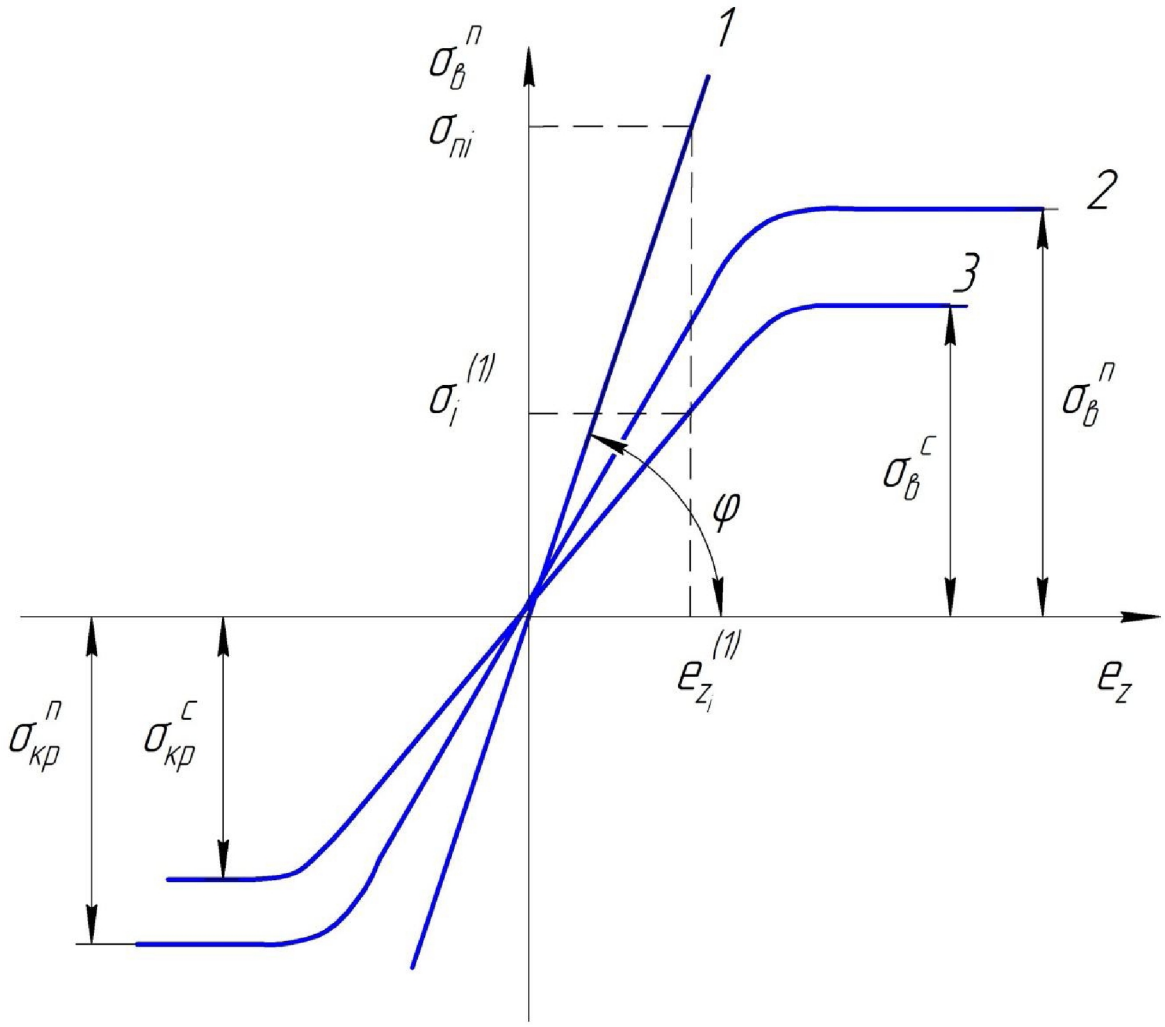


Рис. 3.21 Диаграммы деформации элементов конструкции крыла

$$J_{rx}^{(1)} = \sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)} \left[y_i^{(1)}\right]^2,$$

$$J_{ry}^{(1)} = \sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)} \left[x_i^{(1)}\right]^2, \qquad (3.55)$$

$$J_{rxy}^{(1)} = \sum_{i=1}^{m} F_{ri}^{(1)} \left[x_i^{(1)} \cdot y_i^{(1)}\right]^2;$$

Здесь $x_i^{(1)}$, $y_i^{(1)}$ - расстояния от осей $x^{(1)}$, $y^{(1)}$, до центров тяжести редуцированных площадей элементов.

4. Находится направление главных осей инерции сечения $U^{(1)}$ и $V^{(1)}$, которое определяется углом α:

$$tg2\alpha^{(1)} = \frac{2J_{rxy}^{(1)}}{J_{ry}^{(1)} - J_{rx}^{(1)}}; \qquad (3.56)$$

5. Вычисляются моменты инерции редуцированного сечения относительно главных осей $U^{(1)}$ и $V^{(1)}$

$$J_{ru,v} = \frac{1}{2}\left[J_{rx}^{(1)} + J_{ry}^{(1)} \mp \sqrt{\left(J_{ry}^{(1)} - J_{rx}^{(1)}\right)^2 + 4J_{rxy}^{(1)\,2}}\right] \qquad (3.57)$$

6. Определяются изгибающие моменты в сечении относительно главных осей $U^{(1)}$ и $V^{(1)}$

$$M_{u^{(1)}}^{p} = M_t^p cos\alpha^{(1)} + M_n^p sin\alpha^{(1)},$$

$$M_{v^{(1)}}^{p} = -M_t^p sin\alpha^{(1)} + M_n^p cos\alpha^{(1)}; \qquad (3.58)$$

7. Находятся нормальные напряжения для всех элементов редуцированного сечения в первом приближении:

$$\sigma_{ri}^{(1)} = \frac{M_{u^{(1)}}^{p}}{J_{ru}^{(1)}} V_i^{(1)} + \frac{M_{v^{(1)}}^{p}}{J_{rv}^{(1)}} U_i^{(1)}, \qquad (3.59)$$

где $V_i^{(1)}$ и $U_i^{(1)}$ - расстояния от главных осей инерции приведенного сечения $U^{(1)}$ и $V^{(1)}$ до центра тяжести редуцированных площадей элементов.

8. По величине напряжений в элементах редуцированного сечения $\sigma_{ri}^{(1)}$ по диаграмме деформаций фиктивного материале для всех элементов

определяются относительные удлинения $\varepsilon_{z_i}^{(1)}$. Но элементы приведенного сечения имеют такие же деформации, что и истинные элементы. Это позволяет по известным величинам $\varepsilon_{z_i}^{(1)}$ определить по диаграммам деформаций элементов истинные напряжения в них $\sigma_i^{(1)}$ в первом приближении (рис. 3.21).

9. Определяются значения редукционных коэффициентов во втором приближении по формуле:

$$\varphi_i^{(2)} = \frac{\sigma_i^{(1)}}{\sigma_{ri}^{(1)}}. \qquad (3.60)$$

Дальнейший расчет проводится по приведенной схеме. В результате определяются значения нормальных напряжений для приведенного сечения $\sigma_{ri}^{(2)}$ и истинные нормальные напряжения $\sigma_i^{(2)}$, во втором приближении, а затем $\varphi_i^{(3)}$. Расчет повторяется до тех пор, пока напряжения элементов в последующем приближении не окажутся достаточно близкими напряжениям предыдущего приближения.

В этом случае редукционные коэффициенты в *К*-ом и последующем *(К+1)*-ом приближениях должны совпадать с заданной степенью точности, т.е.

$$\varphi_i^{(K)} \simeq \varphi_i^{(K+1)}$$

Примечание: Если центральные оси x и y $\parallel$ и $\perp$ хорде, то угол α получается малым, порядка 1,5-2° и им можно пренебречь.

3.3.3. Приближенные методы редукционных коэффициентов. Рассмотренный метод весьма громоздок и требует знания диаграмм деформаций для всех рассчитываемых элементов конструкции, что препятствует применению ЭВМ. Поэтому в практических расчетах, как правило, пользуются приближенными методами. По этим метопам определяются редукционные коэффициенты для разрушающих нагрузок.

В соответствии с одним методом окончательные значения редукционных коэффициентов для всех элементов принимаются на основании испытаний, проведенных над аналогичными элементами. После выбора значений редукционных коэффициентов и определения приведенных площадей сечений элементов дальнейший рост крыла не отличается от обычного расчета балки на изгиб и производится по формуле (3.4).

В практике используется упрощенный метод последовательных приближений в основу которого положены упрощенные диаграммы деформаций элементов (рис. 3.22). Полагается, что пояса лонжеронов следуют закону Гука при всех возможных нагрузках. Все сечения приводится к дюралевым поясам ($E_g = E_o$). Следовательно, как для сжатых, так и для растянутых дюралевых поясов редукционные коэффициенты принимаются равными $1(\varphi_n = 1)$.

Если пояса изготовлены из стали 30ХГСА, или стали другой марки, то приводя материал пояса к дюралю, получим для редукционного коэффициента значение

$$\varphi_n = \frac{E_c}{E_g} = 2{,}93.$$

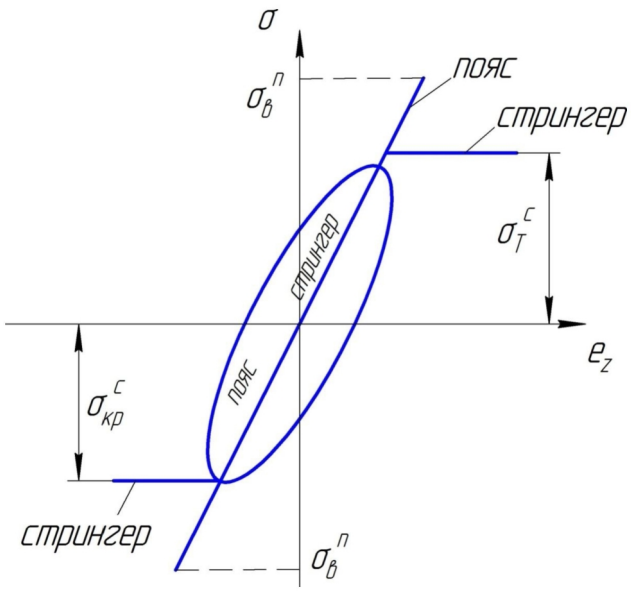


Рис. 3.22 Упрощенные диаграммы деформаций стрингеров и поясов лонжеронов

Считается, что растянутые стрингеры подчиняются закону Гука до разрушения или до возникновения текучести. Следовательно, в растянутой зоне для дюралевых стрингеров $\varphi_i = 1$ или $\varphi_i = \frac{\sigma_{0,2}}{\sigma_{ri}}$ (в случае текучести). Для сжатой зоны считается, что стрингеры имеют линейную диаграмму деформаций до потери устойчивости. Следовательно, если напряжение не превышает критического, то для дюралевых стрингеров $\varphi_i = 1$.

После потери устойчивости стрингера диаграмму деформаций представляют горизонтальной площадкой, полагая, что с ростом деформаций напряжения в стрингере, потерявшем устойчивость, остаются равными $\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}$.

В этом случае редукционный коэффициент для сжатого стрингера будет равен:

$$\varphi_i = \frac{\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}}{\sigma_{ri}}.$$

Здесь σ_{ri} - напряжение в стрингере для редуцированного сечения.

Окончательные значения напряжений находятся, согласно этому методу, в результате последовательных приближений. При этом необходимо иметь в виду, что в процессе приближений будет изменяться величина редукционных коэффициентов лишь для стрингеров.

Редукционные коэффициенты для поясов остаются все время без изменения.

В качестве исходного значения для редукционных коэффициентов сжатых стрингеров можно принять $\varphi_i^{(1)} = 1$.

Значения редукционных коэффициентов второго приближения для стрингеров определяются, как $\varphi_i^{(2)} = \frac{\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}}{\sigma_{ri}^{(1)}}$. или $\varphi_i^{(2)} = \frac{\sigma_{0,2}^{\text{стр}}}{\sigma_{ri}^{(1)}}$ (в растянутой зоне).

Если при подсчете по этой формуле окажется, что для стрингера $\varphi_i > 1$, то следует принять $\varphi_i = 1$.

Это соответствует случаю, когда диаграмма деформаций стрингера еще совпадает с диаграммой деформаций пояса лонжерона, к которому приводится сечение.

В таком же порядке проводится расчет для всех последующих приближений. Заканчивается расчет, когда значения редукционных коэффициентов сжатых стрингеров в последующем и предыдущем приближениях окажутся достаточно близкими, т.е.

$$\varphi_i^{(K)} \simeq \varphi_i^{(K+1)}.$$

3.3.4. Определение касательных напряжений при изгибе крыла.

От действия поперечных сил в обшивке и стенках крыла возникают касательные напряжения τ (или погонные касательные усилия $T = \tau\delta$). Исходными данными для расчета крыла является крыло со всеми геометрическими данными и данными материала конструкции, а также внешние нагрузки.

Если сечение крыла представляет собой n-раз замкнутый контур, то задача определения касательных напряжений является (n-1) раз статически неопределимой.

Рассмотрим случай простого изгиба крыла, т.е. случай, когда перерезывающая сила проходит через центр жесткости сечения (рис. 3.23). Кроме того, для простоты будем рассматривать действие Q_n^p, параллельной одной из главных осей инерции редуцированного сечения. При этом оси U и V - главные центральные оси инерции.

Следует отметить, что на величину касательных напряжений оказывает конусность конструкции.

Если рассмотреть открытый контур сечения тонкостенной конструкции, имеющий некоторую конусность, то S_{ru} и J_{ru} становятся величинами, зависящими от Z.

Для определения касательного усилия в некоторой точке сечения, положение которой характеризуется координатой Z, выделим из

рассматриваемой системы элемент *abcd* . Стороны *ab* и *cd* принадлежат двум бесконечно близким сечениям конструкции, расстояния между которыми *dz*. Сторона *ac* - часть свободного края, а сторона *bd* образована рассечением оболочки в рассматриваемой точке вдоль образующей, проходящей на расстоянии *S* от свободного края (рис. 3.24).

Уравнение равновесия элемента *abcd* при проектировании сил на ось *Z* дает (рис. 3.25б)

$$N_{ab} + \frac{dN_{ab}}{dZ}dZ - N_{ab} - T^* dZ = 0$$

Откуда

$$T^* = \frac{dN_{ab}}{dZ}, \tag{3.61}$$

где

$$N_{ab} = \int_0^s \sigma \delta ds.$$

Ограничимся рассмотрением случая, когда только $M_u^p \neq 0$. Тогда

$$\sigma = \frac{M_u^p}{J_{ru}} V\varphi,$$

а

$$N_{ab} = \frac{M_u^p}{J_{ru}} \int_0^s \varphi V \delta ds = \frac{M_u^p}{J_{ru}} S_{ru} \tag{3.62}$$

Из последнего выражения следует, что

$$\frac{dN_{ab}}{dZ} = \frac{d}{dZ}\left(\frac{M_u^p S_{ru}}{J_{ru}}\right).$$

Итак,

$$T^* = \frac{dM_u^p}{dZ}\frac{S_{ru}}{J_{ru}} + M_u^p \frac{d}{dZ}\left(\frac{S_{ru}}{J_{ru}}\right) = \frac{Q_n^p}{J_{ru}} S_{ru} + M_u^p \frac{d}{dZ}\left(\frac{S_{ru}}{J_{ru}}\right) \tag{3.63}$$

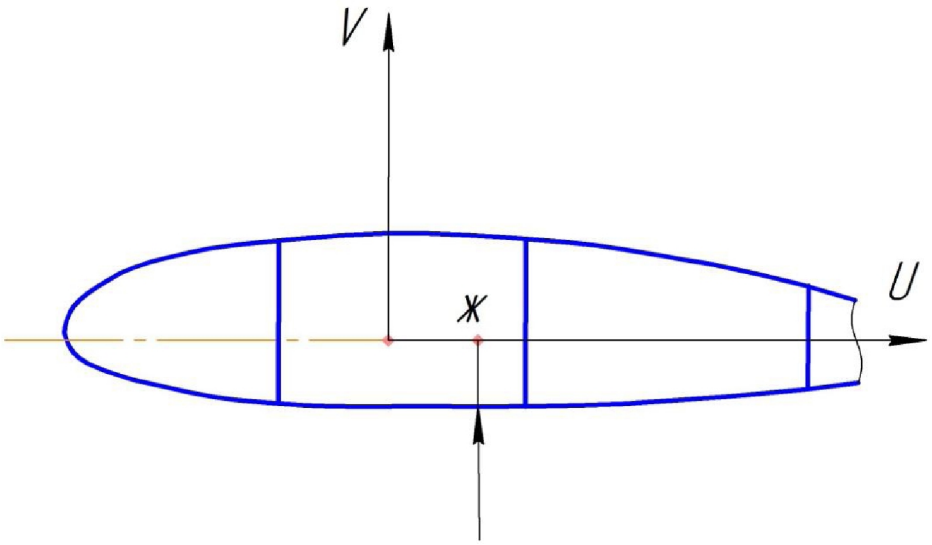


Рис. 3.23 Простой изгиб крыла

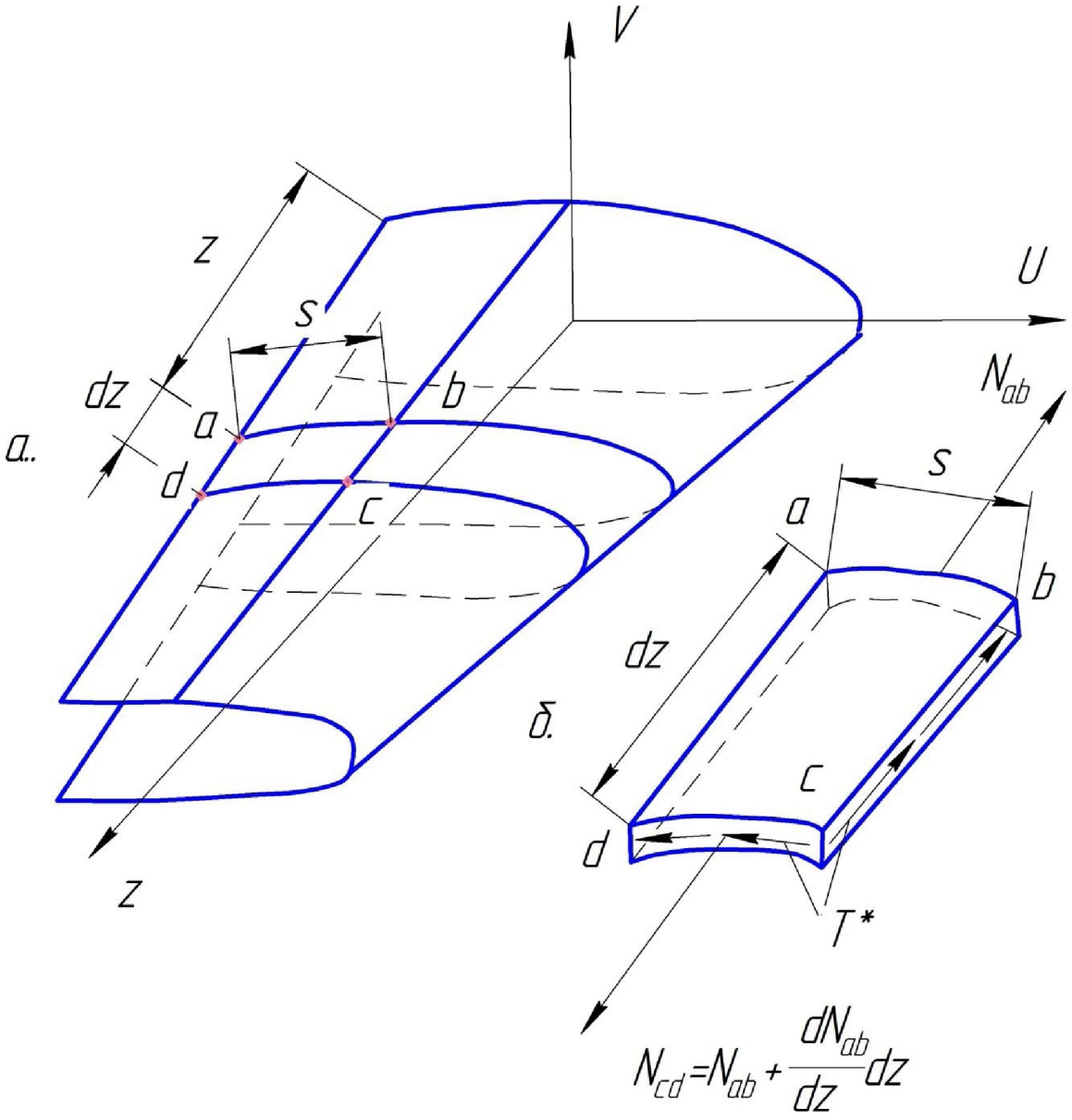


Рис. 3.24 К учету влияния конусности крыла

Первое слагаемое представляет собой погонное касательное усилие в цилиндрической оболочке. Вторым слагаемым в этом выражении учитывается переменность сечений крыла по его размаху. При увеличении размеров сечений в направлении к фюзеляжу указанное слагаемое получается отрицательным. Физический смысл сказанного состоит в том, что вследствие конусности крыла составляющие осевых усилий его элементов уравновешивают часть поперечной силы и разгружают тем самым стенки лонжеронов и обшивку при их работе на сдвиг.

Будем считать, что изгибающий момент воспринимается поясами лонжеронов и стрингерами (рис. 3.25).

Так как продольный набор расположен под некоторым углом γ, к оси Z , то осевые силы дадут проекцию на ось V.

В любом элементе проекция N_{iv} направлена в сторону, противоположную внешней нагрузке.

Составляющие N_{iv} частично уравновешивают внешнюю нагрузку, т.к. равнодействующая внешней нагрузки, приложенной к отсеченной части крыла, равна перерезывающей силе Q_n^p, то обшивка и стенки лонжеронов будут воспринимать силу $Q_n^{1p} = Q_n^p - \Delta Q_n^p$.

Здесь Q_n^p - значение расчетной перерезывающей силы;

Q_n^{1p} - расчетная перерезывающая сила, вызывающая сдвиг элементов конструкции.

Так как

$$N_{iv} = N_i sin\gamma_i \simeq N_i\gamma_i \tag{3.64}$$

а

$$N_i = \sigma_{ri}F_{ri} = \frac{M_u^p}{J_{ru}}V_iF_{ri},$$

то

$$\Delta Q_n^p = \sum_{i=1}^{m} N_{iv} = \frac{M_u^p}{J_{ru}}\sum_{i=1}^{m} F_{ri}\,V_i\gamma_i \tag{3.65}$$

Аналогично для случая лобового изгиба крыла

$$\Delta Q_t^{1p} = Q_t^p - \Delta Q_t^p,$$

где

$$\Delta Q_t^p = \frac{M_v^p}{J_{rv}} \sum_{i=1}^{m} F_{ri}\, U_i \beta_i.$$

В приближенных расчетах можно положить, что изгибающий момент воспринимается только поясами лонжеронов.

Так как при простом изгибе отсутствует поворот любого контура К сечения относительно оси Z, а лишь имеются поступательные перемещения по направлению осей V и U , то

$$\alpha_к = \frac{1}{\Omega_к} \oint_к \frac{T}{G\delta} dS = \alpha = 0 \qquad (3.66)$$

Запишем выражения для погонных касательных усилив Т. Для этого выберем произвольные точки j = 1, 2, 3 и т.д. (рис.3.26) и будем считать, что касательные усилия в этих точках известны и равны X_j. Тогда в точке a касательное усилие будет равно

$$T^{(a)} = X_1 + \frac{Q_n^{1p}}{J_{ru}} S_{ru}^{(1-a)};$$

в точке b:

$$T^{(b)} = X_1 + X_2 + \frac{Q_n^{1p}}{J_{ru}} S_{ru}^{(1-2-b)};$$

в точке c:

$$T^{(c)} = X_1 + X_2 + X_3 + \frac{Q_n^{1p}}{J_{ru}} S_{ru}^{(1-2-3-c)}$$

Эти зависимости можно объединить в одну, пригодную для любой точки сечения,

$$T = T^* + \sum_{j=1}^{n} \bar{T}_j X_j. \qquad (3.67)$$

Здесь T^* - касательное усилие в рассматриваемой точке сечения в предположении, что в точках j = 1,2,3 ... касательные усилия равны нулю;

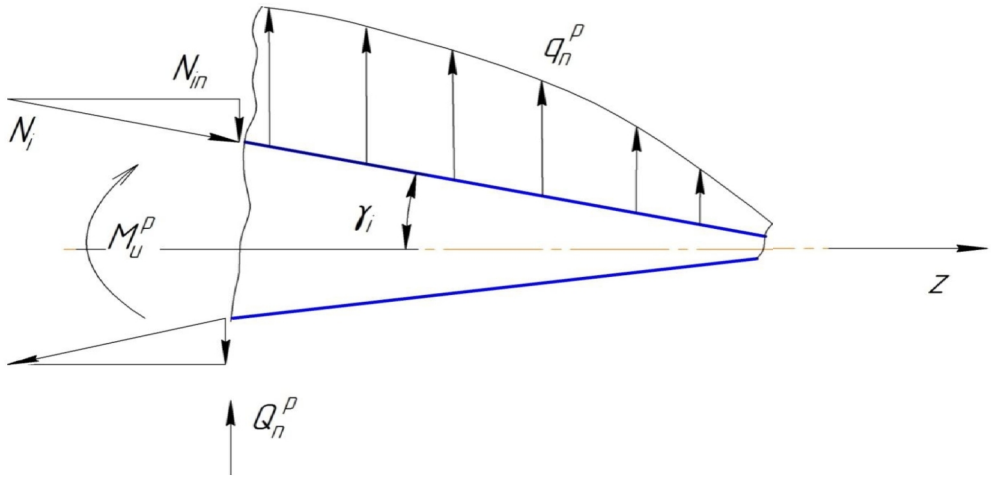


Рис. 3.25 К определению величины силы, вызывающей сдвиг обшивки и стенок при изгибе крыла.

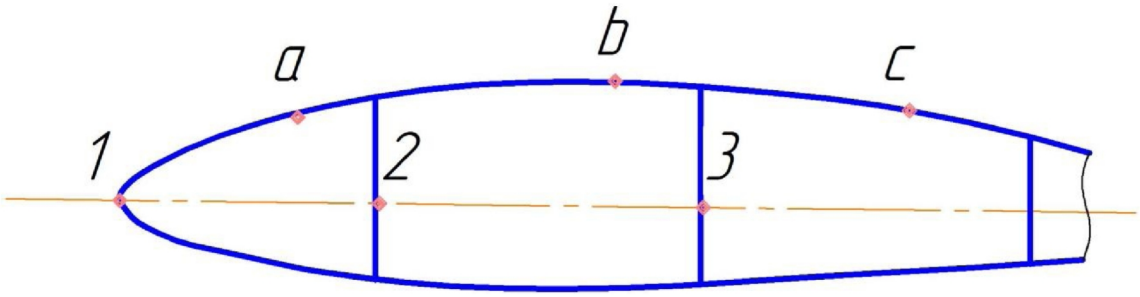


Рис. 3.26 Схема сечения крыла с трехзамкнутым контуром поперечного сечения.

Эпюры $\bar{T}_j = 1$ показаны на рис. 3.27а, б, в.

Величину погонных касательных сил можно определить по формуле, справедливой для тонкостенной конструкции с открытым контуром поперечного сечения:

$$T^* = \frac{Q_n^{1p}}{J_{ru}} S_{ru} \qquad (3.68)$$

При этом нужно иметь в вицу, что формула была выведена для тонкостенной конструкции, изготовленной из одного материала, подчиняющегося закону Гука. Поэтому, чтобы пользоваться этой формулой при определении касательных напряжений в сечении крыла, нужно момент

инерции и статический момент вычислять не для истинного, а для редуцированного сечения.

Следовательно, расчету касательных напряжений должен предшествовать расчет нормальных напряжений, из которого находятся редуцированные сечения элементов крыла.

При определении момента инерция J_{ru} и статического момента S_{ru} обшивка также, как и при определении нормальных напряжений, приводится к продольному набору.

Реальное сечение заменяется рядом сосредоточенных площадей F_{ri}. В этом случае статический момент S_{ru} будет равен:

$$S_{ru} = \sum F_{ri}\, V_i \tag{3.69}$$

здесь V_i - расстояние от оси U до центра тяжести редуцированной площади соответствующего элемента продольного набора.

Тогда

$$T^* = \frac{Q_n^{1p}}{J_{ru}} \sum F_{ri}\, V_i \tag{3.70}$$

Суммирование проводится от начале отсчета и до участка, где отыскиваются касательные усилия.

Эпюра T^* будет иметь ступенчатый характер, причем на участках между двумя соседними элементами продольного набора $T^* = const$ (рис. 3.28).

Интегралы (3.66) вычисляются по контурам *abcdegha*, *bcdeghb*, *cdegc*, в пределах которых величины $\bar{T}_j$ отличны от нуля и равны единице. Имея это в виду, умножим выражение (3.67) на $\bar{T}_1, \bar{T}_2, \bar{T}_3 = 1$ и подставим результат в выражение (3.66). При этом получим

$$\frac{1}{\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3} \oint_{abcdegha} \frac{\bar{T}_1}{G\delta} (T^* + \bar{T}_1 X_1 + \bar{T}_2 X_2 + \bar{T}_3 X_3) dS = 0,$$

$$\frac{1}{\Omega_2 + \Omega_3} \oint_{bcdeghb} \frac{\bar{T}_2}{G\delta} (T^* + \bar{T}_1 X_1 + \bar{T}_2 X_2 + \bar{T}_3 X_3) dS = 0,$$

$$\frac{1}{\Omega_3}\oint_{cdegc}\frac{\bar{T}_3}{G\delta}(T^* + \bar{T}_1X_1 + \bar{T}_2X_2 + \bar{T}_3X_3)dS = 0,$$

Или

$$\oint_e \frac{\bar{T}_e}{G\delta}\left(T^* + \sum \bar{T}_jX_j\right)dS = 0.$$

После преобразования получим

$$\oint \frac{T^*\bar{T}_e}{G\delta}dS + \sum_{j=1}^{n} X_j \oint \frac{\bar{T}_e\bar{T}_j}{G\delta}dS = 0. \qquad (3.71)$$

Эту систему уравнений можно переписать в виде

$$\Delta_{lo} + \sum_{j=1}^{n}\delta_{ej}X_j = 0, \quad (l = 1, 2, \dots, n). \qquad (3.72)$$

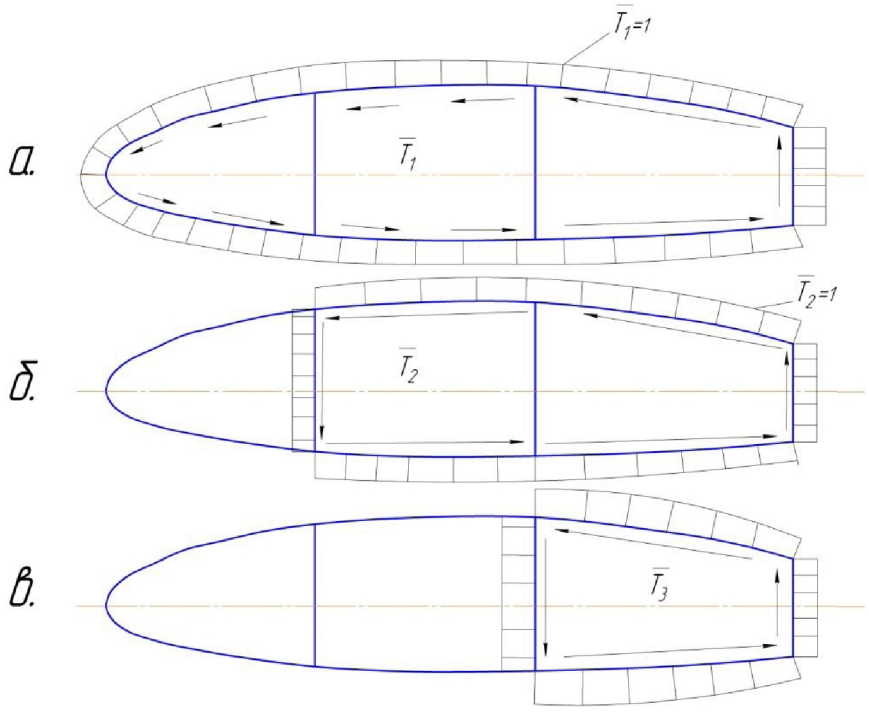


Рис. 3.27 Эпюры вспомогательных функций

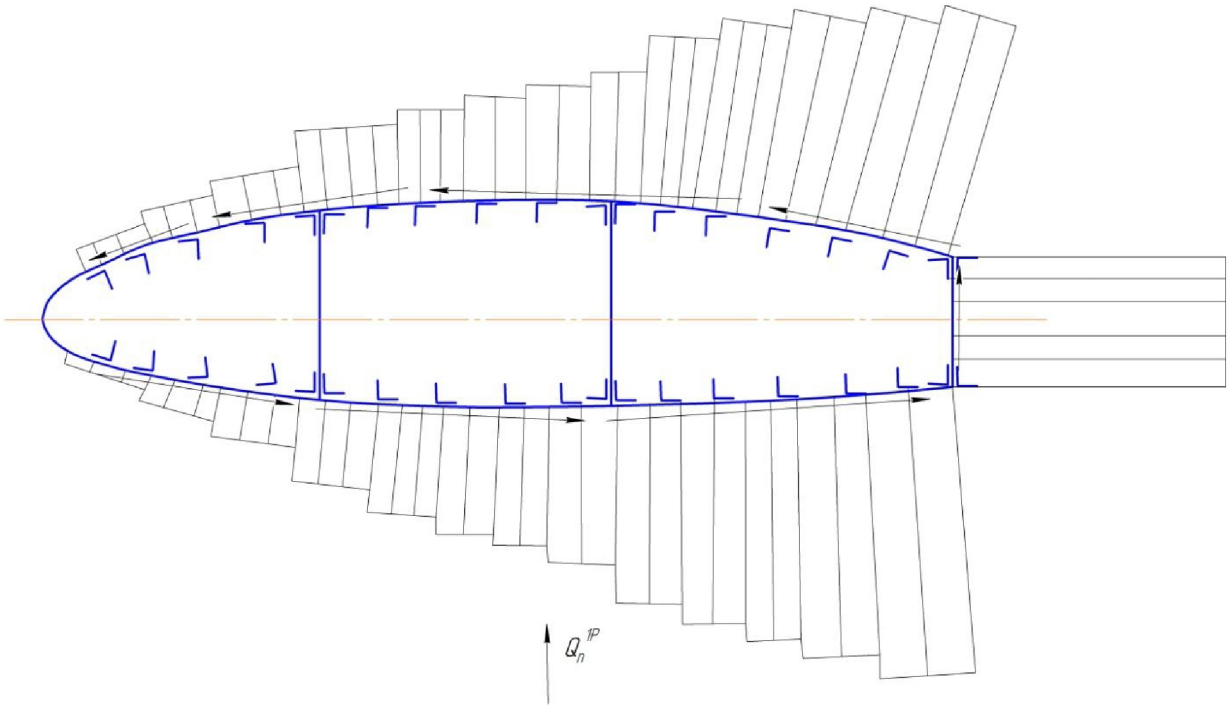


Рис. 3.28 Эпюра погонных касательных сил $T^*_{i,i+1}$

Здесь

$$\Delta_{lo} = \oint \frac{T^* \bar{T}_e}{G\delta} dS, \tag{3.73}$$

$$\delta_{ej} = \oint \frac{\bar{T}_e \bar{T}_j}{G\delta} dS. \tag{3.74}$$

При вычислении коэффициентов (3.73) и (3.74) необходимо иметь в вицу следующее.

Модуль сдвига G элементов крыла меньше модуля сдвига материала, из которого они изготовлены. На величину модуля сдвига влияет целый ряд факторов. Он зависит, в частности, от кривизны обшивки (уменьшается с увеличением кривизны), от толщины обшивки δ, от размеров подкрепляющей клетки (т.е. от расстояний между стритерами и первюрами). Кроме того, модуль сдвига значительно уменьшается, если наряду со сдвигающими усилиями на панель действуют усилия сжимающие.

Осредненные значения модуля сдвига различных участков обшивки крыла, выполненных из дуралюмина с $G = 2{,}62 \cdot 10^5 \text{кг/см}^2$ при нагрузках, близких к разрушающим, приведены на схеме. При практических расчетах

удобно привести сечение к одному модулю сдвига G_o. Для определения коэффициентов канонических уравнений необходимо знать величину $G\delta$.

Умножим и разделим это произведение на G_o:

$$G\delta = G_o\delta\frac{G}{G_o} = G_o\delta_r \tag{3.75}$$

Назовем $\varphi = \frac{G}{G_o}$ - редукционным коэффициентом обшивки при сдвиге.

Произведение $\varphi\delta = \delta_r$ представляет собой редуцированную толщину обшивки при ее работе на сдвиг.

Обычно принимают $G_o = 1 \cdot 10^5 кг/см^2$. Значения φ для различных участков сечения крыла приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 Значение редукционных коэффициентов обшивки при сдвиге.

Участок	a-b	b-c	c-d	e-g	g-h	h-a	b-h	c-g	d-e
φ	0,8	1,2	1,0	1,3	1,8	1,3	2,9	2,9	2,9

В коэффициенты канонических уравнений вместо $G\delta$ следует теперь подставлять $G_o\delta_r$.

Множитель $\frac{1}{G_o}$, как величина постоянная, может быть вынесен за знак интегралов (3.73), (3.74) и опущен ввиду однородности уравнений (3.72). Тогда

$$\Delta_{lo} = \oint \frac{T^*\bar{T}_e}{\delta_r} dS, \tag{3.76}$$

$$\delta_{ej} = \oint \frac{\bar{T}_e\bar{T}_j}{\delta_r} dS. \tag{3.77}$$

Следует иметь в виду, что при вычислении величины $\delta_r = \varphi\delta$ следует учитывать возможность работы элементов стрингера на сдвиг. При наличии двухрядных заклепочных швов (рис. 3.29б и в) часть стрингера между заклепками включается в работу на сдвиг. Для случая однорядного шве (рис. 3.29а) $\delta = \delta_{об}$. При двухрядных швов (рис. 3.29б и в) имеем:

$$\delta = \delta_{об} + \frac{b}{\sum \frac{\Delta l_i}{\delta_i}} \tag{3.78}$$

Здесь Δl_i и δ_i - длина и толщина участка стрингера, работающего на сдвиг.

Для случая, представленного на рис. 3.29в $\Delta l_i = b$, $\delta_i = \delta_c$. Тогда $\delta = \delta_{об} + \delta_c$.

При практических вычислениях коэффициентов системы уравнений интеграл по контуру можно заменить суммой интегралов по участкам, причем за границы участков можно принять элементы продольного набора. Тогда T^*, $\bar{T}_e$, $\bar{T}_j$, δ_r как величины постоянные на участке выйдут за знак интеграла.

Интеграл же $\int_i^{i+1} dS = b_{i,i+1}$, т.е. численно равен расстоянию между соседними стрингерами.

Учитывая, что $\bar{T}_e = 1$, $\bar{T}_j = 1$, получим следующие выражения для вычисления коэффициентов канонических уравнений:

$$\Delta_{lo} = \oint \frac{T^* \bar{T}_e}{\delta_r} dS = \sum \frac{T^*_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} \int_i^{i+1} dS = \sum T^*_{i,i+1} \bar{T}_e \frac{b_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} \tag{3.79}$$

Суммирование здесь ведется по участкам, где одновременно T^* и $\bar{T}_l$ не равны нулю, т.е. $T^* \neq 0$ и $\bar{T}_l \neq 0$.

Для вычисления коэффициентов имеем

$$\delta_{lj} = \sum \bar{T}_e \bar{T}_j \frac{b_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} \tag{3.80}$$

Суммирование проводится здесь по участкам, где $\bar{T}_l \neq 0$ и $\bar{T}_j \neq 0$ одновременно.

Решив систему уравнений (3.72) найдем X_j и определим погонные касательные усилия в любой точке контура сечения по формуле (3.67). Примерный вид эпюры $T_{изг}$ дан на рис. 3.30.

Если задача решена правильно, то от суммарного потока касательных усилий $T_{i,i+1}$ угол закручивания любого контура должен быть равен нулю. Отсюда следует, что

$$\sum T_{i,i+1}\bar{T}\frac{b_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} = 0 \qquad (3.80)$$

Суммирование можно проводить по любому из замкнутых контуров.

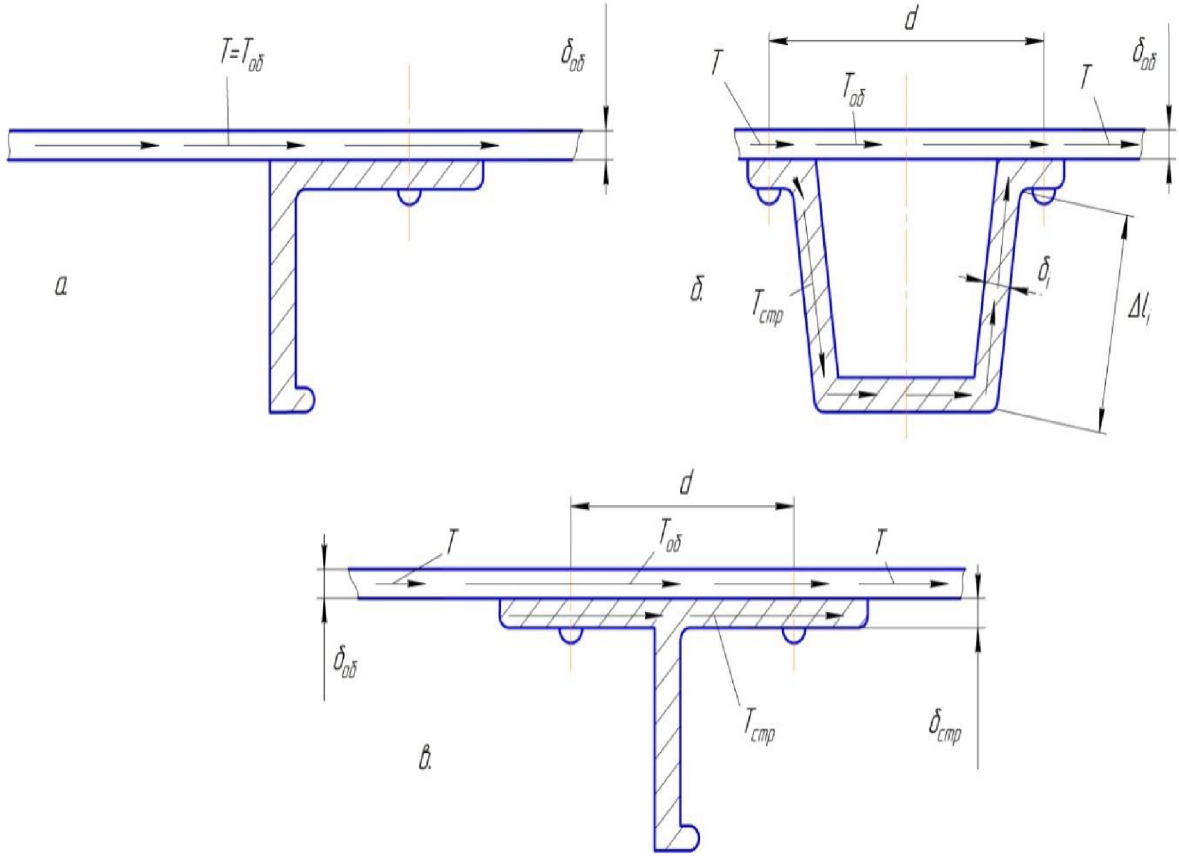


Рис. 3.29 К определению величины δ

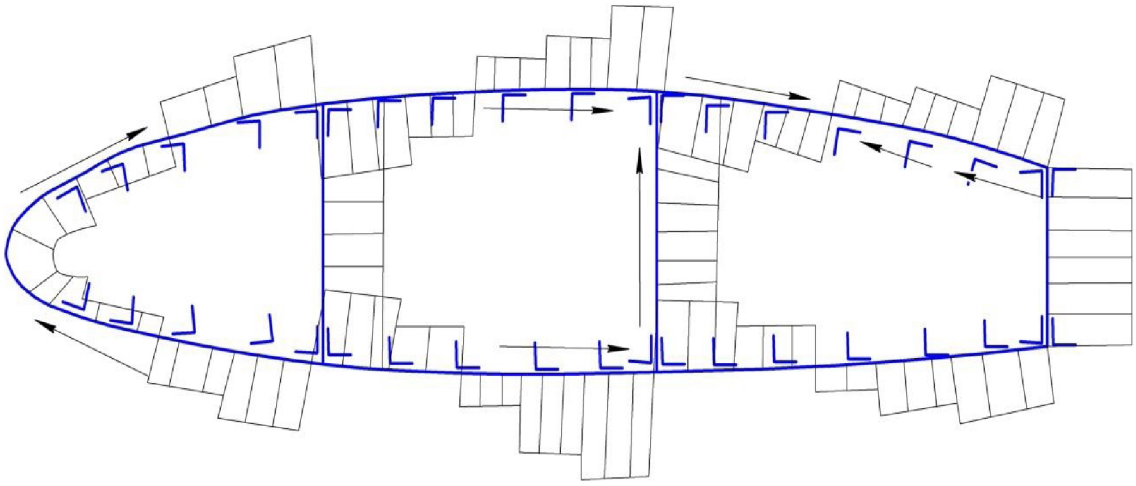


Рис. 3.30 Эпюра погонных касательных сил сдвига $T_{изг}$ при простом изгибе крыла

3.3.5. Определение координат центра жесткости сечения крыла

Центр жесткости сечения - точка, через которую проходит равнодействующая всех внутренних касательных сил в сечении при простом изгибе крыла.

Равнодействующая всех касательных сил равна при простом изгибе крыла перерезывающей силе Q_n^p.

Точку ее приложения найдем, полагая на основании теоремы Вариньона, что момент равнодействующей относительно произвольно выбранного полюса равен сумме моментов составляющих сил относительно того же полюса

$$Q_n^p U_{\text{ж}} = \oint T\,\rho dS \qquad (3.82)$$

где $U_{\text{ж}}$ - расстояние от линии действия Q_n^p до произвольно выбранного полюса, взятого в качестве центра моментов (рис.3.31),

T - погонные касательные силы в сечении при простом изгибе крыла,

ρ - длина перпендикуляра, опущенного из центра моментов на направление действия погонных касательных сил T.

Выше погонные касательные силы T при простом изгибе мы определяли с учетом конусности крыла.

В этом случае равнодействующая всех касательных сил равна перерезывающей силе с учетом конусности Q_n^{1p}.

При вычислении интеграла $\oint T\,\rho dS$ разбиваем сечение на участки так же, как это делалось при определении усилий T.

За границы участков принимаем центры тяжести редуцированных сечений элементов продольного набора. В пределах каждого участка $T=const$. Будем считать, что на каждом участке погонные касательные силы T действуют не по контуру, в по прямой, соединяющей центры тяжести редуцированных элементов, ограничивающих участок. Тогда положение центра тяжести сечения по оси U будет определяться из следующего равенства:

$$Q_n^{1p} U_ж = \sum T_{i,i+1}\, b_{i,i+1} \rho_{i,i+1} \qquad (3.83)$$

Однако, и в таком виде формулой пользоваться трудно. Выразим b и ρ через декартовы координаты центров тяжести редуцированных элементов и их приращения. При этом за полюс удобно принять центр тяжести редуцированного сечения крыла (рис.3.32).

Момент силы $T_{i,i+1} b_{i,i+1}$ относительно точки ρ равен сумме моментов от горизонтальной и вертикальной составляющих:

$$T_{i,i+1} b_{i,i+1} \rho_{i,i+1} = T_{i,i+1} b_{i,i+1} (V_i cos\alpha_i + U_i sin\alpha_i) \qquad (3.84)$$

Из схемы, представленной на рис. 3.30, видно, что

$$b_{i,i+1} cos\alpha_i = U_{i+1} - U_i = \Delta U_{i,i+1},$$
$$b_{i,i+1} sin\alpha_i = -(V_{i+1} - V_i) = -\Delta V_{i,i+1}. \qquad (3.85)$$

Таким образом

$$Q_n^{1p} U_ж = \sum T_{i,i+1} \left(V_i \Delta U_{i,i+1} - U_i \Delta V_{i,i+1}\right).$$

Откуда

$$U_ж = \frac{1}{Q_n^{1p}} \sum T_{i,i+1} \left(V_i \Delta U_{i,i+1} - U_i \Delta V_{i,i+1}\right). \qquad (3.86)$$

В том случае, когда необходимо более точно определить положение центра жесткости сечения крыла с учетом сходимости элементов, помимо моментов от касательных усилий, необходимо учесть моменты от нормальных усилий (рис. 3.33).

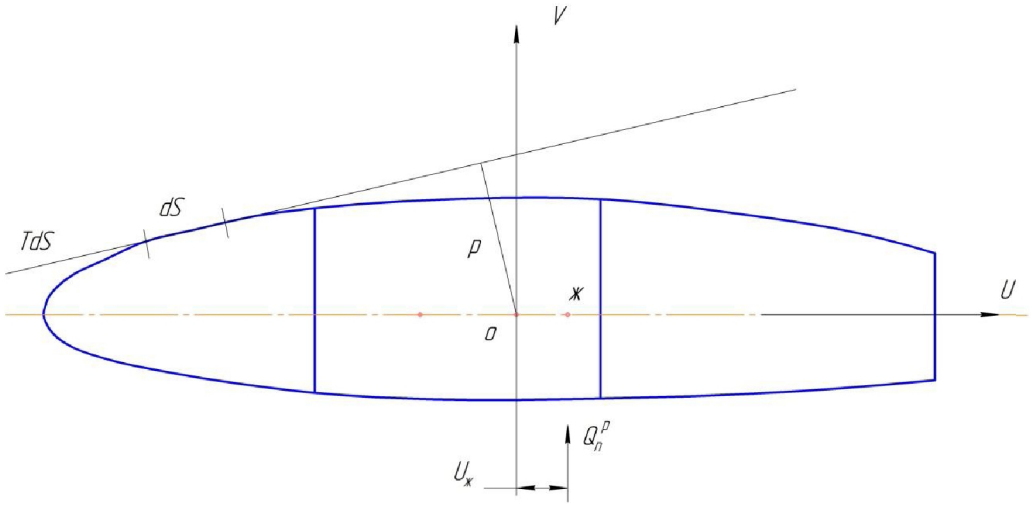


Рис. 3.31 Положение центра жесткости в сечении крыла

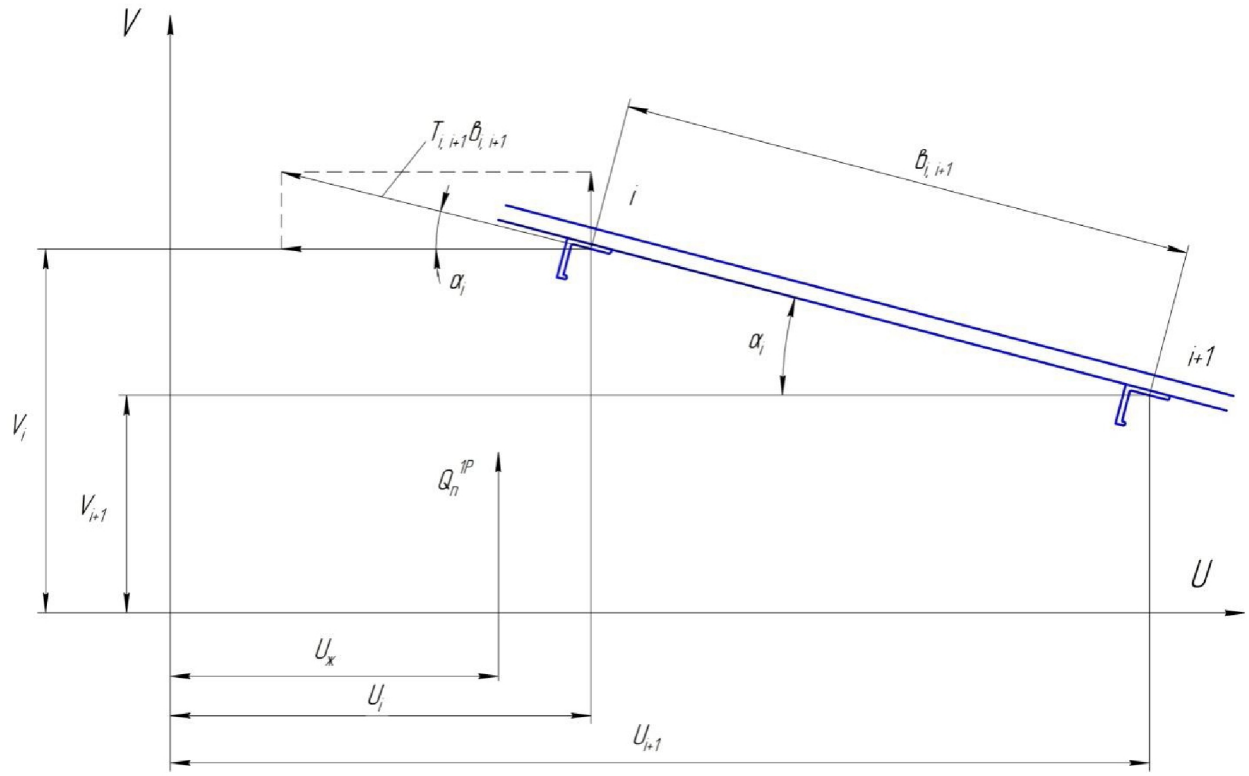


Рис. 3.32 К определению положения центра жесткости сечения крыла

Момент от составляющих осевой силы N_i будет равен

$$\Delta M_i^{(N)} = N_{iv}U_i - N_{iu}V_i, \tag{3.87}$$

здесь

$$N_{vi} = N_i sin\gamma_i = -N_i\gamma_i,$$
$$N_{ui} = N_i sin\beta_i = -N_i\beta_i.$$

В приведенной системе координат углы β_i и γ_i отрицательны.

Итак,

$$\Delta M_i^{(N)} = \sigma_{ni}F_{ni}(V_i\beta_i - U_i\gamma_i). \tag{3.88}$$

Моменты от составляющих касательных сил, как было выведено выше, равны

$$\Delta M_i^{(T)} = T_{i,i+1}\left(V_i\Delta U_{i,i+1} - U_i\Delta V_{i,i+1}\right). \tag{3.89}$$

Положение центра жесткости сечения определится из выражения:

$$Q_n^p U_ж = \sum\left[\Delta M_i^{(N)} + \Delta M_i^{(T)}\right]. \tag{3.90}$$

Подставив в это выражение значения моментов (3.88) и (3.89) получим:

$$U_ж = \frac{1}{Q_n^p}\left[\sum \sigma_{ni}F_{ni}(V_i\beta_i - U_i\gamma_i) + \sum T_{i,i+1}\left(V_i\Delta U_{i,i+1} - U_i\Delta V_{i,i+1}\right)\right] \tag{3.90a}$$

Здесь Q_n^p - значение полной перерезывающей силы для расчетного сечения крыла.

Положение центра жесткости по высоте сечения можно приближенно принять на половине высоты сечения. Исключение составляют сечения с вырезами в обшивке. В этом случае положение центра жесткости по высоте нужно определять по методике, рассмотренной выше.

3.3.6. Определение крутящего момента относительно центра жесткости сечения

Крутящий момент относительно центра тяжести сечения возникает от составляющей погонной воздушной нагрузки $q_{n\text{в}}^p$, от составляющей массовых сил крыла $q_{n\text{к}}^p$ и от массовых сил агрегатов P_{ni}^p, расположенных в крыле. Воздушные нагрузки прикладывают по линии, соединяющей центры давлений сечений, массовые силы крыла - по линии, соединяющей центры масс сечений крыла (рис. 3.34а).

Центр масс крыла по статистическим данным, можно принять расположенным на расстоянии

$$\text{Ц}_\text{м} = (0{,}45 \div 0{,}50)b(Z)$$

Погонный крутящий момент в любом сечении относительно центра жесткости определяется, как видно из рис. 3.34б, следующим образом:

$$m_z^p = q_{n\text{в}}^p\left(U_\text{ж} - U_\text{д}\right) + q_{n\text{к}}^p(U_\text{м} - U_\text{ж}). \qquad (3.91)$$

Массовые силы агрегатов, расположенных в криле, дают сосредоточенный момент, относительно центра жесткости сечения, равный:

$$\Delta M_i^p = P_{nj}^p\left(U_j - U_\text{ж}\right), \qquad (3.92)$$

где U_j - расстояние от носка до центра масс агрегата.

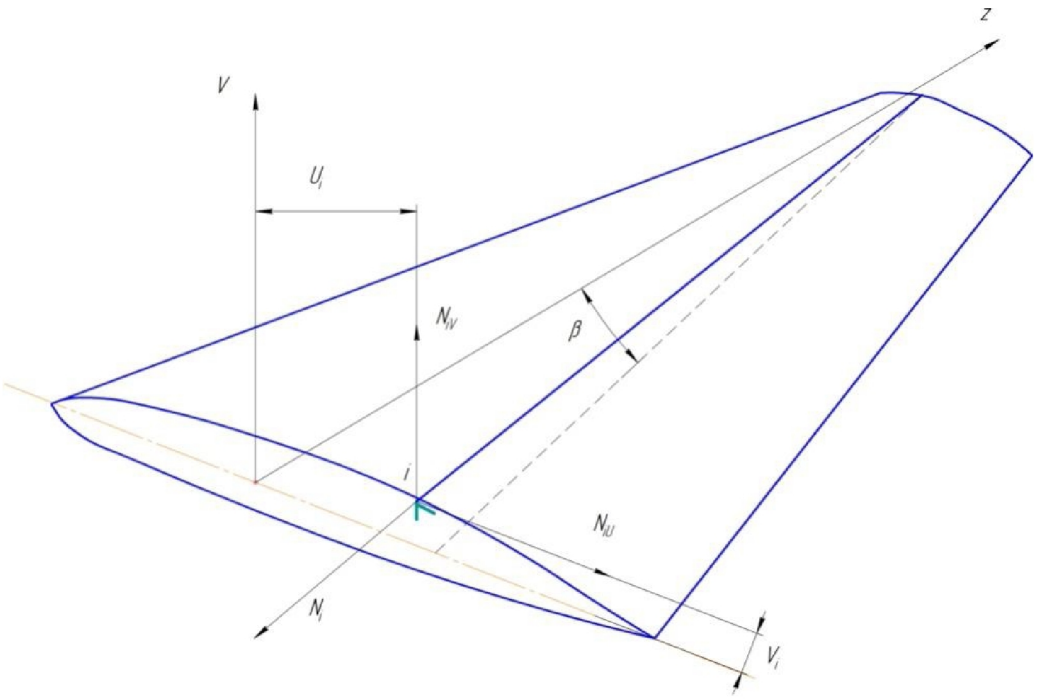


Рис. 3.33 К учету сходимости продольных элементов конструкции крыла при определении положения центра жесткости сечения.

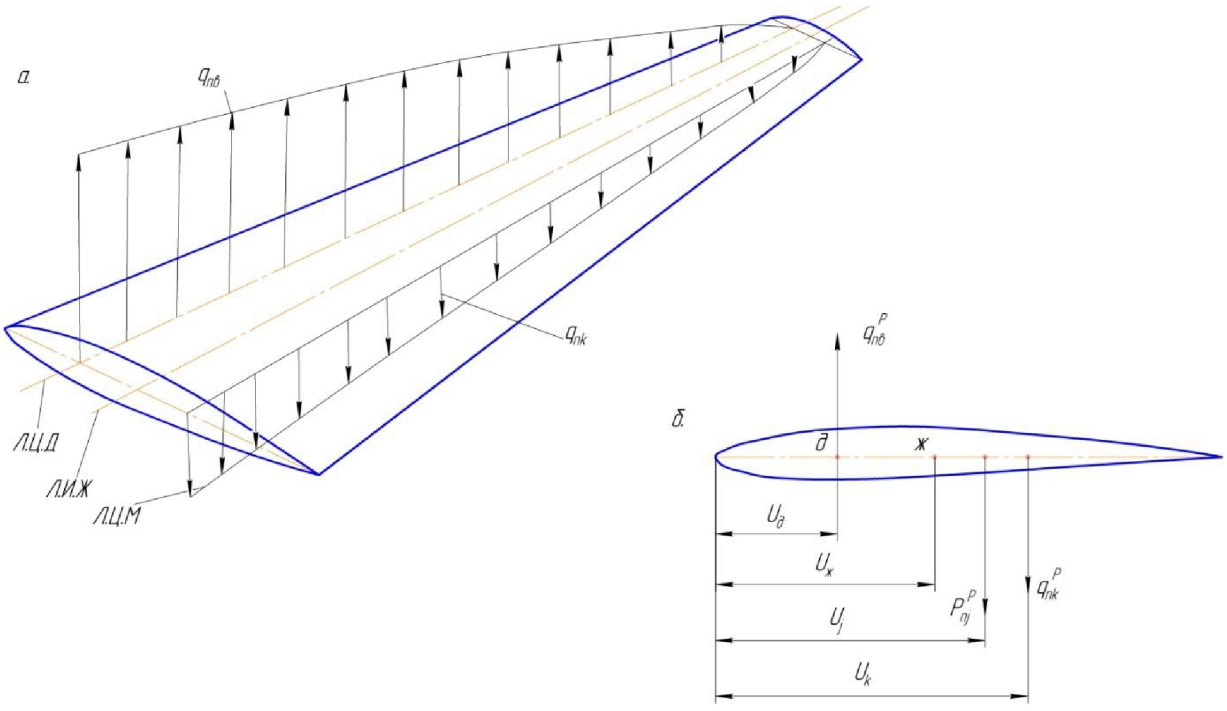


Рис. 3.34 К определению величины крутящих моментов крыла относительно линии центров жесткости

Интегрируя эпюру m_z^p и учитывая сосредоточенные моменты от массовых сил агрегатов, получим крутящий момент относительно центра жесткости

$$M_z^p = \int_{l/2}^{Z} m_z^p \, dZ + \sum \Delta M_j^p$$

Примерный вид эпюр показан на рис. 3.35. На этой схеме пунктирной линией изображен крутящий момент без учета массовых сил агрегатов.

Таким образом определяются значения крутящих моментов для случая, когда линия центров жесткости - прямая. Рассмотрим случай, когда ось жесткости будет криволинейной. Но в том сечении, где необходимо определить величину крутящего момента положение центра жесткости известно. В этом случае поступают следующим образом. Все силы переносятся на произвольную ось I-I, перпендикулярную оси самолета (рис. 3.36а). В этом случае в каждом сечении на ось I-I будут перенесены погонный крутящий момент

$$m_z^p = q_{n\text{в}}^p a - q_{n\text{к}}^p b$$

и погонная нагрузка $q_n^p = q_{n\text{в}}^p - q_{n\text{к}}^p$

Проинтегрировав эпюры m_z^p и q_n^p получим эпюру крутящих моментов относительно оси I-I M_z^p и эпюру перерезывающих сил Q_n^p. От массовых сил агрегатов на ось I-I будут перенесены сосредоточенные крутящие моменты ΔM_{zj}^p и силы P_{nj}^p.

Итак,

$$M_{z_0}^p = \int_{l/2}^{Z} m_z^p \, dZ + \sum \Delta M_{zj}^p$$

Величина крутящего момента относительно центра жесткости в интересующем нас сечении будет найдена на основании рис. 3.36б:

$$M_z^p = M_{z_0}^p - Q_n^p d. \qquad (3.93)$$

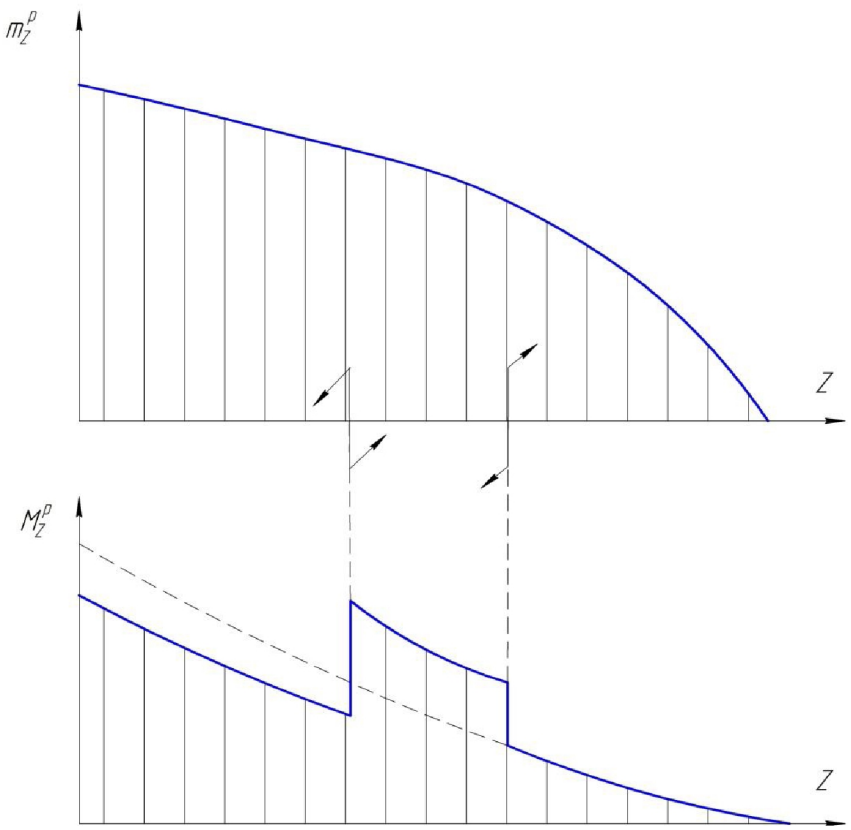


Рис. 3.35 Эпюры крутящих моментов m_z^p и M_z^p для крыла

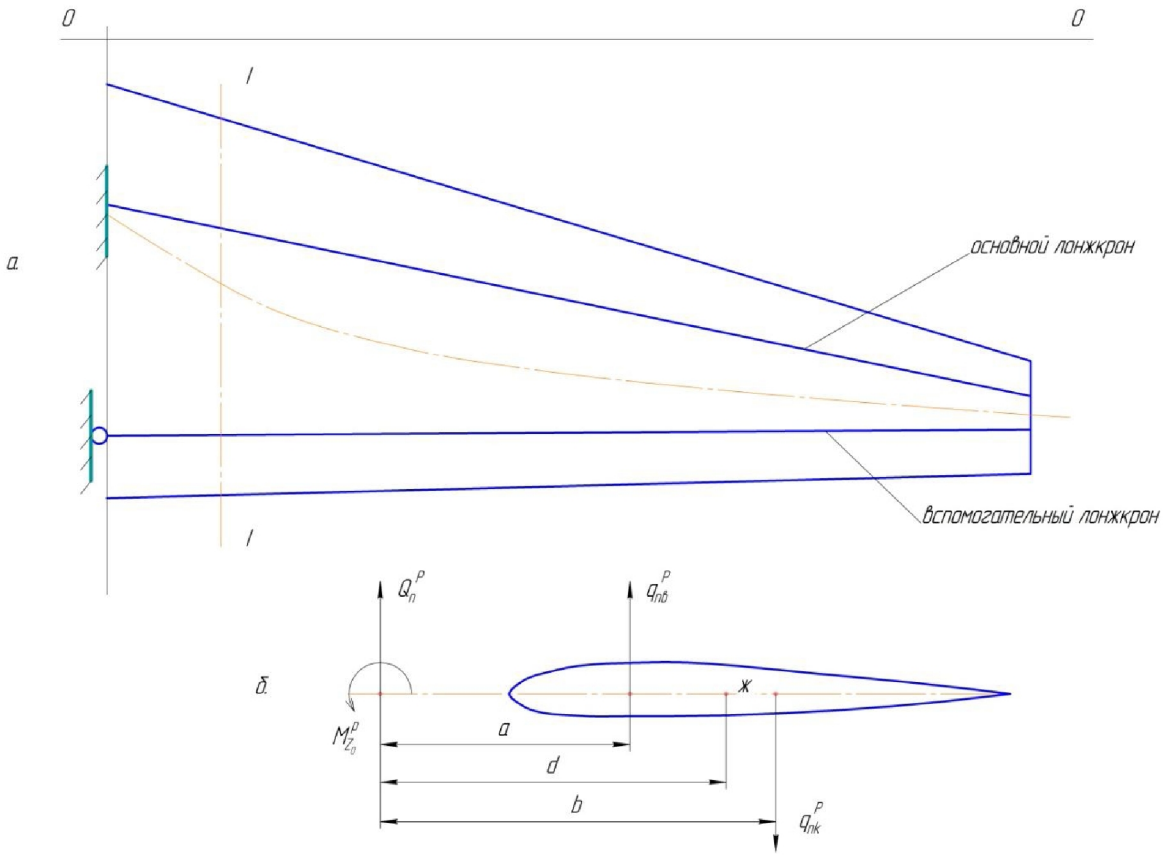


Рис. 3.36 К определению величины крутящего момента в сечении крыла при криволинейном л.ц.ж.

3.3.7. Определение касательных напряжений при свободном кручении крыла

Полагаем, что крыло работает в условиях свободного кручения. Для многозамкнутого контура задача определения касательных напряжений при свободном кручении является статически неопределимой.

Боли в конструкции имеется n замкнутых контуров, то степень статической неопределимости равна (n-1).

Условие совместности деформаций при раскрытии статической неопределимости запишется в виде равенства относительных или погонных углов закручивания

$$\alpha_{\text{к}} = \alpha = const. \tag{3.94}$$

Крутящий момент M_z^p в сечении вызывает замкнутые потоки касательных сил T (рис. 3.37). На стенках лонжеронов эти потоки алгебраически суммируются. Известно, что для однозамкнутого контура угол закручивания равен

$$\alpha = \frac{1}{\Omega}\oint \frac{T}{G\delta} dS. \tag{3.95}$$

Если привести модуль сдвига отдельных элементов сечения к одному модулю G_0, получим

$$\alpha = \frac{1}{\Omega G_0}\oint \frac{T}{\delta_r} dS. \tag{3.96}$$

Дня контура К равенство (3.96) запишется в виде:

$$\alpha G_0 \Omega_{\text{к}} = -T_{\text{к}-1}\int\limits_{\text{к}-1,\text{к}} \frac{dS}{\delta_r} + T_{\text{к}}\oint_{\text{к}} \frac{dS}{\delta_r} - T_{\text{к}+1}\int\limits_{\text{к},\text{к}+1} \frac{dS}{\delta_r}. \tag{3.97}$$

Второй интеграл берется по всему контуру К, первый и третий интегралы - по стенкам между смежными контурами.

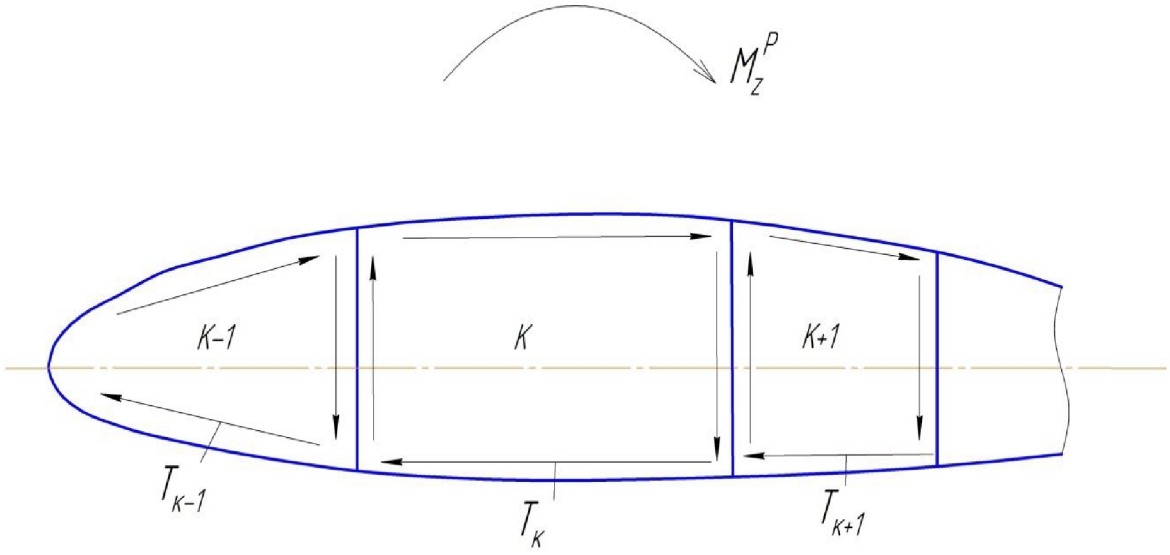


Рис. 3.37 Погонные касательные силы сдвига в обшивке и стенках лонжеронов при кручении.

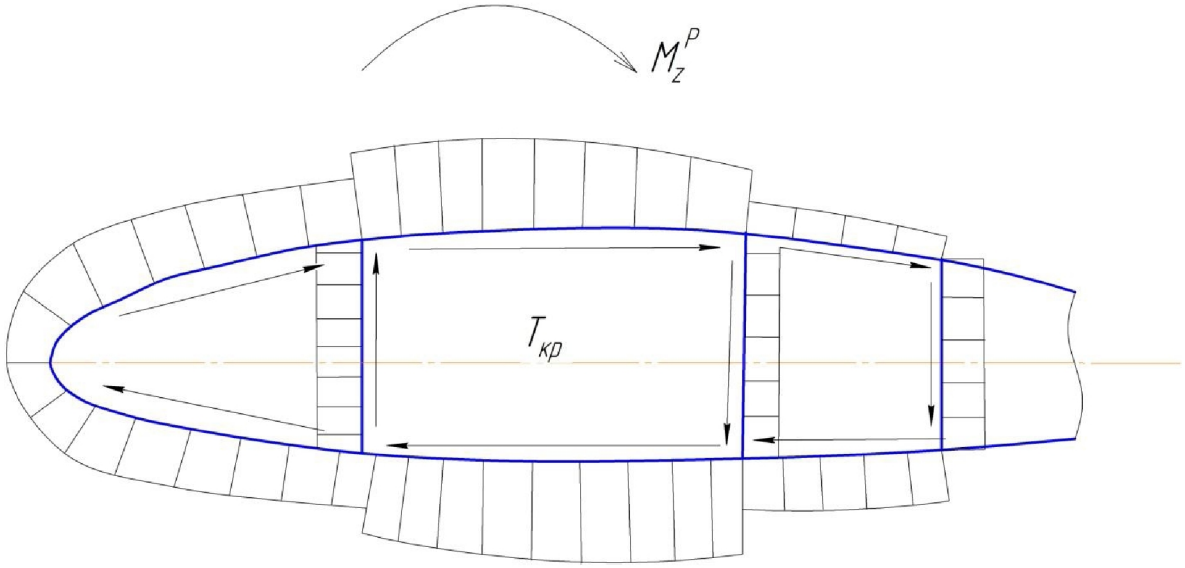


Рис. 3.38 Эпюра погонных касательных сил сдвига при свободном кручении крыла

Для определения неизвестных усилий $T_к$ к системе уравнений (3.97) необходимо добавить уравнение равновесия:

$$M_z^p = \sum_{к=1}^{n} \oint_к T_к \rho dS = \sum_{к=1}^{n} T_к \oint_к \rho dS \qquad (3.98)$$

При практических расчетах интегралы вычисляются по участкам, причем за границы участков принимается центры тяжести элементов продольного набора:

$$\oint \frac{dS}{\delta_r} = \sum \int_i^{i+1} \frac{dS}{\delta_r} = \sum \frac{b_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} \qquad (3.99)$$

Итак, для определения погонных касательных усилий сил Т имеется система уравнений совместимости деформаций и равновесия:

$$\alpha \Omega_{\text{к}} G_0 = -T_{\text{к}-1} \frac{H_{\text{к}-1,\text{к}}}{\delta_{r_{\text{к}-1,\text{к}}}} + T_{\text{к}} \sum \frac{b_{i,i+1}}{\delta_{r_{i,i+1}}} - T_{\text{к}-1} \frac{H_{\text{к},\text{к}+1}}{\delta_{r_{\text{к},\text{к}+1}}}, \qquad (3.97\text{а})$$

$$M_z^p = \sum_{\text{к}=1}^{n} T_{\text{к}} \Omega_{\text{к}} \qquad (3.98\text{а})$$

Здесь $b_{i,i+1}$ - расстояние между центрами тяжести в соседних стритеров по контуру обшивки. Эпюра погонных касательных сил сдвига при свободном кручении крыла представлена на рис. 3.38.

После определения $T_{\text{к}}$ следует для каждого участка сечения просуммировать погонные касательные силы от изгиба и от кручения:

$$T_{i,i+1} = T_{i,i+1}^{\text{изг}} + T_{i,i+1}^{\text{кр}} \qquad (3.100)$$

3.3.8. Оценка прочности элементов сечения крыла

Прочность сечения крыла будем оценивать, вычисляя для элементов сечения коэффициенты избытка прочности.

Коэффициентом избытка прочности η будем называть отношение разрушающего напряжения для элементов к расчетному напряжению в них. Для элементов, работающих на растяжение-сжатие,

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{разр}}}{\sigma_i}. \qquad (3.101)$$

Для элементов, работающих на сдвиг,

$$\eta = \frac{\tau_{\text{разр}}}{\tau_{i,i+1}}. \qquad (3.102)$$

Для обеспечения достаточной прочности коэффициент избытка прочности не должен быть меньше единицы. Однако и чрезмерно большой коэффициент неприемлем, т.к. крыло будет обладать излишней массой. Для нормально спроектированного крыла η = 1,0 ... 1,15.

Прочность лонжеронного крыла на изгиб обеспечивается, главным образом лонжеронами.

Для растянутого пояса лонжерона за разрушающее напряжение следует принять

$$\sigma_{\text{разр}} = x\sigma_{\text{в}}^{\text{п}}. \tag{3.103}$$

Для сжатого пояса лонжерона разрушающее напряжение равно критическому напряжению местной потери устойчивости, т.е.

$$\sigma_{\text{разр}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{м}}. \tag{3.104}$$

Величина коэффициента x, входящего в выражение (3.103) равна $x = x_1 \cdot x_2 = 0{,}76 \ldots 0{,}95$.

Здесь $x_1 = 0{,}89 \ldots 0{,}96$ - коэффициент, учитывающий, ослабление площади сечения растянутого элемента отверстиями под винты и заклепки;

$x_2 = 0{,}85 \ldots 0{,}95$ - коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений.

Расчетное напряжение для растянутых и сжатых поясов равно

$$\sigma = \sigma_{ri}\varphi_i \tag{3.105}$$

Разрушающее напряжение для панелей обшивки и стенок, работающих на сдвиг, равно критическому напряжению, т.е.

$$\tau_{\text{разр}} = \tau_{\text{кр}} \tag{3.106}$$

Для обшивки, работающей одновременно на сдвиг и сжатие величина критических напряжений $\tau_{\text{кр}}^{(\sigma)}$ будет меньше критических напряжений $\tau_{\text{кр}}$ при чистом сдвиге.

Условия потери устойчивости для этого случая записывайся в виде

$$\frac{\sigma}{\sigma_{\text{кр}}} + \left(\frac{\tau}{\tau_{\text{кр}}}\right)^n = 1, \tag{3.107}$$

откуда

$$\tau = \tau_{\text{кр}}^{(\sigma)} = \tau_{\text{кр}} \sqrt[n]{1 - \frac{\sigma}{\sigma_{\text{кр}}}} \tag{3.108}$$

Здесь n = 1,5 ... 2,0.

Прочность кессонного (моноблочного) крыла на изгиб обеспечивается стрингерами совместно с обшивкой. Коэффициент избытка прочности для растянутых стрингеров:

$$\eta = \frac{x\sigma_{\text{в}}}{\sigma_i}$$

либо

$$\eta = \frac{x_1\sigma_{0,2}}{\sigma_i} \qquad (3.109)$$

здесь σ_i - расчетное значение напряжения в стрингере.

Для сжатого стрингера разрушающее напряжение равно критическому и

$$\eta = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{ri}\varphi_i} \qquad (3.110)$$

Здесь σ_{ri} - напряжение для стрингера в редуцированном сечении,

φ_i - редукционный коэффициент стрингера.

Если стрингер в сжатой зоне теряет устойчивость, то для него $\eta = 1$. Обшивка и стенки лонжеронов кессонного крыла при работе не сдвиг на прочность проверяются так же, как и у крыла лонжеронного типа.

При необходимости проверки прочности обшивки крыла моноблочного типа в сжатой зоне величину критических напряжений следует определять с учетом сдвига. Из выражения (3.107) в этом случае получим

$$\sigma = \sigma_{\text{кр}}^{(\tau)} = \sigma_{\text{кр}}\left[1 - \left(\frac{\tau}{\tau_{\text{кр}}}\right)^n\right]. \qquad (3.111)$$

Величина критических напряжений сжатия обшивки, работающей и на сдвиге, может существенно зависеть от касательных напряжений. Так, при $\tau = 0{,}5\tau_{\text{кр}}$ и n=2 имеем $\sigma_{\text{кр}}^{(\tau)} = 0{,}75\sigma_{\text{кр}}$. Для обшивки, работающей одновременно на растяжение и сдвиг, следует определять приведенные напряжения и сравнивать с разрушающими. На основании третьей теории прочности

$$\sigma_{\text{пр}} = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} \leq \sigma_{\text{разр}} \qquad (3.112)$$

3.3.9. Определение деформаций крыла

Одним из основных требований, предъявляемых к конструкции крыла, наряду с требованием необходимой прочности, является обеспечение достаточной жесткости.

Под действием воздушных и массовых сил крыло деформируется. При этом сечения крыла будут перемещаться. Перемещение каждого сечения крыла можно представить в вице линейного смещения центра жесткости (U, V) и поворота относительно центра жесткости θ (рис. 3.39а, б).

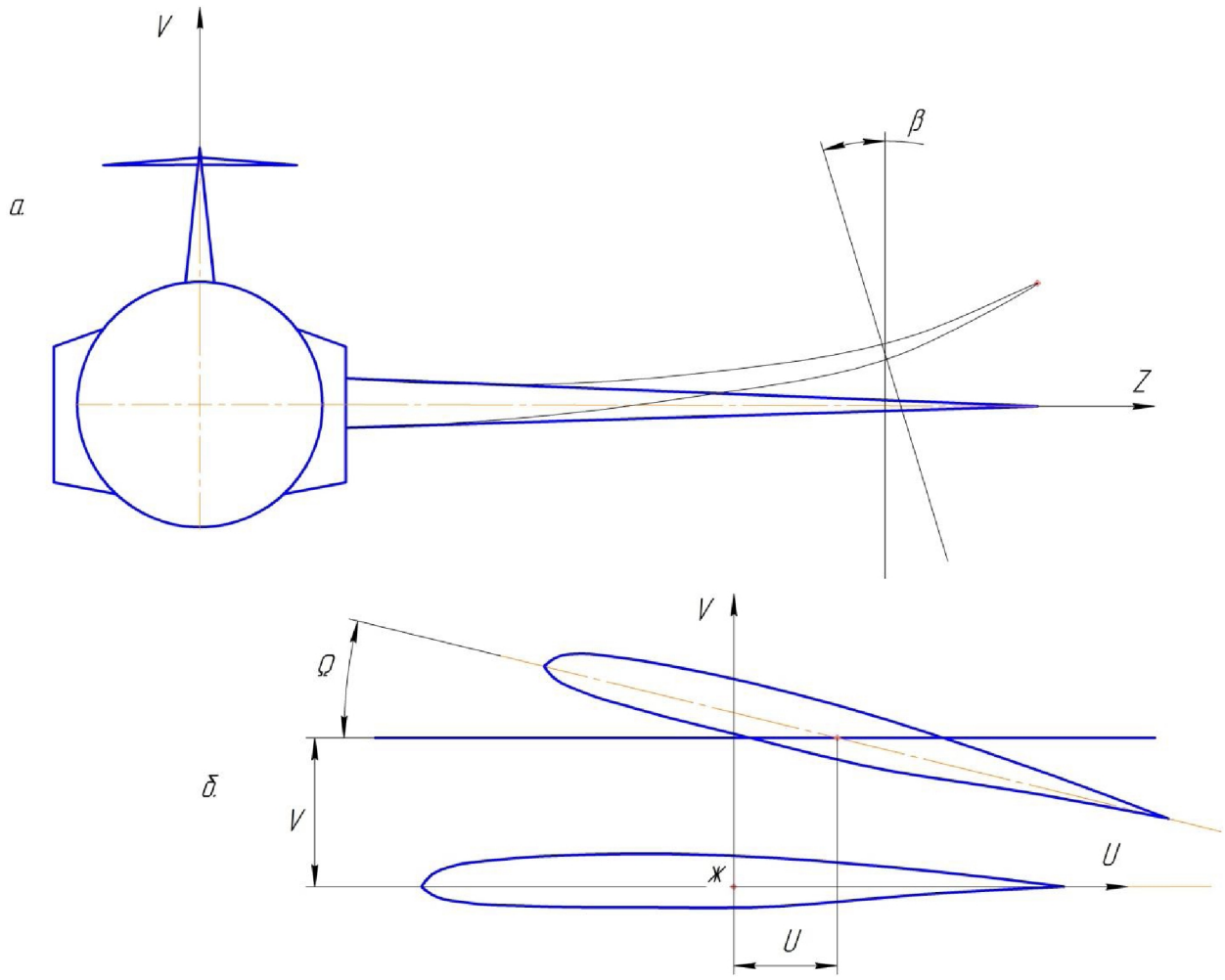


Рис. 3.39 Линейные (U, V) и угловые перемещения (β, θ) при изгибе и кручении крыла.

Линейные смещения центра жесткости вызываются изгибом крыла, а поворот сечения - действием крутящего момента. Влиянием перерезывающей силы на линейные смешения центра жесткости можно пренебречь, как это

делается в сопротивлении материалов при рассмотрении изгиба балки (при $\lambda/\bar{c} > 10$).

Рассмотрим изгиб крыла относительно оси U.

Дня определения вертикального прогиба воспользуемся дифференциальным уравнением упругой линии, рассматривая крыло как консольную балку:

$$\frac{d^2V}{dZ^2} = \pm\frac{M_u^p}{EJ_u}. \tag{3.113}$$

Знак в уравнении зависит от направления оси V. Если ось V направлена вверх, то берется знак плюс.

Так как приведенное выше уравнение действительно для конструкции, изготовленной из одного материала, подчиняющегося закону Гута, то момент инерции следует вычислять не для истинного, а для редуцированного сечения, т.е.

$$\frac{d^2V}{dZ^2} = \frac{M_u^p}{E_oJ_{ru}}. \tag{3.114}$$

Разделим в каждом сечения изгибающий момент M_u^p на изгибную жесткость E_oJ_{ru} и назовем это отношением приведенным моментом $\bar{M}_u^p$.

Определение перемещений сведется к интегрированию дифференциального уравнения

$$\frac{d^2V}{dZ^2} = \bar{M}_u^p, \tag{3.115}$$

которое удобно проводить методом трапеций.

Угол поворота текущего сечения крыла равен:

$$\beta = \frac{dV}{dZ} = \int_0^Z \bar{M}_u^p\, dZ + C_1,$$

постоянная интегрирования определяется из граничных условий. Т.к. в начале координат имеется заделка, то при Z=0 угол поворота сечения $\beta = 0$. Отсюда получается, что $C_1 = 0$.

Для расчета консоль разбивается на ряд интервалов ΔZ_i, при этом (рис. 3.40г).

$$\beta = \sum \int_{i-1}^{i} \bar{M}_u^p \, dZ = \sum \frac{\bar{M}_{u_{i-2}}^p + \bar{M}_{u_i}^p}{2} \Delta Z_i. \qquad (3.116)$$

Суммирование проводится от заделки до рассматриваемого сечения. По результатам расчета строится эпюра β, интегрируя которую получим прогибы V;

$$V = \int_0^z \beta dZ + C_2.$$

Учитывая, что в начале координат (Z=0), т.е. в заделке, V=0. Отсюда получается, что $C_2 = 0$.

Применяя метод трапеций, получим(рис. 3.40д)

$$V = \sum \frac{\beta_{i-1} + \beta_i}{2} \Delta Z_i. \qquad (3.117)$$

Суммирование снова проводится от заделки до рассматриваемого сечения.

Для определения угла закручивания сечений θ относительно оси жесткости вычисляется сначала относительные или погонные углы закручивания α.

Так как угол закручивания сечения равен углу закручивания любого замкнутого контура, то можно воспользоваться для его определения выражением (3.97а), записанным для контура К сечения. Вид эпюры α представлен на рис. 3.40е.

По результатам расчета строится эпюра погонных углов закручивания α. Т.к. $\alpha = \frac{d\theta}{dZ}$, то, зная α, можно получить полные углы закручивания сечений θ из равенства

$$\theta = \int_0^z \alpha \, dz + C_3.$$

С учетом того, что в начале координат сечения неподвижно, $C_3 = 0$. Применяя метод трапеций, можно получить

$$\theta = \sum \frac{\alpha_{i-1} + \alpha_i}{2} \Delta Z_i. \qquad (3.118)$$

Суммирование проводится от начала координат до текущего сечения. Вид эпюр показан на рис. 3.40ж.

Для оценки жесткости крыла необходимо провести сравнение полученных значений перемещений с их предельными значениями, определяемыми в соответствии с Нормами жесткости или тактико-техническими требованиями.

3.3.10 Учет влияния вырезов в обшивке крыла и его заделки при кручении.

Ниже рассматриваются, физическая картина работы элементов конструкции крыла в зоне вырезов в обшивке и его заделки, а также приближенный анализ напряженно-деформированного системы. С целью упрощения расчета будем учитывать лишь межлонжеронную часть силовой схемы крыла.

Более точно задача решается с помощью численных методов конечно-элементного моделирования. Но использование этих методов предполагает знание физической картины работы элементов конструкции в названных зонах крыла.

3.3.10.1 Вырезы в обшивке крыла

Рассмотрим в начале влияние вырезов в обшивке на напряжения и деформации крыла при кручении.

В зависимости от конструктивного оформления и назначения вырезы в крыле бывают различными.

Иногда вырез компенсируется с точки зрения прочности усиленной окантовкой или закрывается силовой крышкой. В этом случае вырезы не оказывают влияния на общую прочность крыла при кручении.

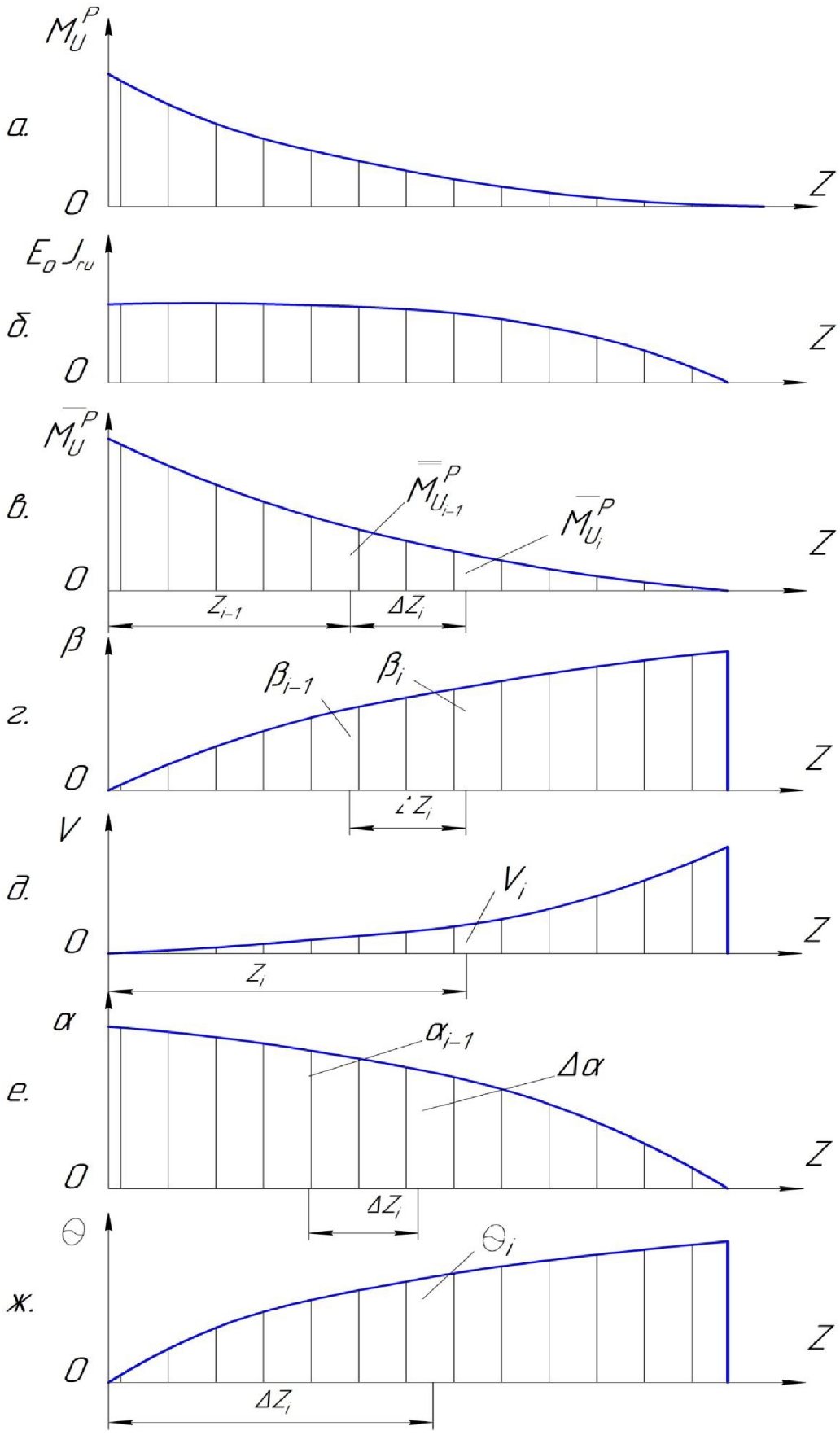


Рис. 3.40 Эпюры изгибающих моментов, линейных (V) и угловых перемещений (β, α, θ)

Поэтому весь расчет на кручение, изложенный выше, остается без изменения, и требуется лишь дополнительно рассчитать местную прочность.

Картина будет другой в случае, когда между лонжеронами имеется большой вырез, например, для уборки шасси (рис. 3.41).

При отсутствии выреза крутящий момент распределяется между тремя контурами.

Если имеется межлонжеронный вырез, то момент этого контура определенный из расчета без учета выреза, может быть воспринят частично примыкающими целыми контурами, но в основном он уравновешивается моментом пары сил Q.

На каждый лонжерон в начале выреза (рис. 3.41б) действует сила

$$Q = \frac{M_z}{B} = \frac{2T_o BH}{B} = 2HT_o \qquad (3.119)$$

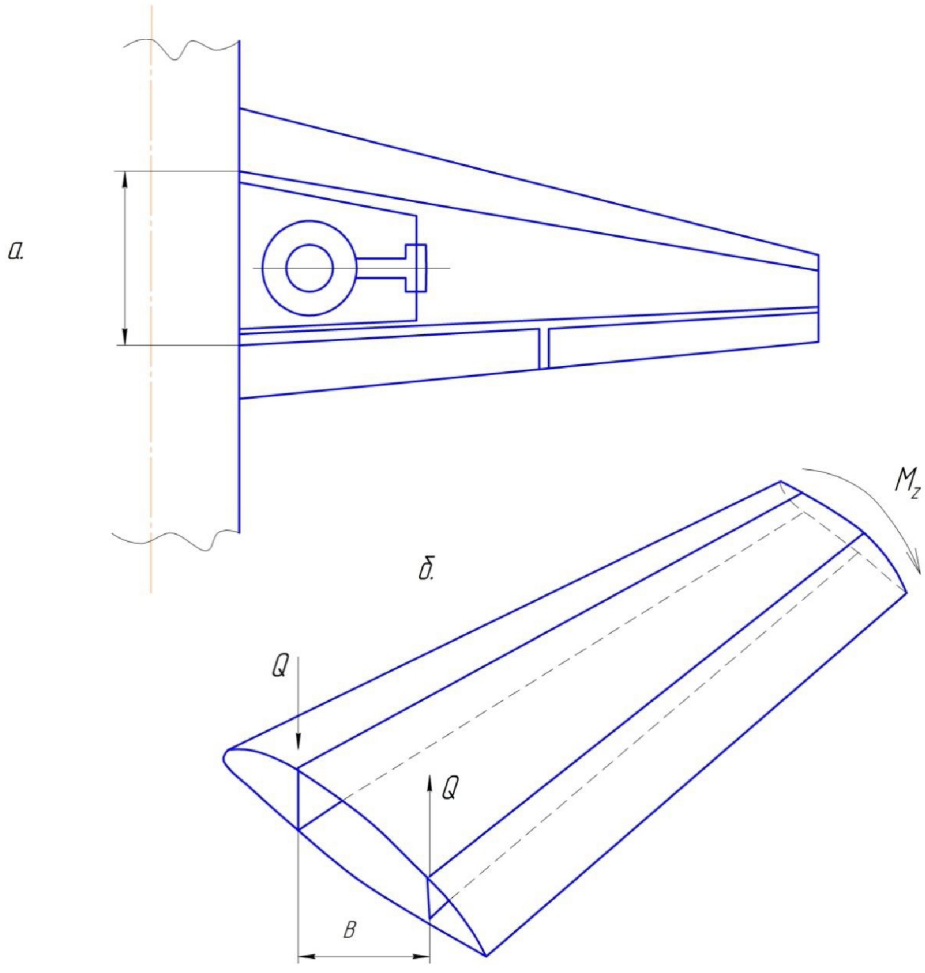


Рис. 3.41 Схема выреза в обшивке крыла

Участки лонжеронов длиной L работают при этом на изгиб как балки, жестко связанные с лонжеронами примыкающих частей крыла. Если жесткости лонжеронов этих частей крыла одинаковы, то с их стороны на лонжероны, принадлежащие участку выреза, будут передаваться одинаковые моменты M_o (рис. 3.42б и в).

В этом случае величина этих моментов может быть найдена из условия равновесия участка лонжерона длиной L:

$$M_o = \frac{QL}{2} = T_o HL \qquad (3.120)$$

В поясах лонжеронов возникают нормальные силы, которые равны

$$N = \frac{M_o}{H} = T_o L \qquad (3.121)$$

Система сил N является самоуравновешенной. Эти силы N, действуя на пояса целой части консоли, они затухают на участке длиной a. При этом в обшивке и в стенках возникают дополнительные погонные касательные усилия, соответственно $T_{\text{об}}^{(N)}$ и $T_{\text{ст}}^{(N)}$.

Для определения этих сил запишем условие равенства нулю моментов этих сил относительно оси Z:

$$T_{\text{об}}^{(N)} BH - T_{\text{ст}}^{(N)} HB = 0, \qquad (3.122)$$

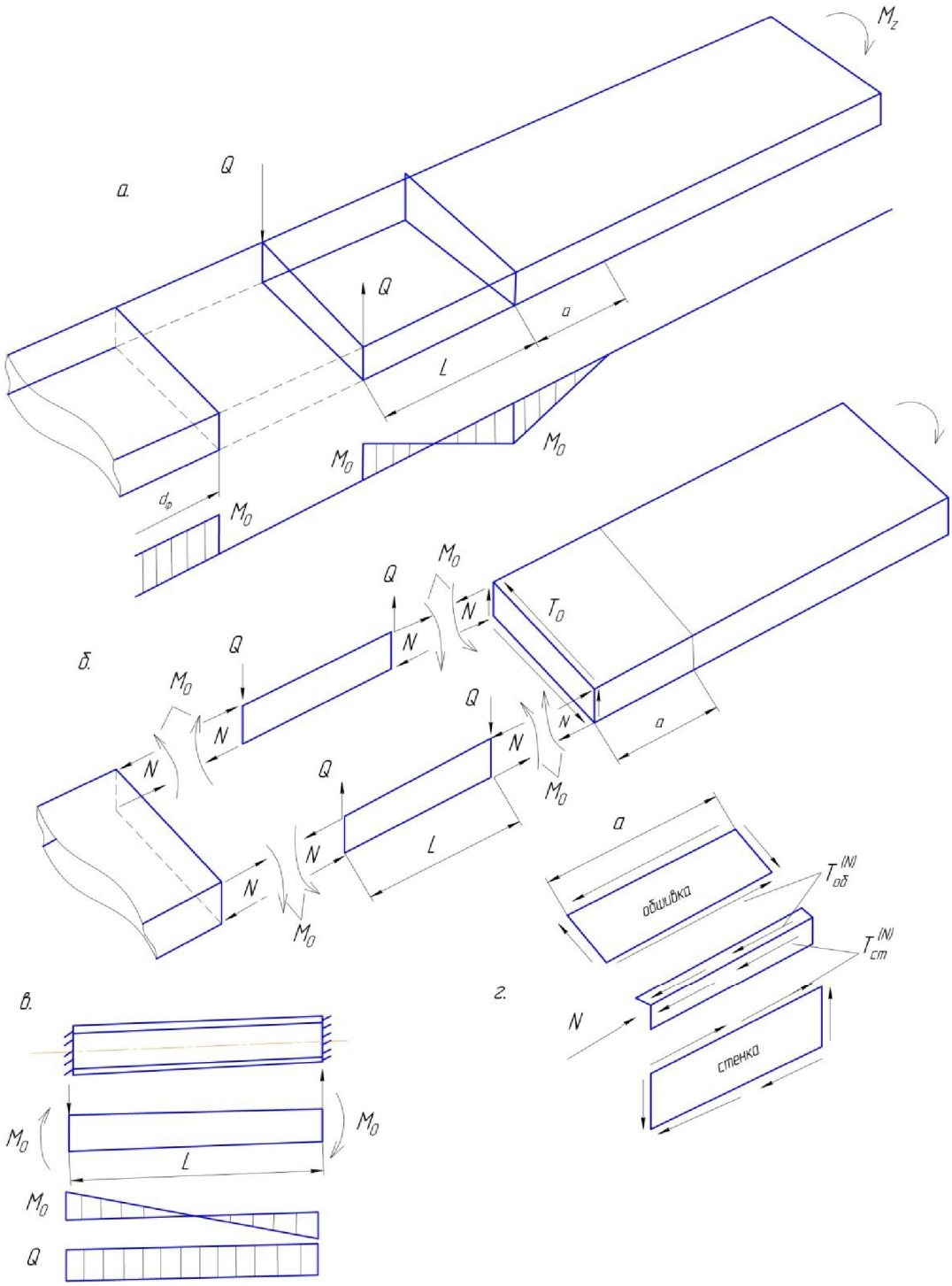


Рис. 3.42 Работа элементов конструкции крыла в зоне выреза при кручении

Откуда

$$T_{\text{об}}^{(N)} = T_{\text{ст}}^{(N)} = T^{(N)} \qquad (3.123)$$

Интенсивность этих сил находится из условия равновесия участка пояса длиной a, нагруженного силой N (рис. 3.42г):

$$T^{(N)} = \frac{1}{2}\frac{N}{a} = \frac{1}{2}\frac{T_o L}{a} \qquad (3.124)$$

Из схемы работы обшивки и стенок, представленной на рис. 3.42б и г видно, что усилия $T^{(N)}$ увеличивают касательные усилия в обшивке и уменьшают – в стенках. Они становятся равными

$$T_{\text{об}} = T_o + T^{(N)},$$
$$T_{\text{ст}} = T_o - T^{(N)}. \qquad (3.125)$$

От сил N в поясах возникают нормальные напряжения, которые необходимо просуммировать с нормальными напряжениями при общем изгибе крыла.

Кроме изменения напряженного состояния вырез влияет и на деформации крыла. Оценим величину угловых деформаций в сечениях крыла на участке с вырезом и вблизи выреза.

На участке с вырезом длиной L относительный угол на расстоянии Z от края выреза сложится из двух частей: за счет деформации лонжерона при изгибе от нормальных напряжений α_σи вследствие деформации сдвига от касательных напряжений α_τ:

$$\alpha = \alpha_\sigma + \alpha_\tau \qquad (3.126)$$

При определении α_σ и α_τ будем считать жесткости изгиба и сдвига для обоих лонжеронов одинаковыми и равными их среднему значению.

Величину относительного угла α_σ за счет изгиба лонжеронов можно определить как:

$$\alpha_\sigma = \frac{d\varphi}{dZ} = \frac{2}{B}\frac{dy}{dZ} \qquad (3.127)$$

здесь φ – полный угол закручивания,

y – вертикальное перемещение при изгибе лонжеронов (рис. 3.43)

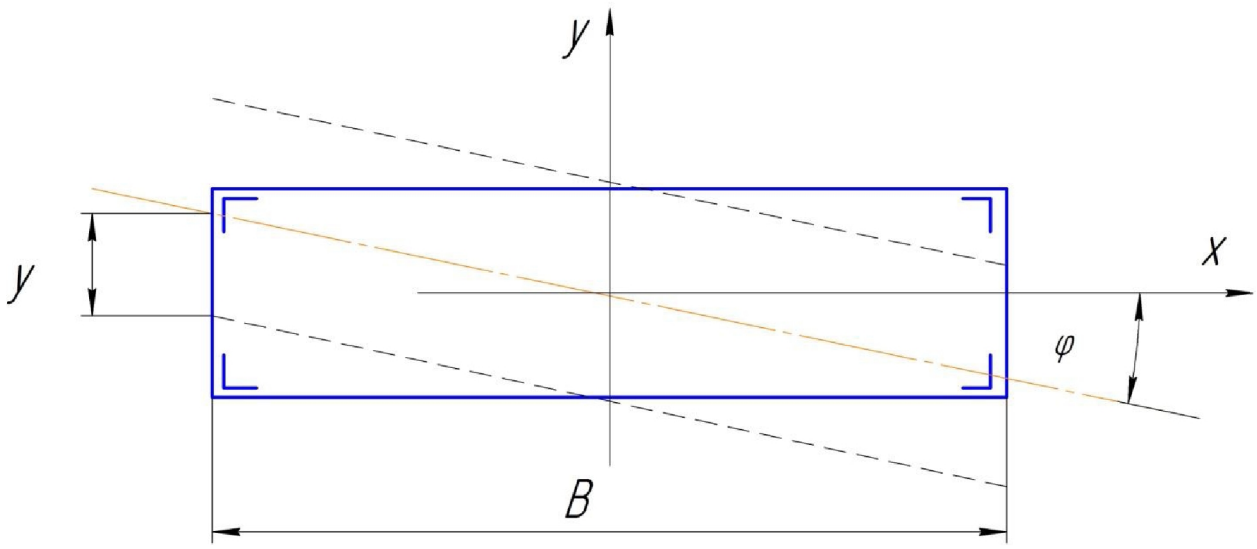


Рис. 3.43 Углы закручивания сечения крыла при изгибе лонжеронов

Для определения $\frac{dy}{dZ}$ воспользуемся уравнением упругой линии изогнутого лонжерона, которое имеет вид:

$$\frac{M}{EJ} = \frac{d^2y}{dZ^2} \tag{3.128}$$

При определении $\frac{dy}{dZ}$ учтем и деформации лонжерона на фюзеляжном участке крыла (рис. 3.44):

$$\frac{dy}{dZ} = \frac{1}{EJ}\left[\int_0^{\frac{d\varphi}{2}} M_o dZ + \int_0^{Z} M\, dZ\right] \tag{3.129}$$

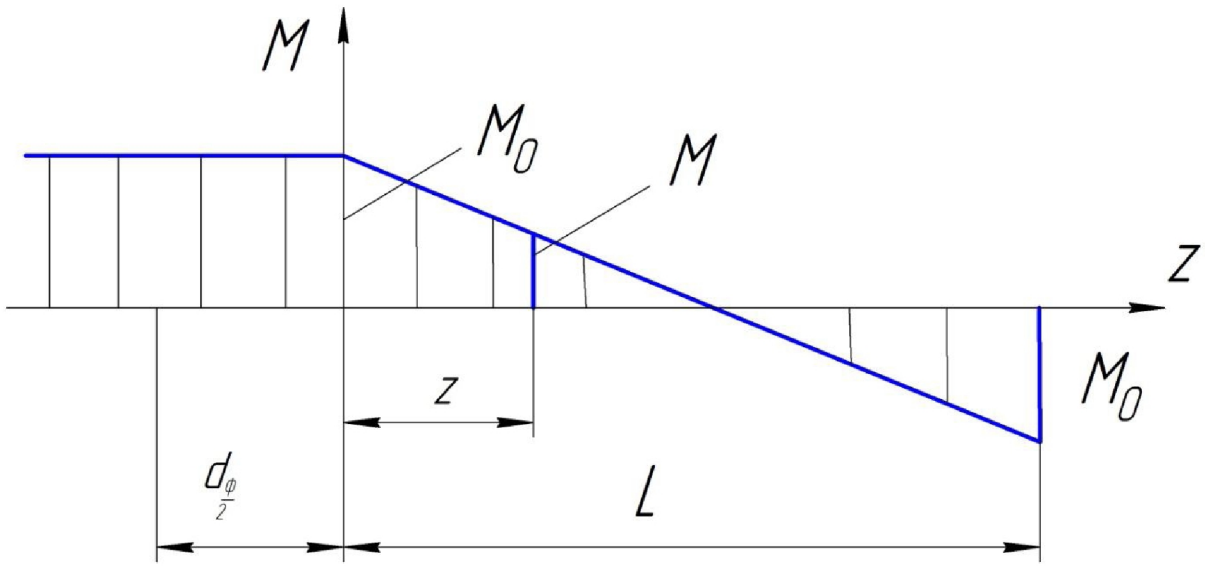


Рис. 3.44 Эпюра изгибающих моментов для лонжерона крыла

С учетом текущего значения изгибающего момента

$$M = M_o\left(1 - \frac{2Z}{L}\right) \tag{3.130}$$

и (3.129) получим

$$\alpha_\sigma = \frac{2}{B}\frac{dy}{dZ} = \frac{2}{B}\frac{M_o}{EJ}\left[\frac{d\varphi}{2} + Z\left(1 - \frac{Z}{L}\right)\right] \tag{3.131}$$

Определим теперь величину относительного угла α_τ, обусловленной деформации сдвига γ:

$$\alpha_\tau = \frac{2}{B}\gamma, \tag{3.132}$$

где

$$\gamma = \frac{\tau}{G} = \frac{Q}{H\delta_{r_{\text{ст}}}G_o} \tag{3.133}$$

Таким образом,

$$\alpha_\tau = \frac{2Q}{BHG_o\delta_{\text{ст}}} \tag{3.134}$$

С учетом (3.120), (3.121) и (3.126) получим

$$\alpha = \alpha_\sigma + \alpha_\tau = \frac{T_o}{B}\left\{\frac{HL}{EJ}\left[d\varphi + 2Z\left(1 - \frac{Z}{L}\right)\right] + \frac{4}{G_o\delta_{\text{ст}}}\right\} \tag{3.135}$$

Установим теперь величину относительных углов закручивания для сечений крыла на участке длиной a.

Для сечений этого участка крыла

$$\alpha = \frac{1}{\Omega_o G_o}\oint\frac{Tds}{\delta_r} \tag{3.136}$$

Интеграл по контуру в (3.136) заменим суммой интегралов по участкам обшивки и стенок, учитывая при этом (3.125), получим

$$\alpha = \frac{1}{2BHG_o}\left[2\int_0^B \frac{T_o + T^{(N)}}{\delta_{r_{\text{об}}}}ds + 2\int_0^H \frac{T_o - T^{(N)}}{\delta_{r_{\text{ст}}}}ds\right] =$$

$$= \frac{1}{2BHG_o}\left[\oint\frac{T_o ds}{\delta_r} + 2T^{(N)}\left(\frac{B}{\delta_{r_{\text{об}}}} - \frac{H}{\delta_{r_{\text{ст}}}}\right)\right] \tag{3.137}$$

Выражение (3.137) представим в виде:

$$\alpha = \alpha_o + \Delta\alpha, \tag{3.138}$$

где α_o – относительный угол закручивания сечения, определенный без учета влияния выреза в обшивке,

$\Delta\alpha$ – дополнительный угол закручивания, учитывающий влияние выреза.

Для определения α_o и $\Delta\alpha$ имеем выражения:

$$\alpha_o = \frac{1}{2BHG_o}\oint\frac{T_o ds}{\delta_r}, \tag{3.139}$$

$$\Delta\alpha = \frac{T^{(N)}}{BG_o\delta_{r_{\text{ст}}}}\left(\frac{B}{H}\frac{\delta_{r_{\text{ст}}}}{\delta_{r_{\text{об}}}} - 1\right). \tag{3.140}$$

Так как $\frac{B}{H} > 1$, а $\frac{\delta_{r_{\text{ст}}}}{\delta_{r_{\text{об}}}} \geq 1$, то величина угла $\Delta\alpha > 0$. Таким образом вырезы в обшивке крыла приводят к увеличению углов закручивания в сечениях того участка крыла, который примыкает к зоне выреза.

Интегрирование эпюры α от начала выреза к концу крыла делает возможным получить полные закручивания:

$$\varphi = \int \alpha dZ \tag{3.141}$$

3.3.10.2 Учет заделки крыла при его кручении.

Рассмотрим влияние заделки крыла на его напряженно-деформированное состояние при кручении. Как и при рассмотрении влияния вырезов в обшивке с целью упрощения будем учитывать только работу межланжеронной части крыла, имеющей прямоугольное сечение. Считаем, что обшивка воспринимает напряжение сдвига, а на нормальные напряжения работают пояса лонжеронов.

Рассмотрим работу отсека крыла, принимающего к заделке, длина которого равна *a* (рис. 3.45а и б). При работе крыла на кручение обшивка и стенки отсека нагружаются касательными силами

$$T = \frac{M_z}{\Omega} = \frac{M_z}{2BH} \tag{3.142}$$

здесь M_z – крутящий момент, передающийся с консоли крыла на отсек, примыкающий к заделк.

В условиях свободного кручения каждая грань отсека при действии сил T_o исказится. Торцевые сечения, бывшие плоскими до приложения сил T_o, предстанут в виде, показанной пунктирными линиями на рис. 3.45в и г.

Наличие же заделки крыла препятствует искажению сечений, так как в поясах сечений заделки возникнут силы N, делающие невозможными осевые деформации элементов отсека.

Схема нагружения элементов отсека крыла, примыкающего к заделке, представлена на рис. 3.46.

Осевые силы N являются самоуравновешенными. Равновесие элемента пояса длиной a обеспечивает силы $T^{(N)}$. Это силы взаимодействия пояса с обшивкой и стенкой лонжерона.

В соответствии с допущением о том, что обшивка, как и стенки, работают только на сдвиг, интенсивность этих сил постоянна по длине отсека. Из условия равновесия пояса отсека следует (рис. 3.46б)

$$T^{(N)} = \frac{N}{2a} \tag{3.143}$$

Эти погонные касательные усилия суммируются с ранее найденными силами обшивки и стенок.

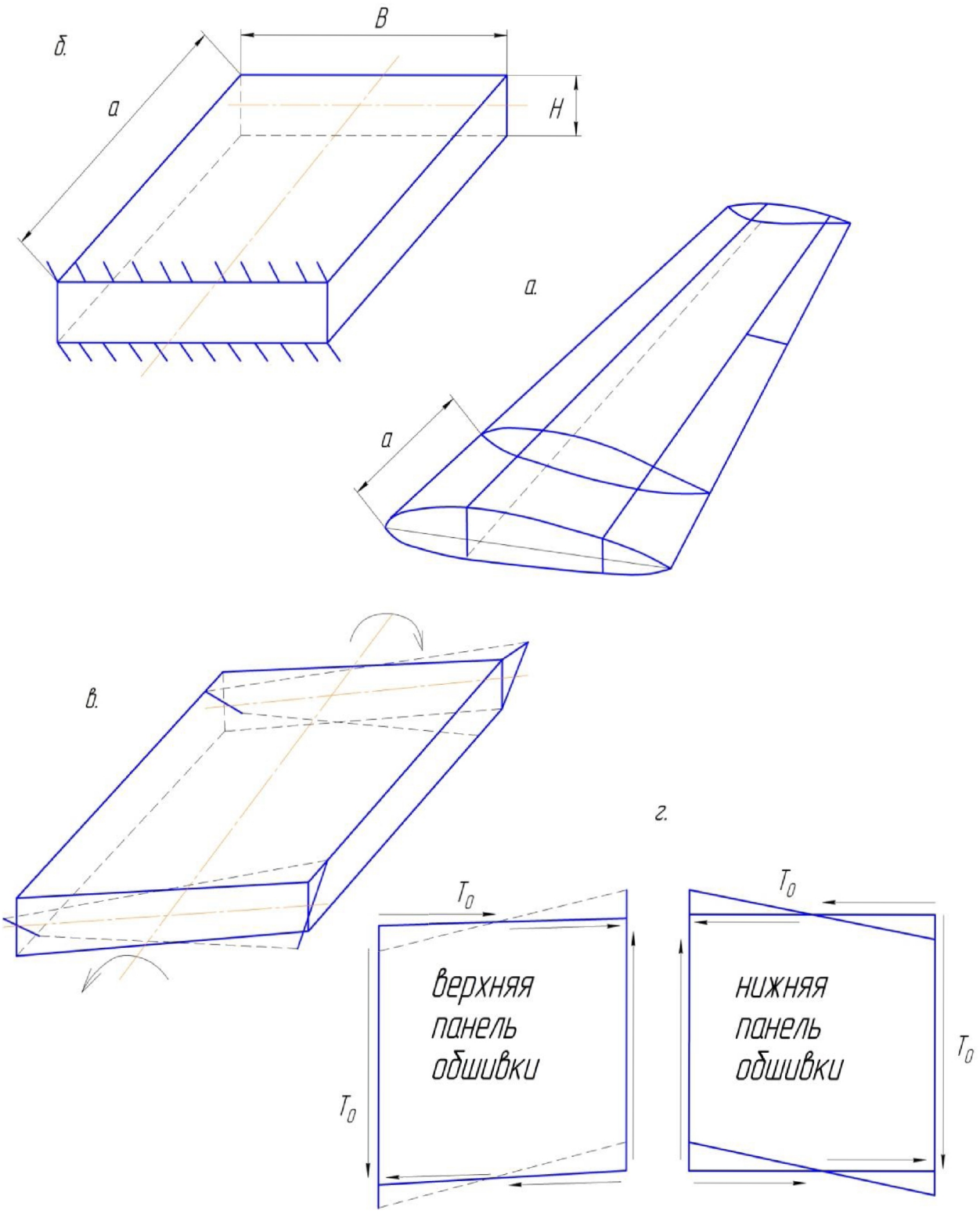


Рис. 3.45 Схема работы элементов конструкции крыла в зоне заделки при кручении

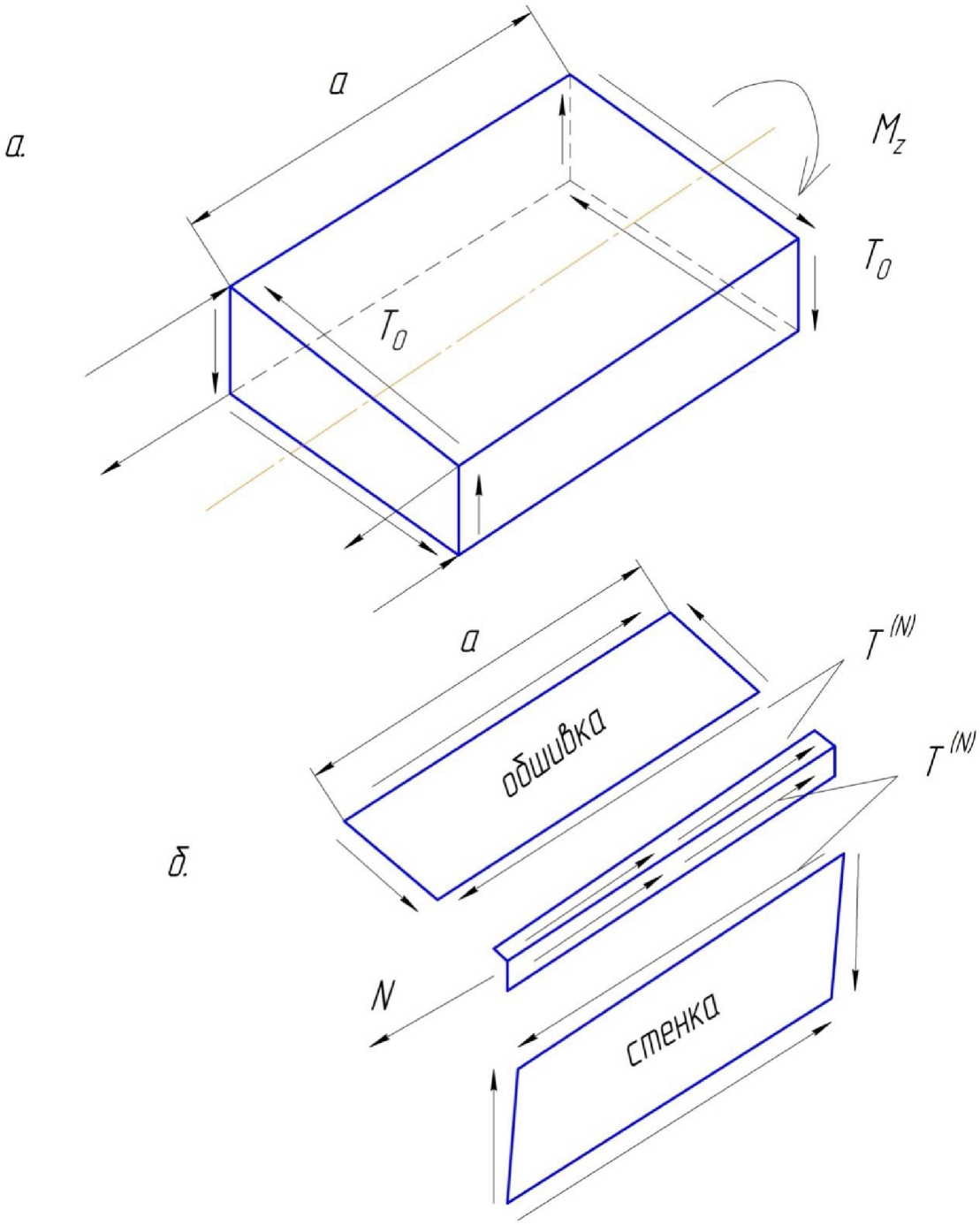


Рис. 3.46 Схема нагружения элементов отсека крыла, примыкающего к заделке

Суммарные силы в обшивке и в стенках будут соответственно равны:

$$T_{\text{об}} = T_o - T^{(N)}, \tag{3.150}$$

$$T_{\text{ст}} = T_o + T^{(N)}. \tag{3.151}$$

Итак, учет заделки крыла при кручении приводит к появлению нормальных сил в поясах лонжеронов и к изменению касательных напряжений в обшивке и в стенках.

Нормальные силы в поясах быстро уменьшаются, практически до нуля по мере удаления от заделки.

В нашем случае изменение нормальных сил в поясах подчиняется линейному закону (рис. 3.46).

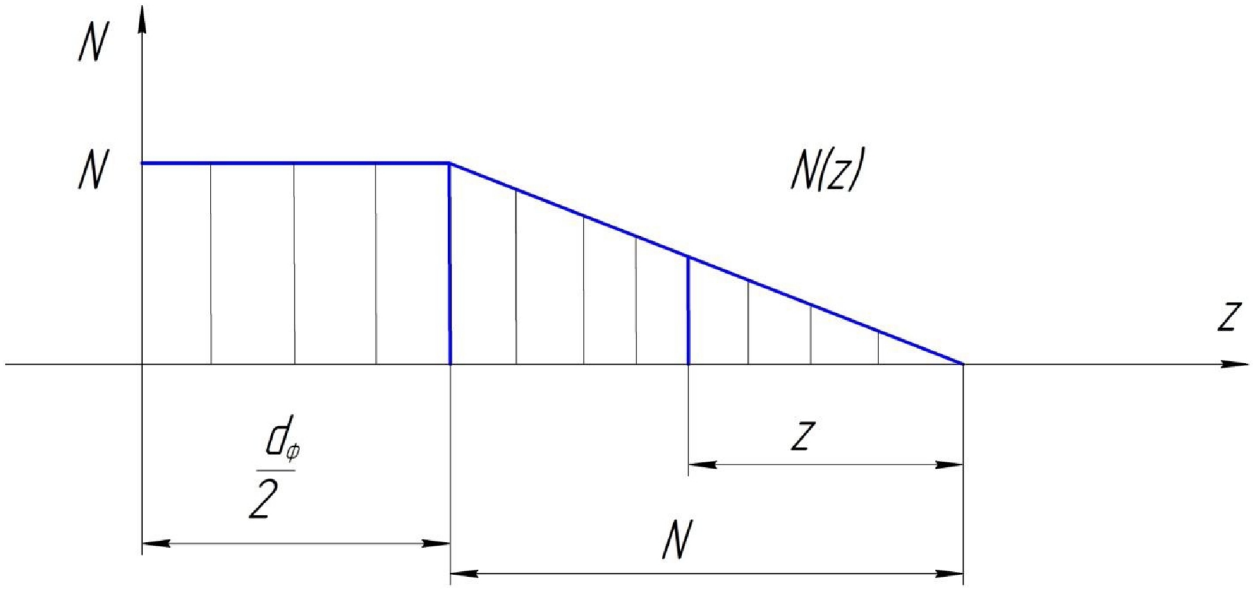


Рис. 3.46 Схема изменения нормальных сил в поясах лонжерона.

Если учитывать участие обшивки в работе на растяжение-сжатие, закон изменения нормальных сил на участке, длина которого равна a, будет отличным от линейного с достаточной степенью точности.

Величину нормальной силы N в поясах лонжеронов из условия минимума потенциальной энергии

$$\frac{dU}{dN} = 0 \qquad (3.152)$$

где U – полная энергия деформации, потенциальная энергия нормальных и касательных напряжений отсека, примыкающего к заделке и лонжеронов фюзеляжной части крыла.

Итак,

$$U = U_{\text{об}} + U_{\text{ст}} + U_{\text{п}}, \qquad (3.153)$$

где $U_{\text{об}}$ – потенциальная энергия сдвига двух панелей обшивки отсека,

$U_{\text{ст}}$ – потенциальная энергия сдвига двух стенок отсека,

$U_{\text{п}}$ – потенциальная энергия, энергия деформации четырех поясов лонжеронов отсека и фюзеляжной части крыла.

Для панелей обшивки и стенок соответственно имеем

$$U_{\text{об}} = 2\frac{(T_{\text{об}} - B)^2 a}{2G_o B\delta_{r_{\text{об}}}} = \frac{\left[T_o - T^{(N)}\right]^2 Ba}{G_o\delta_{r_{\text{об}}}} \tag{3.154}$$

$$U_{\text{ст}} = \frac{\left[T_o + T^{(N)}\right]^2 Ha}{G_o\delta_{r_{\text{ст}}}} \tag{3.155}$$

При вычислении энергии деформации поясов, что их площадь сечения равна

$$F_{\text{п}} = \frac{1}{4}(F_1 + F_2 + F_3 + F_4),$$

а текущее значение силы в поясах в сечении, находящимся на расстоянии *(a-z)* от заделки равно

$$N(z) = N\frac{z}{a}, \tag{3.156}$$

Таким образом, потенциальная энергия деформации поясов будет равна:

$$U_{\text{п}} = 4\left[\frac{N^2\, d\varphi/2}{2EF_{\text{п}}} + \int_0^a \frac{\left(N\frac{a}{z}\right)^2 dZ}{2EF_{\text{п}}}\right] = \frac{N^2}{EF_{\text{п}}}\left(d\varphi + \frac{2}{3}a\right) \tag{3.157}$$

Сложив полученные выражения (3.154), (3.155) и (3.157) получим

$$U = \frac{\left[T_o - T^{(N)}\right]^2 Ba}{G_o\delta_{r_{\text{об}}}} + \frac{\left[T_o + T^{(N)}\right]^2 Ha}{G_o\delta_{r_{\text{ст}}}} + \frac{N^2}{EF_{\text{п}}}\left(d\varphi + \frac{2}{3}a\right) \tag{3.158}$$

Введя обозначения

$$\begin{aligned} A_1 &= \frac{2}{3}\frac{1}{EF_{\text{п}}}, \\ A_2 &= \frac{1}{4}\frac{B}{G_o\delta_{r_{\text{об}}}}, \\ A_3 &= \frac{1}{4}\frac{H}{G_o\delta_{r_{\text{ст}}}}, \end{aligned} \tag{3.159}$$

из условия (3.152) найдем

$$N = \frac{M_z}{BH}\frac{(A_2 - A_3)a}{A_1\left(\frac{3}{2}d\varphi + a\right) + A_2 + A_3} \tag{3.160}$$

Следует иметь в виду, что обычно крыло одновременно с кручением подвержено изгибу. Если при этом только от одного изгиба нормальные напряжения достигают предела текучести, то дополнительных напряжений при стесненном кручении будут падать, находясь в зависимости от пластичности материала.

Необходимо отметить также, что нормальные силы N не только меняют напряжения в элементах крыла, но и оказывают влияния на его деформации, уменьшая углы закручивания.

Для того, чтобы убедиться в этом, подставим в выражение относительного угла закручивания сечения крыла значения погонных касательных усилий в обшивке и стенках (3.150) и (3.151).

Аналогично тому, как это делалось при анализе работы элементов конструкции в зоне вырезов в обшивке, получим

$$\alpha = \frac{1}{2BHG_o}\left[\oint \frac{T_o}{\delta_r} ds - 2T^{(N)}\left(\frac{B}{\delta_{r_{\text{об}}}} - \frac{H}{\delta_{r_{\text{ст}}}}\right)\right] = \alpha_o - \Delta\alpha. \qquad (3.161)$$

Здесь

$\alpha_o = \frac{1}{2BHG_o}\oint \frac{T_o ds}{\delta_r}$ – угол закручивания сечения при свободном кручении конструкции.

а

$$\Delta\alpha = \frac{T^{(N)}N}{BHG_o\delta_{r_{\text{ст}}}}\left(\frac{B}{H}\frac{\delta_{r_{\text{ст}}}}{\delta_{r_{\text{об}}}} - 1\right) = \frac{N}{2aBG_o\delta_{r_{\text{ст}}}}\left(\frac{B}{H}\frac{\delta_{r_{\text{ст}}}}{\delta_{r_{\text{об}}}} - 1\right) \qquad (3.162)$$

Из выражения (3.162) видно, что $\Delta\alpha > 0$. Таким образом, относительные углы закручивания на участке крыла, примыкающем к заделке уменьшаются на величину $\Delta\alpha$. Это является свидетельством повышением жесткости конструкции.

3.3.10.3. Определение длины отсека крыла, примыкающего к зоне выреза или заделки при кручении крыла

Отсек крыла, примыкающий к зоне выреза и имеющий длину *a* работает в тех де условиях, что и отсек крыла, примыкающий к заделке пояса этих

отсеков в торцевых сечениях нагружены самоуравновешенными силами N. Эти силы изменяются на участке каждого пояса длиной a, уменьшаясь до нуля и вызывая появление в обшивке и стенках дополнительные касательные силы $T^{(N)}$.

С целью определения длины a отсека крыла составим условие минимума потенциальной энергии – энергии деформации отсека крыла, работающего в условиях самоуравновешенного напряженного состояния.

Условие это в данном случае имеет вид

$$\frac{dU}{da} = 0$$

здесь

$$U = A_1 N^2 a + (A_2 + A_3) N^2 \frac{1}{a} \tag{3.163}$$

Определение коэффициентов A_1, A_2, A_3 производится по формулам (3.159).

Так как $\frac{dU}{da} = 0$, то для определения величины a имеем уравнение

$$A_1 - (A_2 + A_3)\frac{1}{a^2} = 0 \tag{3.164}$$

Откуда

$$a = \sqrt{\frac{A_2 + A_3}{A_1}} = \sqrt{\frac{3}{8}\frac{E}{G_o}\frac{F_{\text{П}} H}{\delta_{r_{\text{ст}}}}\left(\frac{B}{H}\frac{\delta_{r_{\text{ст}}}}{\delta_{r_{\text{об}}}} - 1\right)} \tag{3.165}$$

3.3.11 Нервюры крыла

Нервюры крыла являются элементами поперечного набора его каркаса.

Такие элементы конструкции крыла как нервюры подразделяются на нормальные и усиленные или специальные. Основное назначение нормальных нервюр – обеспечение формы профиля и передачи воздушной нагрузки от обшивки на элементы продольного набора.

К усиленным или специальным нервюрам кроме названных сил приложены сосредоточенные силы от таких агрегатов, как двигательные установки, шасси, баки и т.д.

Из этих перечисленных нагрузок основное значение, как показывают расчеты, для нормальных нервюр имеет воздушная нагрузка, а для усиленных – сосредоточенные силы от агрегатов, установленных на крыле.

3.3.11.1 Нагрузки и расчет нормальных нервюр

Рассмотрим вначале нагрузки, действующие на нормальные нервюры.

Воздушная нагрузка, действующая непосредственно на обшивку крыла, передается ею частично на лонжероны, а в основном на нервюры, так как расстояние между ними меньше, чем между лонжеронами. От нагрузок со стороны панелей обшивки крыла нервюры работают на изгиб в своих плоскостях, опираясь на стенки лонжеронов и обшивку (рис. 3.47).

Приближенно нормальную нервюру можно рассчитать, принимая ее опертой на стенках лонжеронов, не учитывая реакции обшивки.

В таком случае нервюра представляет собой двухопорную балку, нагруженную распределенной нагрузкой

$$q_n = p \cdot a,$$

где p – интенсивность воздушной нагрузки.

соответственно интенсивность воздушной нагрузки по верхней и нижней поверхностям крыла,

q – скоростной напор,

a – расстояние между нервюрами.

Нервюру рассчитывают от воздушных нагрузок двух случаев расчета – больших и малых углов атаки.

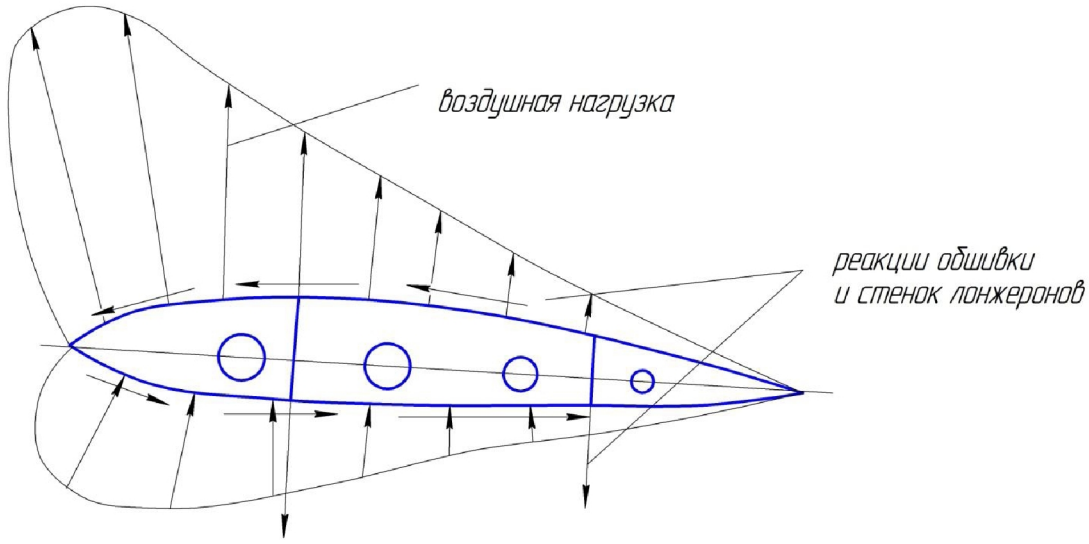


Рис.3.47 Действие воздушной нагрузки на нервюру

На больших углах атаки (случай А) сильно нагружен носок крыла, на малых углах (случаи А’ и В) – более значительно нагружены межлонжеронная часть нервюры и хвостик.

Следующей категорией нагрузок для нервюр являются силы, действующие при изгибе крыла. В этом случае со стороны нормальных сил элементов продольного набора и обшивки из-за искривления крыла оказывается давление на нервюры в виде нагрузок $q_{\text{изг}}$ (рис. 3.48).

На рис. 3.48 показана возможная картина нагружения нормальных нервюр. Обшивка на участках между соседними стрингерами работает как элемент балки с тонкой стенкой. При потере устойчивости от сдвига при кручении обшивка работает на растяжение вдоль образовавшихся складок типа гофров. И в этом случае возникают силы давления $q_{\text{кр}}$ на нервюры со стороны стрингеров (рис.3.49в).

Перечисленные выше нагрузки действуют на каждую нормальную нервюру.

Рассмотрим нагрузки на специальные - усиленные нервюры. Примером такой нервюры является бортовая нервюра, воспринимающая дополнительные силы $T^{(N)}$, возникающие при стесненном кручении крыла в обшивке и стенках отсека крыла, примыкающего к заделке. Эти силы $T^{(N)}$

нагружают сдвигом a бортовую нервюру (рис. 3.50). Ниже будет проведен анализ работы других специальных нервюр.

Остановимся теперь на расчете некоторых нервюр. На рис. 3.51 представлена нормальная нервюра – балка, скрепленная с обшивкой и стенками лонжеронов, которые для нее являются опорами.

Иногда с целью упрощения находят реакции опор – стенок лонжеронов, пренебрегая опорами со стороны обшивки.

После определения реакции необходимо построить эпюры внутренних силовых факторов для нервюры – перерезывающих сил $Q_{\text{н}}$ и изгибающих моментов $M_{\text{н}}$. Вид эпюр представлен на рис. 3.51.

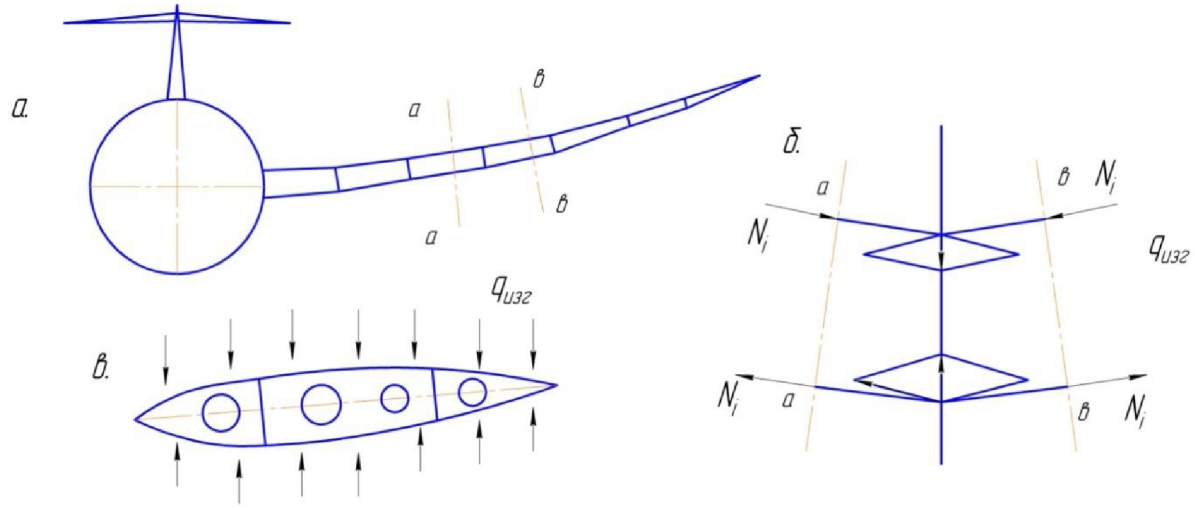


Рис.3.48 Схема нагружения нервюры при изгибе крыла

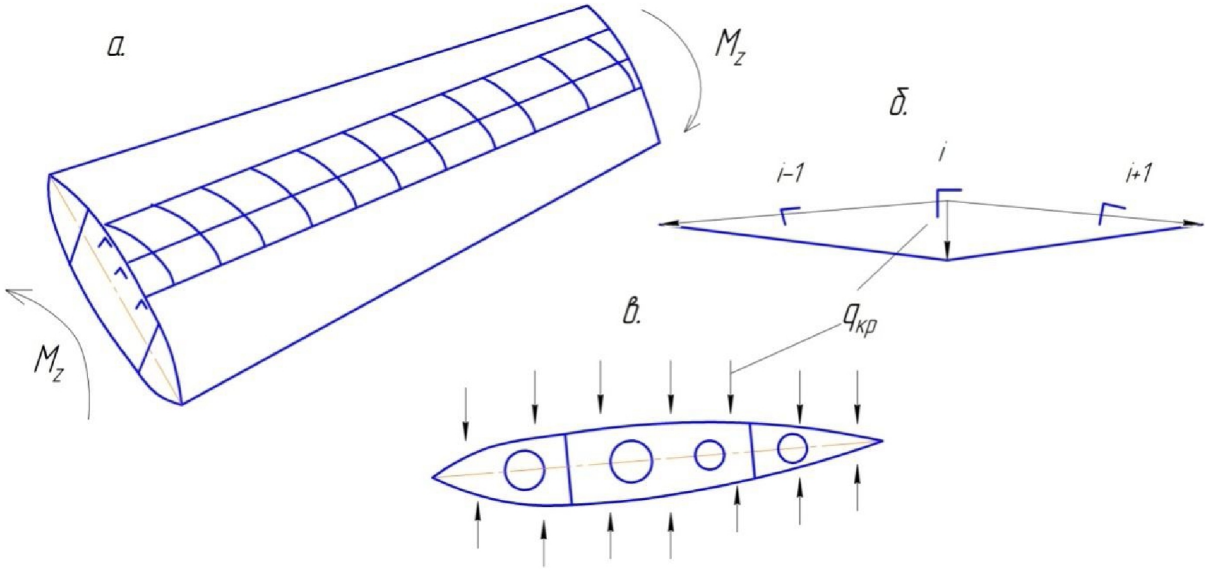


Рис.3.49 Схема нагружения нервюры при потере устойчивости обшивки от сдвига при кручении

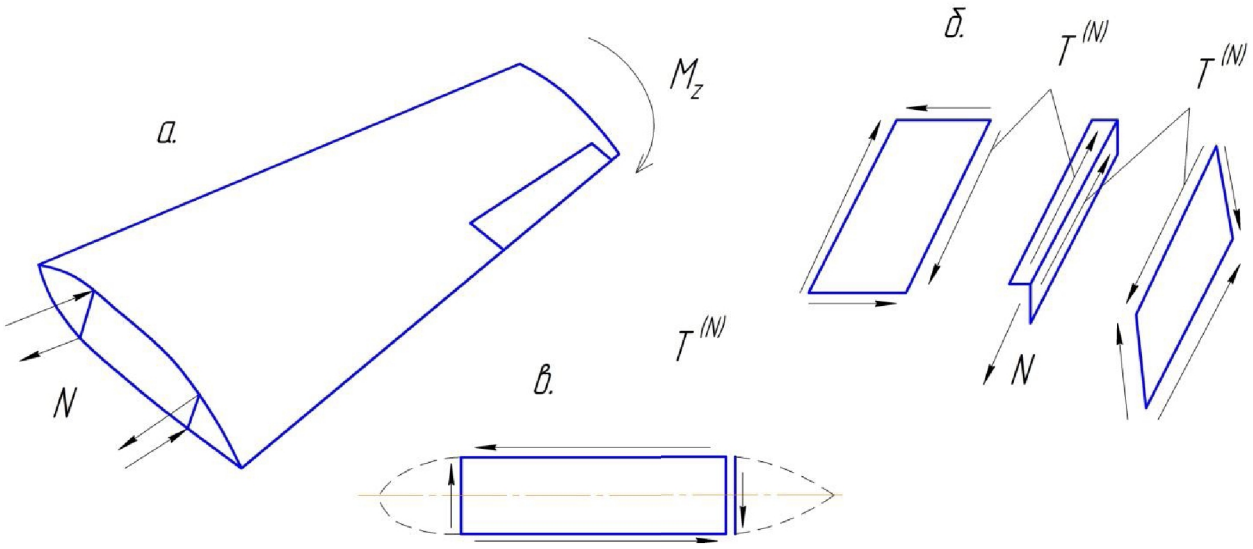


Рис.3.50 Схема нагружения бортовой нервюры при стесненном кручении крыла

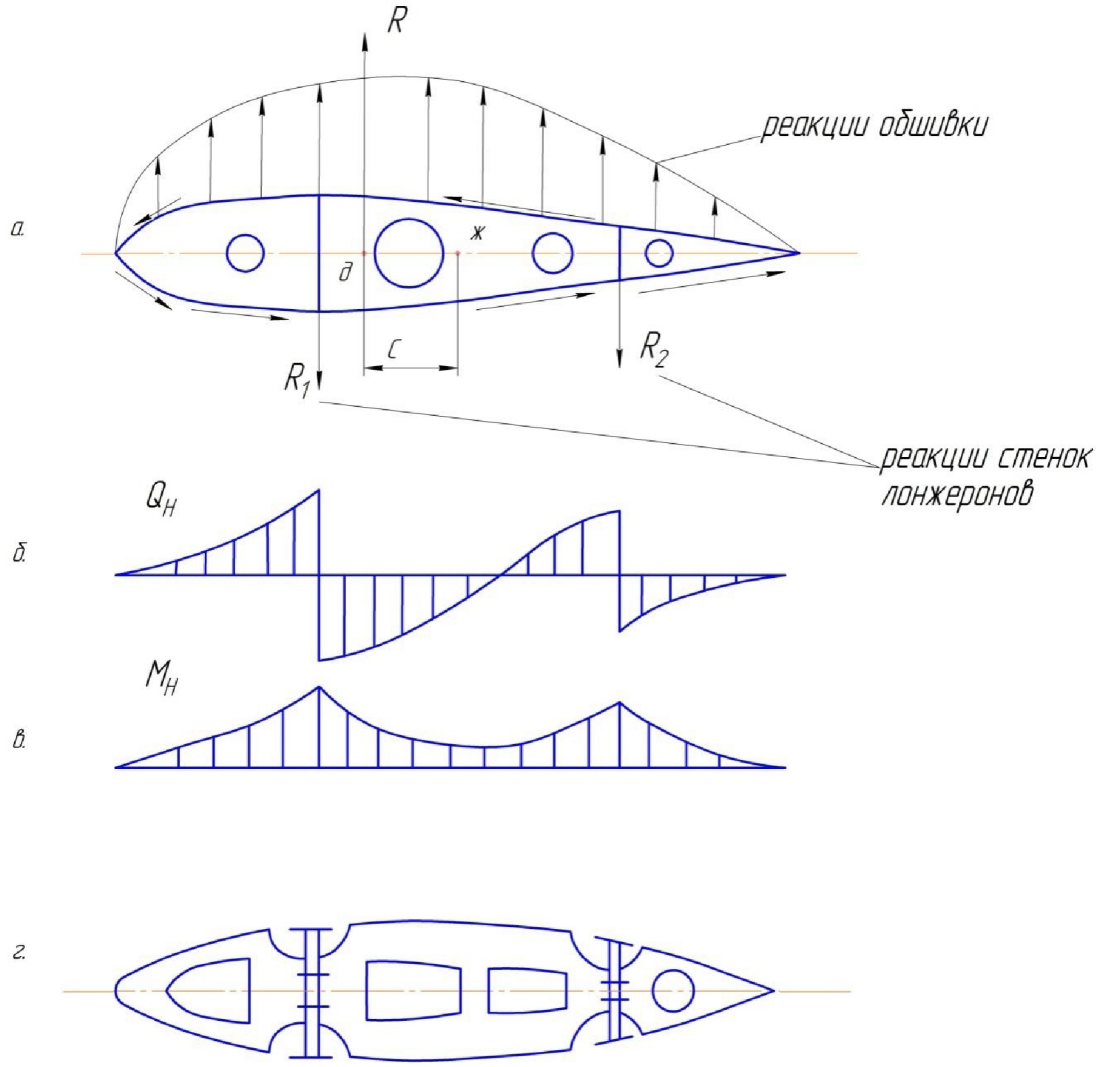


Рис.3.51 Вид эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов для нормальной нервюры

Стенка нервюры работает на сдвиг и проверяется по перерезывающей силе.

$$\tau_{\text{н}} = \frac{Q_{\text{н}}}{h\delta_{\text{ст}}} \leq \tau_{\text{разр}}^{\text{ст}} \qquad (3.167)$$

Прочность поясов нервюр проверяется по формуле

$$\sigma_{\text{н}} = \frac{M_{\text{н}}}{hF_{\text{н}}} \leq \sigma_{\text{разр}}^{\text{п}} \qquad (3.168)$$

Здесь $F_{\text{н}} = F_{\text{п}}^{o} + F_{\text{об}}^{\text{пр}}$ – площадь сечения пояса нервюры с присоединенной обшивкой.

При определении нормальных напряжений в поясах нервюр необходимо учитывать присоединенную к ним обшивку крыла (в растянутой зоне на расстоянии между нервюрами, а в сжатой зоне - шириной, равной 40δ, т.е. $F_{\text{об}}^{\text{пр}} = 40\delta^2$).

Ввиду небольшой величины нагрузок, действующих на нервюру, нет необходимости увязывать пояски трех ее частей (носка, средней части и хвостика) узлами (рис.3.51г).

Поперечные силы частей воспринимаются стенками лонжеронов через заклепки, присоединяющие стенки нервюр к стенкам лонжеронов.

Изгибающие моменты носка и хвостика у лонжеронов крыла воспринимаются обшивкой.

3.3.11.2. Расчет усиленных нервюр.

При расчете усиленных нервюр учитываются только сосредоточенные силовые воздействия, действием воздушных сил пренебрегают.

Рассмотрим расчет усиленной бортовой нервюры, в плоскости которой крыло крепится к фюзеляжу.

В качестве внешней нагрузки примем крутящий момент M_z, передающийся с консоли на нервюру в виде потока касательных усилий от обшивки (рис.3.52а). Опорами для нервюры служат узлы крепления крыла к фюзеляжу. Реакции в узлах крепления равны

$$R = \frac{M_z}{B} \tag{3.169}$$

Для построения эпюры перерезывающих сил найдем текущее значение $Q_н$ на участие носка нервюры для сечения 1-3:

$$Q_н = \int\limits_{1-2-3} T\cos(\widehat{s,y})ds = T\int\limits_{1-3} dy = Th \tag{3.170}$$

На участке носка нервюры перерезывающая сила изменяется пропорционально высотам h, а на участке между опорами

$$Q_н = T^h - R \tag{3.171}$$

Изгибающий момент на участке носка (рис.3.51в)

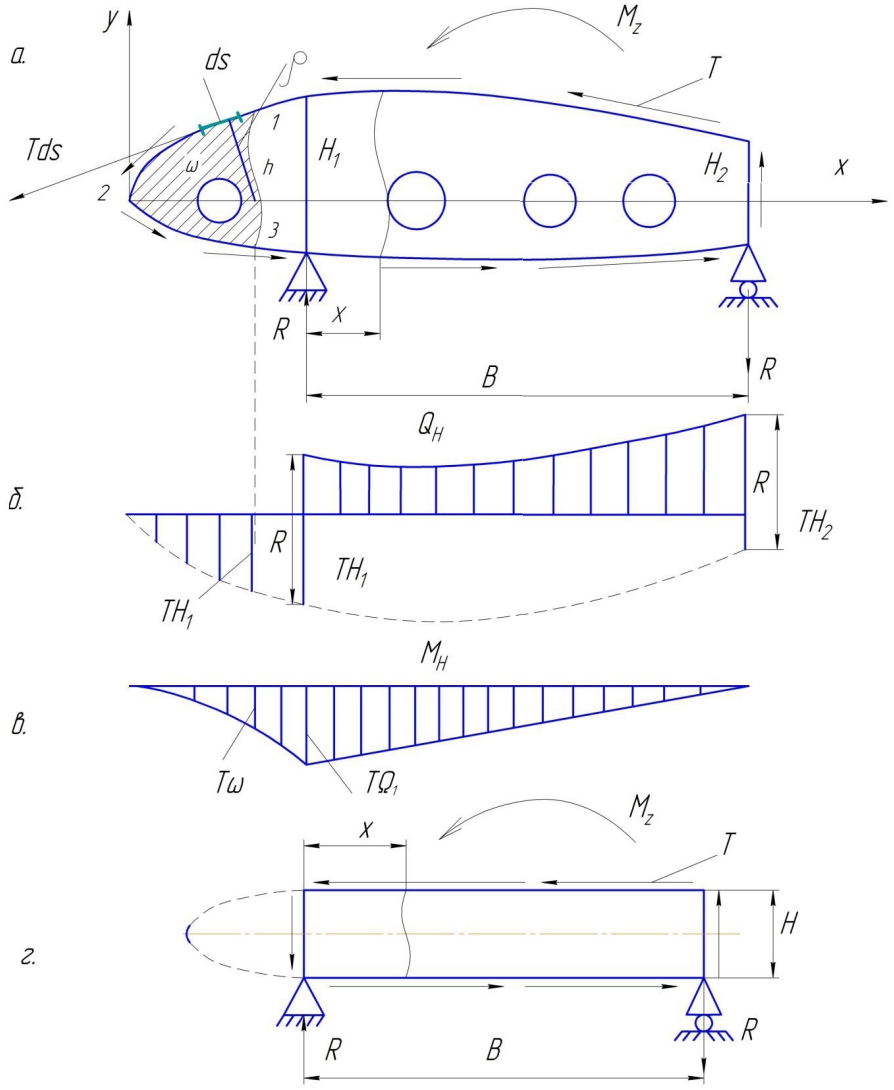


Рис.3.52 Эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов для усиленной бортовой нервюры, воспринимающей погонные касательные усилия от крутящего момента консоли.

$$M_{\text{н}} = \oint_{1-2-3} T\rho ds = T\omega, \tag{3.172}$$

где ω – удвоенная площадь контура отсеченной части нервюры 1-2-3.

С учетом опорной реакции изгибающий момент между опорами

$$M_{\text{н}} = T\omega - Rx. \tag{3.173}$$

Применительно к балкам, нагруженным контурными усилиями T дифференциальная зависимость между Q и M иная, чем при нагружении поперечной нагрузкой, а именно

$$\frac{dM}{dx} = Q + Th \tag{3.174}$$

и соответственно

$$U = \int (Q + Th)\, dx \tag{3.175}$$

Зная значение $Q_{\text{н}}$ и $M_{\text{н}}$ можно найти напряжение в поясах и стенках нервюры.

Интересен частный случай, когда крутящий момент на бортовую нервюру передается только со средней межлонжеронной части крыла (рис.3.52г). При постоянной высоте нервюры имеем

$$R = \frac{M_z}{B} = \frac{2THB}{B} = 2TH \tag{3.176}$$

$$Q_{\text{н}} = R - TH = TH,$$

а

$$M_{\text{н}} = -T2Hx + Rx = -2THx + 2THx = 0$$

Прямоугольная нервюра в нашем случае работает в условиях чистого сдвига, и пояса она может не иметь.

Рассмотрим работу еще одной усиленной нервюры – нервюры крепления пилона силовой установки (рис.3.53).

Будем полагать, что нагрузки воспринимаются прямоугольной межлонжеронной частью крыла, имеющей высоту сечения H.

Вначале уравновесим нервюру на опорных устройствах. Пусть на нервюру передаются силы P_x и P_y. Перенесем эти силы в центр жесткости

сечения (рис.3.53б). Таким образом видно, что на нервюру действуют силы P_x и P_y, проходящие через центр жесткости (точка *ж*) и момент

$$M_o = P_x h - P_y \left(d + \frac{1}{2} B \right) \qquad (3.177)$$

Опорами для нервюры являются панели обшивки и стенки. Найдем реакции в этих опорных устройствах в виде потоков касательных сил T_y, уравновешивающие силу P_y, T_x – уравновешивающих силу P_x и T_o – реакции элементов контура сечения, уравновешивающие момент M_o. Эти потоки погонных касательных усилий будут равны

$$T_y = \frac{P_y}{2H}, \qquad T_x = \frac{P_x}{2B}, \qquad T_0 = \frac{M_0}{2BH} \qquad (3.178)$$

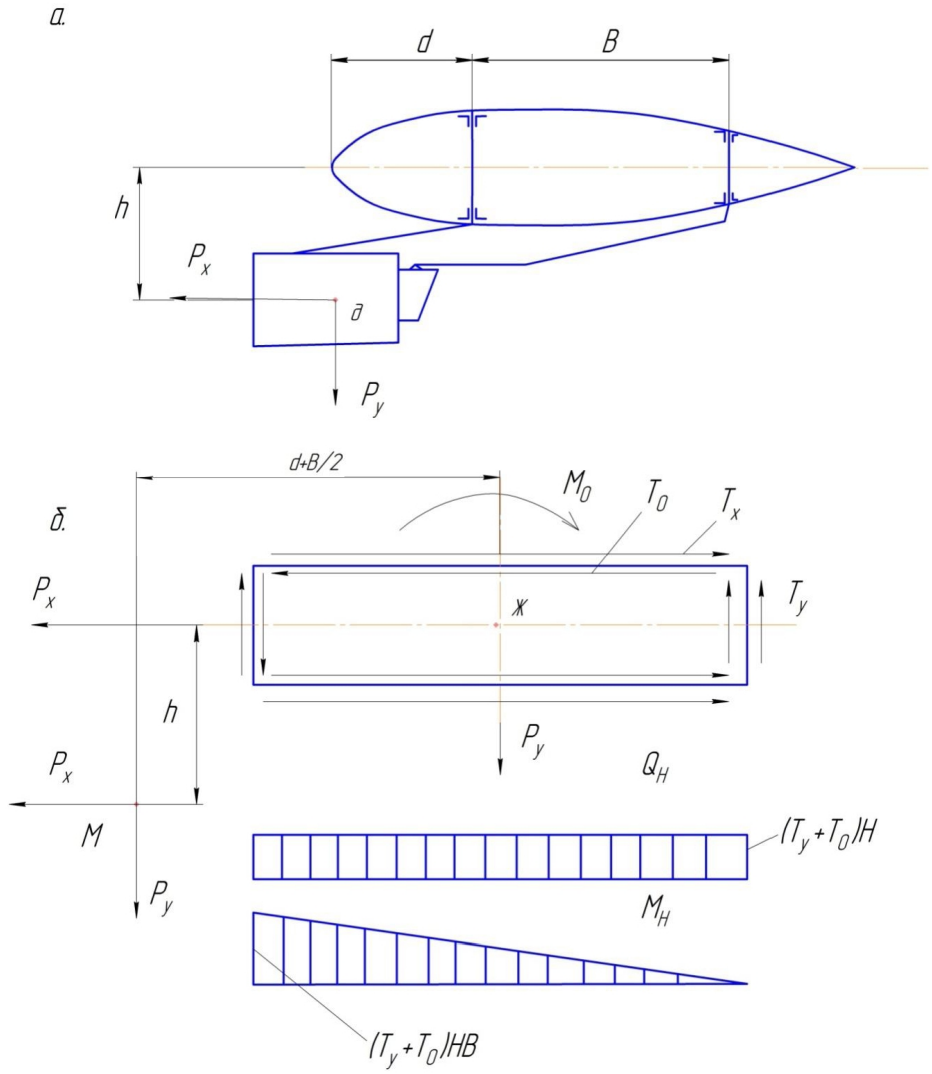


Рис. 3.53 Схема нагружения силовой нервюры крепления пилона двигателя и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов.

Вид эпюр $Q_{\text{н}}$ и $M_{\text{н}}$ представлен на рис.3.53б. После построения эпюр внутренних силовых факторов проводится усилий и напряжений в элементах нервюры в зависимости от типа ее конструкции. Конструктивно такие нервюры, либо в виде плоских ферм, либо в виде тонкостенной балки.

Если усиленная нервюра выполняется в виде тонкостенной балки, то условие прочности ее поясов и стенок запишутся в виде

$$\sigma_{\text{п}} = \frac{M_{\text{н}}}{HF_{\text{н}}} \leq \sigma_{\text{разр}}^{\text{п}},$$

$$\tau_{\text{ст}} = \frac{Q_{\text{н}}}{H\delta_{\text{ст}}} \leq \tau_{\text{разр}}^{\text{ст}},$$

Здесь $F_{\text{н}} = F_{\text{п}}^{\text{о}} + F_{\text{об}}^{\text{пр}}$ – площадь поперечного сечения пояса нервюры с присоединенной обшивкой крыла.

3.4 Приближенные методы расчета крыла

Рассмотрим расчет консоли крыла применительно к тем сечениям, для которых правомерно применение аналитических балочных методов расчета тонкостенных конструкций. Сформируем приближенные соотношения для расчета крыла, которые нужно использовать для подбора сечений силовых элементов конструкции крыла, либо для оценки прочности его элементов.

Конструктивно-силовые схемы крыльев весьма разнообразны. В качестве основного признака, определяющего тип силовой схемы конструкции крыла, можно принять характер работы и степень использования обшивки и продольного набора при изгибе и кручении крыла. По этому признаку различают лонжеронные, моноблочные и кессонные конструктивно-силовые схемы крыльев.

Если изгибающий момент в основном воспринимается лонжеронами, имеющими мощные пояса, то такое крыло называется лонжеронным. Различаются однолонжеронные, двухлонжеронные и многолонжеронные крылья.

Разница между моноблочным и кессонным крылом состоит в том, что в моноблочном крыле нормальные усилия при изгибе воспринимаются обшивкой и подкрепляющими ее стрингерами по всему контуру поперечного сечения крыла (от носка до заднего лонжерона), а в кессоном крыле - обшивкой и стрингерами лишь части контура (обычно средней межлонжеронной частью), остальная часть контура, с более тонкой обшивкой и слабее подкрепленная, в работе крыла на изгиб участвует значительно меньше. В той и другой схемах крыла пояса лонжеронов воспринимают порядка 10...20% всего изгибающего момента.

Кессонные и моноблочные крылья, в отличие от лонжеронных, имеют более толстую обшивку, подкрепленную частым набором стрингеров. Эти схемы весьма целесообразны для получения большей жесткости крыла на кручение и более распространены для стреловидных крыльев большого

удлинения, чем лонжеронные. При небольших удельных нагрузках на крыло кессонные и моноблочные крылья будут тяжелее лонжеронных.

Рассмотрение существующих конструкций позволяет сделать следующие рекомендации по расположению элементов продольного набора. В двухлонжеронной схеме крыла передний лонжерон располагается на $(0{,}2\ldots0{,}3)b(z)$, а задний на $(0{,}6\ldots0{,}7)b(z)$. При наличии трех лонжеронов передний ставится на $(0{,}1\ldots0{,}15)b(z)$, задний - $(0{,}65\ldots0{,}75)b(z)$, а средний на $(0{,}35\ldots0{,}5)b(z)$. Эти рекомендации можно распространить и на моноблочные и кессонные конструкции.

Расстояние между стрингерами $b_{\text{стр}}$ (шаг) в лонжеронные крыльях составляет 120…300 мм, а в крыльях моноблочной и кессонной конструкции

3.4.1 Оценка прочности элементов конструкции крыла

3.4.1.1. Крыло лонжеронного типа

Прочность лонжеронного крыла определяется при работе на изгиб уровнем нормальных напряжений в поясах лонжеронов и напряжений сдвига в их стенках. Часть изгибающего момента, воспринимаемая поясами n лонжеронов, равна kM_t^p. Здесь $k \leq 1$.

Эта доля изгибающего момента может быть распределена между лонжеронами пропорционально их изгибной жесткости. Такое допущение правомерно в рамках гипотезы плоских сечений. Изгибная жесткость j-го лонжерона равна

$$E_j J_j = 2E_j F_j \left(\frac{H_j}{2}\right)^2, \qquad (3.178)$$

где E_j - модуль упругости материала поясов,

F_j - средняя площадь поперечных сечений поясов,

H_j - расстояния между центрами тяжести сечений поясов, которое здесь может быть принято равным габаритной высоте.

Если считать, что значения площадей сечения поясов F_j пропорциональны высотам H_j, то изгибные жесткости лонжеронов пропорциональны H_j^3

С учетом сказанного пояса j-го лонжерона воспринимают изгибающий момент M_j, величина которого будет равна:

$$M_j = kM_t^p \frac{H_j^3}{\sum_{j=1}^{n} H_j^3}. \quad (3.179)$$

При этом в поясах лонжеронов возникают усилия N_j, которым соответствуют напряжениям σ_j. Таким образом, условие прочности поясов лонжеронов может быть записано в виде

$$\sigma_j = \frac{M_j}{\mu H_j F_j} = \frac{N_j}{F_j} \le \sigma_{\text{разр}}^{\text{П}}, \quad (3.180)$$

Разрушающее напряжение для поясов лонжеронов $\sigma_{\text{разр}}^{\text{П}}$ берется с учетом их работы на растяжение-сжатие при изгибе,

Для оценки прочности стенок лонжеронов необходимо найти перерезывающую силу для сечения крыла с учетом его конусности:

$$Q_n'^p = Q_n^p - \Delta Q_n^p, \quad (3.181)$$

$$\Delta Q_n^p = \frac{M_t^p}{H}\gamma, \quad (3.182)$$

$$H = \mu \frac{\sum_{j=1}^{n} H_j}{n}, \quad (3.183)$$

$$\gamma = \frac{\sum_{j=1}^{n} \gamma}{n}, \quad (3.184)$$

Перерезывающая сила $Q_n'^p$ между лонжеронами может быть распределена так же, как и изгибающий момент, т.е. пропорционально их изгибной жесткости:

$$Q_j = Q_n'^p \frac{H_j^3}{\sum_{j=1}^{n} H_j^3}. \quad (3.185)$$

Определив погонные касательные усилия T_j в стенках лонжеронов от сдвига, запишем условие прочности для стенки j-го лонжерона:

$$\tau_j = \frac{Q_j}{\mu H_j \delta_j} = \frac{T_j}{\delta_j} \leq \tau_{\text{разр}}^{\text{ст}}, \qquad (3.186)$$

Для определения величины крутящего момента в сечениях крыла относительно центра жесткости необходимо найти положение этой точки на хорде крыла.

Предлагается координату $U_{\text{ж}}$ (рис. 4.1), определяющую положение центра жесткости, найти приближенно, полагая, что сдвиг при изгибе воспринимается только стенками лонжеронов. При этом каждая стенка воспринимает часть общей силы $Q_n'^p$ равную Q_j. Величина этой силы находится по формуле (3.185).

На основании второй теоремы Вариньона момент равнодействующей силы $Q_n'^p$ относительно произвольно выбранного полюса p равен сумме моментов составляющих Q_j, т.е.

$$Q_n'^p U_{\text{ж}} = \sum_{j=1}^{n} Q_j b_j. \qquad (3.187)$$

С учетом (3.185) получим

$$U_{\text{ж}} = \frac{\sum_{j=1}^{n} H_j^3 b_j}{\sum_{j=1}^{n} H_j^3}. \qquad (3.188)$$

В каждом сечении крыла можно найти величину крутящего момента от действующих аэродинамических и массовых сил. При кручении возникают касательные напряжения в элементах контура сечения, т.е. в обшивке и стенках лонжеронов (рис. 4.2). Каждый замкнутый контур k сечения воспринимает k-ю часть крутящего момента M_z^p. При этом

$$M_{zk} = T_k \Omega_k, \qquad (3.189)$$

а

$$M_z^p = \sum_{k=1}^{n} M_{zk} = \sum_{k=1}^{n} T_k \Omega_k. \qquad (3.190)$$

Здесь Ω_k - секториальная площадь k-го контура сечения, т.е. удвоенная площадь, ограниченная контуром k.

Будем полагать, что крутящий момент распределяется между контурами сечения пропорционально их крутильной жесткости C_k:

$$\frac{M_{zk}}{M_z^p} = \frac{C_k}{\sum_{k=1}^{n} C_k}. \tag{3.191}$$

Выражение для определения крутильной жесткости сечения тонкостенной конструкции имеет вид

$$C_k = \frac{\Omega_k^2}{\oint_k \frac{dS}{G\delta}}. \tag{3.192}$$

Условно принимаем величину $G\delta$ постоянной. Тогда эту величину можно вынести за знак интеграла, а

$$\oint_k dS = P_k. \tag{3.193}$$

Здесь P_k - периметр k-го контура сечения.

На основании (4.191) и (4.192) получим

$$M_{zk} = M_z^p \frac{\Omega_k^2}{P_k \sum_{k=1}^{n} \frac{\Omega_k^2}{P_k}}. \tag{3.194}$$

Далее находятся касательные напряжения от сдвига при кручении в элементах контура k.

$$\tau_k = \frac{M_{zk}}{\Omega_k \delta_k} \le \tau_{\text{разр}}^{\text{об}}. \tag{3.195}$$

Здесь δ_k - толщина элементов контура, т.е. обшивки, стенок лонжеронов.

Следует обратить внимание на то обстоятельство, что при близких значениях крутильных жесткостей контуров сечения каждый из них способен воспринимать близкие по величине доли крутящего момента, т.е.

$$M_{zk} = \frac{1}{k} M_z^p. \tag{3.196}$$

Стенки лонжеронов, как это видно из рис. 4.2, нагружены разностью сил сдвига, возникающих в смежных контурах при условии (4.19), можно принять касательные силы в стенках, равными нулю. Тогда

$$\tau_k = \tau_0 = \frac{M_z^p}{\Omega_0 \delta_{об}} \leq \tau_{разр}^{об}. \quad (3.197)$$

Здесь Ω_0 - секториальная площадь контура всего сечения крыла. Она ограничена обшивкой и стенкой заднего лонжерона крыла, а $\delta_{об}$ толщина обшивки.

3.4.1.2. Кессонное (моноблочное) крыло

В крыльях, силовые схемы которых выполнены по кессонной (моноблочной) схеме уровень прочности обусловлен величиной нормальных напряжений в панелях обшивки, подкрепленных набором продольных элементов стрингеров

Величина этих напряжений для панели *j* равна

$$\sigma_j = \frac{(1-k)M_t^p}{\mu H_j F_j} \leq \sigma_{разр}^{стр}. \quad (3.198)$$

Здесь $F_j = B(\delta_{об}\varphi_{об} + mF_{стр})$ - площадь поперечного сечения панели обшивки, ширина которой равна B,

m - число стрингеров, расположенных на этой панели,

$\varphi_{об}$ – редукционный коэффициент для обшивки,

k – коэффициент, определяющий, определяющий долю изгибающего момента, воспринимаемого поясами лонжеронов.

Касательные напряжения в стенках от сдвига при изгибе, а также в обшивке от сдвига при кручении находятся соответственно по формулам (3.185), (3.194) или (3.196).

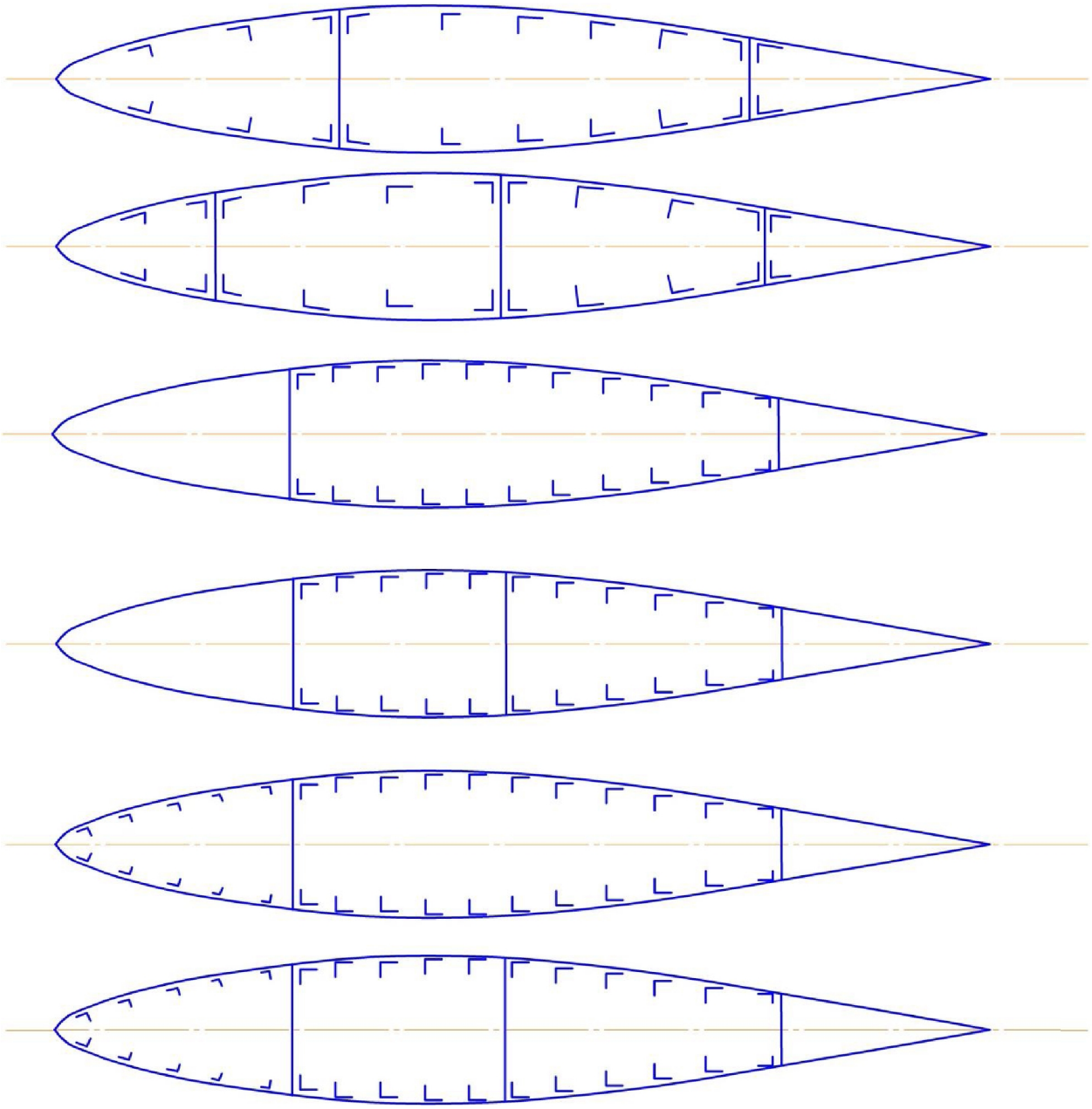


Рис. 3.54 Сечение лонжеронных (а), кессонных (б) и моноблочных (в) силовых схем крыльев

3.4.2. Подбор сечений силовых элементов конструкции крыла

Ниже рассматривается подбор сечений силовых элементов крыла, т.е. подбор потребных площадей поперечных сечений поясов лонжеронов, стрингеров, а также потребной толщины обшивки и стенок лонжеронов крыла. При подборе сечений силовых элементов будем учитывать их назначение в силовой схеме крыла.

Пояса лонжеронов, в основном, нагружаются нормальными силами при общем изгибе крыла. Поэтому подбор сечений поясов лонжеронов следует проводить с учетом их работы при изгибе.

Стрингеры нагружаются также нормальными силами при общем изгибе крыла и одновременно работают совместно с обшивкой на поперечный изгиб от местной воздушной нагрузки. Но прочность их определяется, главным образом, усилиями при общем изгибе крыла.

Стенки лонжеронов нагружаются касательными усилиями от сдвига при изгибе и кручении крыла. Но доля участия внутренних стенок в передаче крутящего момента относительно невелика. Поэтому при подборе толщины стенок лонжеронов исходят из касательных усилий при изгибе крыла.

Обшивка нагружается нормальными напряжениями при общем изгибе крыла, касательными напряжениями от сдвига при изгибе и кручении. Обшивка воспринимает также местную воздушную нагрузку, которую передает на каркас крыла.

Изгибающий момент является важным силовым фактором в поперечных сечениях крыла и на его восприятие затрачивается до 50% общей массы конструкции крыла. В зависимости от степени участия обшивки, стрингеров и поясов лонжеронов в воспринятии изгибающего момента силовые схемы крыльев самолета подразделяются на лонжеронные и кессонные (моноблочные).

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается, в основном, поясами лонжеронов, называется лонжеронным. Такое крыло имеет сравнительно слабые стрингеры и тонкую обшивку. Перерезывающая сила здесь воспринимается стенками лонжеронов, крутящий момент - замкнутым контуром, образованным обшивкой и стенкой заднего лонжерона или задней стенкой. Перерезывающая сила Q_n, изгибающий и крутящий моменты M_t и M_z, действующие в сечениях отъемной части крыла (ОЧК), уравновешиваются на узлах крепления этой части крыла к усиленным

шпангоутам фюзеляжа или к лонжеронам, проходящим через фюзеляж и связанным с силовыми шпангоутами.

Крыло, в котором изгибающий момент воспринимается в основном панелью обшивки совместно с подкрепляющими ее стрингерами, называют кессонным (моноблочным). Толщина обшивки такого крыла значительно больше, чем у крыла лонжеронного. Крыло имеет развитые стрингеры. Пояса же лонжеронов по площади сечений незначительно отличаются от стрингеров. Вместо листовой обшивки в кессонном крыле находят применение трехслойная обшивка, обшивка, подкрепленная гофром, монолитные панели. Центроплан такого крыла связан с фюзеляжем для передачи и уравновешивания нагрузок от ОЧК. Все силовые элементы ОЧК связаны с центропланом посредством контурного крепления.

Если пояса в кессонном крыле не имеют моментных узлов для передачи хотя бы части изгибающего момента, то крыло называется моноблочным.

Вместо лонжеронов крыло имеет продольные элементы – стенки, которые воспринимают сдвиг от перерезывающей силы Q_n. Крутящий момент воспринимается контуром обшивки, замкнутом на задней стенке. Сила Q_n и момент M_t уравновешиваются на узлах крепления центроплана к силовым шпангоутам фюзеляжа. Изгибающие же моменты M_t с панелей обоих ОЧК самоуравновешиваются на центроплане. Из-за несколько большей массы чисто моноблочные крылья менее выгодны, и они встречаются редко. Вместо продольных сменок лучше иметь лонжероны, даже с относительно слабыми поясами и моментными узлами, которые снимают часть изгибающего момента с панелей. Наибольшие дополнительные затраты массы на превращение стенок в лонжероны перекрываются снижением массы из-за уменьшения потребных площадей сечений панелей крыла. Такие крылья занимают промежуточное положение между лонжеронными и чисто моноблочными. Они получили более широкое распространение и название кессонных.

С учетом сказанного выше рассмотрим подбор сечения силовых элементов крыла лонжеронного типа и крыла кессонного (моноблочного) не стреловидного крыла.

Физико-механические свойства основных конструкционных материалов

При выборе материала конструкции необходимо учитывать целый ряд факторов: стоимость материала, возможность применения высокопроизводительных процессов обработки, однородность, неизменность механических свойств во всем возможном при эксплуатации диапазоне температур, долговечность. Однако наибольшее внимание при выборе материала должно уделяться обеспечению необходимой прочности и жесткости конструкции при наименьшей массе.

Критерием, связывающим прочность и массу и позволяющим, следовательно, сравнивать различные материалы, является удельная прочность.

Масса детали, имеющей площадь поперечною сечения F, длину l и выполненной из материала с плотностью ρ, будет $m = Fl\rho$.

Площадь F определяется действующей нагрузкой и допускаемым напряжением при рассматриваемом виде деформации. Так, при растяжении силой P потребная площадь сечения детали

$$F = \frac{P}{\sigma_{\text{в}}}$$

где $\sigma_{\text{в}}$ - предел прочности материала при растяжении. Подставив F в выражение для m, получим

$$m = \frac{Pl}{\sigma_{\text{в}}/\rho}.$$

Отношение $\sigma_{\text{в}}/\rho$ носит название удельной прочности при растяжении.

Для каждого вида деформации есть свои выражения для удельной прочности. Чем выше значение удельной прочности, тем меньше масса детали.

Критерием, связывающим жесткость и массу, является удельная жесткость - отношение модуля упругости к плотности E/ρ.

В настоящее время в самолетостроении основными конструкционными материалами являются высокопрочные магниевые и алюминиевые сплавы, легированные стали и титановые сплавы. В последнее время начали широко внедряться композиционные материалы.

В табл. 1 приведены характеристики удельной прочности и удельной жесткости магниевых, алюминиевых, титановых сплавов и сталей.

Таблица 1

Материал	ρ, г/см^3	$\sigma_в$, МПа	$\sigma_в/\rho$	E, ГПа	E/ρ
Магниевые сплавы:					
деформируемые	1,76...1,83	200...300	115...165	42...43	23,5...24,8
литейные	1,76...1,93	160...330	88...170	42...45	22,2...25,6
Алюминиевые сплавы:					
деформируемые	2,76...2,89	380...560	138...194	70...77	23,3...27,7
литейные	2,55...2,89	200...340	76...122	70...72	25...27,4
Титановые сплавы:					
деформируемые	4,43...4,68	600...1200	136...256	110...120	23,6...27
литейные	4,41...4,49	500...1000	113...213	100...118	22,3...26,5
Легированные стали:					
качественные	7,85	1000...1200	128...153	200	25,5
высококачественные	7,77...7,9	1600...1900	202...243	190...210	24,3...27
жаропрочные	7,9...7,92	550...1000	70...126	185...200	23,4...25,2

Основными конструкционными материалами являются высокопрочные алюминиевые сплавы. Из них изготовляются обшивка, лонжероны, стрингеры, нервюры, шпангоуты, различные кронштейны. Большие по размерам нагруженные детали - кронштейны, корпусы колес и т.п., а также многие детали управления изготавливаются из магниевых сплавов. Сильно нагруженные детали шасси, узлы крепления агрегатов, пояса лонжеронов в корневых сечениях и т.д. изготовляются из легированных высококачественных сталей.

Применение композиционных материалов в конструкции позволяет значительно снизить ее массу. В настоящее время начинают широко использоваться в самолетостроении волокна стекла, углерода, бора и некоторых других материалов в соединении с так называемой матрицей, в качестве которой используются искусственные смолы, алюминий, магний, титан или их сплавы.

Материалы с матрицей из искусственных смол носят название полимерных композиционных материалов. Из этих материалов в конструкции самолетов нашли применение стекло-, угле- и бороплastики. Характеристики этих материалов (при растяжении в направлении волокон) приведены в табл. 2.

Стеклопластики целесообразно использовать для деталей конструкционного назначения, работающих преимущественно на растяжение при температурах, не превышающих 100...150° С. Из них можно изготовлять лонжероны, нервюры и обшивку триммеров, сервокомпенсаторов, небольших по размеру элеронов и рулей и т.п.

Таблица 2

Материал	ρ, г/см^3	$\sigma_в$, МПа	$\sigma_в/\rho$	E, ГПа	E/ρ
Стеклопластики	1,85…2,12	1400…1700	755…800	50…70	28…35
Углепластики	1,28···1,5	1000…1200	780…800	160…180	107…123
Бороплastики	2	1400…1800	700…900	200…270	100…135

Углепластики, как это видно из табл. 2, обладают высоким модулем упругости, превышающим модуль упругости алюминиевых сплавов примерно в два раза. Из них изготовляют обшивку, панели, подкрепляющие элементы силового набора планера самолета. Такие конструкции работают надежно в диапазоне температур до 200°С.

Из полимерных материалов самыми высокими прочностными и жесткостными характеристиками обладают бороплastики. Модуль упругости бороплastиков в 3...3,5 раза превышает модуль упругости алюминиевых сплавов. Кроме того, бороплastики имеют высокий предел динамической и

статической выносливости, малую ползучесть и деформативность в направлении волокон, повышенную тепло- и электропроводность. В сравнении с углепластиками они обладают повышенной (в 2...2,5 раза) прочностью при сжатии. Из боропластиков изготовляют панели обшивки, элементы силового набора, они используются для подкрепления металлических силовых элементов - лонжеронов, силовых нервюр, панелей и т.п.

К недостаткам угле- и бороластиков следует отнести сравнительно низкие значения удельной вязкости и прочности при сдвиге.

Очень высокие механические характеристики имеют и композиционные материалы на основе металлов, армированных волокнами углерода и бора. Так, композиционные материалы с алюминиевой матрицей и бороволок-ном с плотностью ρ = 2,6...2,7 г/см^3 имеют предел прочности при растяжении = 1100...1200 МПа и модуль упругости E = 220...240 ГПа. Величина их удельной прочности $\sigma_в/\rho = 410...450$ более чем в два раза превышает этот показатель для алюминиевых сплавов. Кроме того, металлическая матрица в отличие от полимерной хорошо воспринимает сдвигающие нагрузки.

Применение в конструкции несущих поверхностей самолета композиционных материалов благодаря их высокой жесткости позволяет улучшить флаттерные характеристики, при этом снижение массы тех элементов, где они используются, может достигнуть 40% и даже более.

Широкое использование композиционных материалов, особенно на основе бороволокна, ограничивается их пока высокой стоимостью.

При выборе материала конструкции следует также учитывать и изменение его прочности при повторных нагрузках.

Прочность всех материалов при повторных нагрузках существенно снижается. Это снижение происходит в разной степени для различных материалов, при этом оно будет тем больше, чем больше число нагружений и чем большей будет концентрация напряжений.

Повторяемость нагрузок и их величина зависят от назначения самолета, его летных характеристик и условий эксплуатации. Прочность конструкции, при повторных нагрузках носит название усталостной прочности.

Под усталостным разрушением материала понимают его разрушение в результате циклического воздействия напряжений.

Предотвращение усталостных разрушений - одна из важнейших проблем в авиации. Повышение усталостной прочности конструкции может быть достигнуто несколькими способами. Наиболее эффективным способом является уменьшение действующих напряжений в элементах конструкции. Но использование этого способа приводит к значительному увеличению массы и применяется поэтому лишь для отдельных наиболее ответственных деталей. Другими эффективными способами повышения усталостной прочности являются устранение концентраторов напряжений, ограничение скорости распространения трещин, создание конструкции с несколькими путями передачи нагрузок, правильный выбор материала конструкции.

Широкое распространение для повышения усталостной прочности деталей получил метод упрочнения поверхностных слоев наклепом с помощью дробеструйной обработки. Значительно повышают усталостную прочность и защитные покрытия.

3.4.2.1. КРЫЛО ЛОНЖЕРОННОГО ТИПА.

3.4.2.1.1.Определение потребной толщины обшивки.

Толщина обшивки определяется из условия передачи крутящего момента, т.к. крутящий момент воспринимается, в основном, только обшивкой. При этом нужно исходить из расчетного случая, дающего наибольший крутящий момент. Если профиль крыла бетмоментный ($C_{m_0} = 0$), то наибольший крутящий момент будет в случае B. Если же $C_{m_0} \neq 0$, то наибольший момент может оказаться в случае C.

Величина крутящего момента для расчетных случаев C и B определяются по разному.

Для случая *C* величина погонных крутящих моментов в сечениях крыла вычисляется по формулам

$$m_z^p = f C_{m_{0m}} q_{maxmax} b^2(z), \tag{3.199}$$

$$m_z^p = f\left(C_{m_{0m}} + \Delta C_{m_{0m}}\right) q_{maxmax} b^2(z). \tag{3.200}$$

Выражение (3.199) используется для определения значений m_z^p для сечений крыла, не проходящих через элерон, а (3.200) - для сечений, проходящих через отклоненный элерон.

При безмоментном профиле крыла $C_{m_0} = 0$ и величину погонного крутящего момента следует находить для расчетного случая *B*. В связи с малостью углов атаки при вычислении погонных крутящих моментов от воздушных и массовых сил можно учитывать только действие их составляющих в направлении оси *y*.

Тогда

$$m_z^p = q_{\text{ув}}^p (x_{\text{ж}} - x_{\text{л}}) + q_{\text{ук}}^p (x_{\text{м}} - x_{\text{ж}}) + q_{\text{ут}}^p (x_{\text{т}} - x_{\text{ж}}) \tag{3.201}$$

Здесь

$$q_{\text{ув}}^p = \frac{f n_{\text{в}}^{\text{э}} m g}{S} b(z), \tag{3.202}$$

$$q_{\text{ук}}^p = \frac{f n_{\text{в}}^{\text{э}} m_{\text{к}} g}{S} b(z), \tag{3.203}$$

$$q_{\text{ут}}^p = \frac{f n_{\text{в}}^{\text{э}} m g}{S_{\text{т}}} b(z), \tag{3.204}$$

f - коэффициент безопасности для случая *B*,

$n_{\text{в}}^{\text{э}} = 0{,}5 n_{max}^{\text{э}}$ - перегрузка для случая *B*.

Координата $x_{\text{ж}} = U_{\text{ж}}$, определяющая положение центра жесткости сечения крыла, определяется по (3.187), координата $x_{\text{л}}$, определяющая положение центра давления сечения крыла, находится по ().

Положение точек приложения массовых сил крыла - центров масс сечений - берется на основании статистических данных в пределах

$$\bar{x}_{\text{м}} = \frac{x_{\text{м}}}{b(z)} = 0{,}42 \ldots 0{,}5.$$

Значение крутящих моментов M_z^p во всех сечениях крыла находится путем численного интегрирования эпюр m_z^p, ординаты которых найдены на основании выражений (3.198)-(3.201).

При построении эпюры M_z^p, соответствующей расчетному случаю B, необходимо учесть сосредоточенные моменты от массовых сил агрегатов или грузов:

$$\Delta M_{zj}^p = P_{yj}^p\left(x_j - x_{\text{ж}}\right). \tag{3.205}$$

Определив величину крутящего момента M_z^p в сечении крыла, следует найти для каждого контура k ту часть M_{zk} (4.16), которая может быть воспринята этим контуром. После этого можно на основании формул (4.16) и (4.17) найти потребную толщину обшивки крыла для контура k:

$$\delta_{\text{об}} \geq \frac{M_z^p}{\tau_{\text{разр}}^{\text{об}}} \cdot \frac{\Omega_k^2}{P_k \sum_{k=1}^{n} \frac{\Omega_k^2}{P_k}}. \tag{3.206}$$

При наличии стрингерного подкрепления обшивки величина разрушающего касательного напряжения может быть принята равной

$$\tau_{\text{разр}}^{\text{об}} = (0{,}25 \ldots 0{,}35)\sigma_{\text{в}}^{\text{об}}.$$

Нижний предел относится к тонкой обшивке ($\delta_{\text{об}} < 1{,}5$мм), а верхний - к более толстой ($\delta_{\text{об}} > 1{,}5$мм).

Для бсстрингерного крыла

$$\tau_{\text{разр}} = (0{,}2 \ldots 0{,}25)\ \sigma_{\text{в}}^{\text{об}}$$

здесь $\sigma_{\text{в}}^{\text{об}}$ - временное сопротивление материала обшивки.

3.4.2.1.2. Подбор элементов продольного наборе для растянутой зоны крыла.

Подбор сечений элементов продольного набора крыла проводится с учетом нагружения крыла при наиболее тяжелых расчетных случаях A или A'. В ситуациях, описываемых этими случаями перерезывающие силы и изгибающие моменты будут иметь наибольшие значения.

Для выбранного расчетного случая находится разность воздушных и массовых сил крыла

$$q_n^p = q_{n\text{в}}^p - q_{n\text{к}}^p. \tag{3.206}$$

Здесь можно принять

$$q_{\text{ув}}^p = \frac{fn^э mg}{S} b(z), \tag{3.207}$$

$$q_{n\text{к}}^p \cong q_{\text{ук}}^p = \frac{fn^э m_\text{к} g}{S} b(z), \tag{3.208}$$

при определении значений внутренних силовых факторов Q_n^p и M_t^p следует учесть массовые силы грузов или агрегатов, расположенных в крыле.

С учетом величины этих нагрузок определяются значения перерезывающих сил $Q_n^p \approx Q_y'$ и изгибающих моментов $M_t^p \approx M_x^p$. При изгибе крыла внутренние силы упругости образуют в сечении пару сил N (рис. 4.4).

Силы N равны

$$N = \frac{M_t^p}{H}. \tag{3.209}$$

Плечо H пары сил N находится по формуле (4.6).

В лонжеронном крыле значительная часть изгибающего момента воспринимается поясами лонжеронов. При этом, доля изгибающего момента, приходящегося на пояса лонжеронов, может быть различной. По мере увеличения толщины обшивки и сечения стрингеров доля изгибающего момента, воспринимаемого поясами лонжеронов, падает. При этом реализуется постепенный переход от лонжеронного крыла к крылу моноблочному, где сечения поясов и стрингеров примерно равны.

Подбор сечений элементов продольного набора следует начать с растянутой зоны. Пусть в растянутой зоне пояса лонжеронов воспринимают некоторую долю полной осевой силы:

$$N_\text{п} = kN \tag{3.210}$$

Значением коэффициента k необходимо задаться в зависимости от толщины обшивки и примерного желаемого соотношения между сечениями поясов и стрингеров.

Полагается, что при изгибе крыла его сечения остаются плоскими. Напряжения в поясах будут пропорциональны расстоянию от нейтральной оси. Если считать, что нейтральная ось при изгибе проходит через середины высот лонжеронов, то

$$\frac{\sigma_{jp}^{\text{п}}}{\sigma_{kp}^{\text{п}}} = \frac{H_j}{H_k}, \tag{3.211}$$

откуда

$$\sigma_{jp}^{\text{п}} = \sigma_{kp}^{\text{п}} \frac{H_j}{H_k}. \tag{3.212}$$

Здесь $\sigma_{jp}^{\text{п}}$ и $\sigma_{kp}^{\text{п}}$ - напряжения в растянутых поясах соответственно j-го и k-го лонжеронов. Лонжерон k имеет наибольшую высоту.

С повышением строительной высоты лонжерона повышается и эффективность работы его поясов. Поэтому с целью эффективного использования возможностей материала выгодно чтобы площадь сечения пояса лонжерона k была больше площади сечений поясов лонжеронов, имеющих меньшие строительные высоты. Следовательно, целесообразно принять площади сечений поясов пропорциональными высотам лонжеронов, то есть

$$\frac{F_{jp}}{F_{kp}} = \frac{H_j}{H_k}, \tag{3.213}$$

и

$$F_{jp} = F_{kp} \frac{H_j}{H_k} \tag{3.214}$$

С учетом (3.210), (3.211) и (3.214) запишем выражение для нормальной силы, воспринимаемой поясами лонжеронов в растянутой зоне

$$N_{\text{п}} = kN = \sum_{j=1}^{n} \sigma_{jp} F_{jp} = \sigma_{kp} F_{kp} \sum_{j=1}^{n} \left(\frac{H_j}{H_k}\right)^2. \tag{3.215}$$

Примем величину разрушающего напряжения для наиболее нагруженного пояса k-го лонжерона в растянутой зоне равной

$$\sigma_{kp} = \sigma_{\text{разр}}^{\text{п}} \le \varkappa \sigma_{\text{в}}^{n}. \qquad (3.216)$$

$$\varkappa = \varkappa_1 \varkappa_2,$$

Здесь

$\varkappa_1 = 0{,}76\ldots0{,}95$ - коэффициент, учитывающий ослабление сечений растянутых элементов отверстиями под заклепки;

$\varkappa_2 = 0{,}85\ldots0{,}95$ - коэффициент, учитывающий возможную концентрацию напряжений у отверстий.

Тогда потребная площадь сечения растянутого пояса лонжерона k будет равна

$$F_{kp} = \frac{kN}{\varkappa \sigma_{\text{в}}^{n} \sum_{j=1}^{n} \left(\frac{H_j}{H_k}\right)^2}. \qquad (3.217)$$

Затем находятся потребные площади сечений поясов оставшихся лонжеронов F_{jp} (3.214).

Поясами лонжеронов в растянутой зоне воспринимается нормальная сила, величина которой равна

$$N_{\text{п}} = \varkappa \sigma_{\text{в}}^{n} \sum_{j=1}^{n} F_{jp}^{0} \frac{H_j}{H_k}, \qquad (3.218)$$

где F_{jp}^{0} - площади сечений стандартных прессованных или фрезерованных (при отсутствии стандартных) профилей. Оставшаяся часть нормальной силы N воспринимается стрингерами и обшивкой. Обозначим через $\sigma_j^{\text{об}}$ и $\sigma_j^{\text{с}}$ - напряжения в обшивке и в стрингерах соответственно вблизи j-го лонжерона. Между лонжеронами нормальные напряжения изменяются по линейному закону. Учитывается работа стрингеров и обшивки только в той части сечения крыла, которая ограничена передним и задним лонжеронами, расстояние между которыми равно B. Пренебрежение работой обшивки и стрингеров в носовой части сечения крыла пой дет в увеличение

коэффициента избытка его прочности. С целью учета эффективно работающей при изгибе крыла части обшивки и стрингеров в носовой части крыла можно размер B взять несколько большим, чем расстояние между крайними лонжеронами. Толщина обшивки была подобрана их условия ее работы на сдвиг при кручении. Но обшивка воспринимает часть нормальной силы N при изгибе крыла. Нормальная сила, воспринимаемая обшивкой, будет равна величине среднего напряжения, умноженного на площадь ее сечения

$$N_{\text{п}} = \frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n} \sigma_{jp}\, B\delta_{\text{об}}\varphi_{\text{об}}. \qquad (3.219)$$

Здесь $\varphi_{\text{об}}$ - редукционный коэффициент, учитывающий эффективность работы обшивки в растянутой зоне. Его величина может быть взята из таблицы 4.1

Аналогично (3.212) здесь имеет место выражение

$$\sigma_{jp}^{\text{об}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{об}} \frac{H_j}{H_k}. \qquad (3.220)$$

Таблица 4.1.

$\delta_{\text{об}}$, мм	0,5…0,8	1,0…1,5	≥2
$\varphi_{\text{об}}$, мм	0,6…0,7	0,85…0,9	1

С учетом (3.220) представим (3.219) в виде

$$N_{\text{об}} = \frac{1}{n} B\delta_{\text{об}}\varphi_{\text{об}}\sigma_{\text{кр}}^{\text{об}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}. \qquad (3.221)$$

Для обшивки, работающей на растяжение, можно принять $\sigma_{\text{кр}} = \varkappa\sigma_{\text{в}}^{\text{об}}$.

Здесь $\sigma_{\text{в}}^{\text{об}}$ - временное сопротивление материала обшивки.

С учетом сказанного величина нормальной силы, воспринимаемой обшивкой, будет равна

$$N_{\text{об}} = \frac{1}{n} B\delta_{\text{об}}\varphi_{\text{об}}\varkappa\sigma_{\text{в}}^{\text{об}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}. \qquad (3.222)$$

Обозначим через σ_j - напряжение в стрингерах, расположенных вблизи поясов j-го лонжерона, а через m - количество стрингеров на панели обшивки между крайними лонжеронами растянутой зоны крыла. Тогда выражение для нормальной силы, воспринимаемой стрингерами, можно получить в виде

$$N_{\text{стр}} = \sum_{i=1}^{m} F_{\text{стр}}\,\sigma_i^{\text{стр}} = F_{\text{стр}} \sum_{i=1}^{m} \sigma_i^{\text{стр}} = F_{\text{стр}}\,\frac{\sum_{j=1}^{n}\sigma_j^{\text{стр}}}{n} = \frac{1}{n} F_{\text{стр}} m \sigma_{kp}^{\text{стр}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}. \quad (3.222)$$

Напряжение в наиболее нагруженном стрингере k в растянутой зоне можно принять равным

$$\sigma_{kp}^{\text{стр}} = \varkappa \sigma_{\text{в}}^{\text{стр}}.$$

Здесь $\sigma_{\text{в}}^{\text{стр}}$ - временное сопротивление материала стрингера.

Тогда нормальная сила

$$N_{\text{стр}} = \frac{1}{n} F_{\text{стр}} m \varkappa \sigma_{\text{в}}^{\text{стр}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}. \quad (3.223)$$

возникающая при изгибе крыла, воспринимается поясами лонжеронов, обшивкой и стрингерами. Таким образом

$$N = N_{\text{п}} + N_{\text{об}} + N_{\text{стр}}. \quad (3.224)$$

Подставив в это выражение (4.44), (4.48) и (4.50), получим формулу для определения потребной площади сечения стрингера

$$F_{\text{стр}} = \frac{N - \varkappa \sigma_{\text{в}}^{n} \sum_{j=1}^{n} F_{jp}^{0} \frac{H_j}{H_k} - \frac{1}{n} B \delta_{\text{об}} \varphi_{\text{об}} \varkappa \sigma_{\text{в}}^{\text{об}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}}{\frac{m}{n} \varkappa \sigma_{\text{в}}^{\text{стр}} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}} \quad (3.225)$$

По известному значению $F_{\text{стр}}$ в соответствии с сортаментом прессованных профилей выбирается тип профиля, имеющий площадь

$$F_{\text{стр}}^{0} \geq F_{\text{стр}}$$

Если передний лонжерон расположен далеко от носка крыла, то при расчете по данной методике может оказаться значительный избыток прочности. В связи с этим, в расчетное число стрингеров m нужно включить, помимо стрингеров той части, которая расположена между крайними лонжеронами, некоторую часть стрингеров носовой части сечения.

Аналогично следует расширить соответственно и участок обшивки, учитываемой при расчете.

Если стрингеры и обшивка выполнены из материалов, имеющих высокие пластические свойства, то при изгибе происходит выравнивание напряжений и в стрингерах, и в обшивке. При этом значении нормальных сил, воспринимаемых обшивкой и стрингерами целесообразно определять независимо от репницы высот H_j. То есть, вместо формул (3.222) и (3.223) необходимо использовать следующие выражения:

$$N_{\text{об}} = \varkappa_1 \sigma_{0,2}^{\text{об}} B \delta_{\text{об}} \varphi_{\text{об}}, \tag{3.226}$$

$$N_{\text{стр}} = \varkappa_1 \sigma_{0,2}^{\text{стр}} m F_{\text{стр}}. \tag{3.227}$$

Сказанное необходимо учесть при определении значения потребной и пощади сечения стрингера.

3.4.2.1.3. Подбор элементов продольного набора для сжатой зоны крыла

Можно принять, что в сжатой зоне сечения стрингеров и расстояния между ними такие же, как и в растянутой зоне. Тогда расчет сжатой зоны сведется к подбору поясов лонжеронов.

Обшивка в сжатой зоне приводится к стрингерам:

$$F_{\text{стр+об}} = F_{\text{стр}}^{0} + F_{\text{об}}^{\text{пр}}. \tag{3.228}$$

Величину приведенной площади обшивки следует находить по формуле

$$F_{\text{об}}^{\text{пр}} = \delta_{\text{об}} b_{\text{пр}}, \tag{3.229}$$

где $b_{\text{пр}}$ - ширина обшивки, приведенной к стрингерам. При разрушающих напряжениях в стрингерах величина $b_{\text{пр}}$ вычисляется в зависимости от отношения $b/\delta_{\text{об}}$.

Если $b/\delta_{\text{об}} \geq 30{,}5$, обшивка считается тонкой, при $b/\delta_{\text{об}} \leq 30{,}5$ - толстой .

Для тонкой обшивки

$$b_{\text{пр}} = 1{,}9\delta_{\text{об}}\sqrt{\frac{E_{\text{об}}}{\sigma_{kp}^{\text{стр}}}\frac{E_{\text{об}}}{E_{\text{стр}}}}, \tag{3.230}$$

Для толстой обшивки

$$b_{\text{пр}} = b\sqrt{\frac{\sigma_{kp}^{\text{об}}}{\sigma_{kp}^{\text{стр}}}\frac{E_{\text{об}}}{E_{\text{стр}}}}. \tag{3.231}$$

Здесь $\sigma_{kp}^{\text{стр}}$, $\sigma_{kp}^{\text{об}}$ - критические напряжения соответственно для стрингеров и обшивки, а $E_{\text{стр}}$, $E_{\text{об}}$ - модули упругости материала соответственно стрингеров и обшивки.

Полагая, что напряжения в стрингерах равно критическим, получим для нормальной силы, воспринимаемой стрингерами с присоединенной обшивкой, следующее выражение:

$$N_{\text{стр+об}} = \sigma_{kp}^{\text{стр}} m F_{\text{стр+об}}. \tag{3.232}$$

Тогда нормальная сила, которую должны воспринять пояса лонжеронов в сжатой зоне, будет равна

$$N_{\text{п}} = N - \sigma_{kp}^{\text{стр}} F_{\text{стр+об}} m. \tag{3.233}$$

Аналогично растянутой зоне будем полагать, что

$$\frac{\sigma_{jc}}{\sigma_{kc}} = \frac{H_j}{H_k}, \tag{3.234}$$

$$\frac{F_{jc}}{F_{kc}} = \frac{H_j}{H_k}, \tag{3.235}$$

Здесь σ_{jc} и F_{jc} - соответственно напряжения и площади сечений поясов лонжерона j в сжатой зоне.

Теперь выражение (3.233) можно записать в виде

$$N_{\text{п}} = \sum_{j=1}^{n} \sigma_{jc} F_{jc} = \sigma_{kc} F_{kc} \sum_{j=1}^{n} \left(\frac{H_j}{H_k}\right)^2 = N - N_{\text{стр-об}}. \tag{3.236}$$

Приняв напряжение для наиболее нагруженного сжатого пояса лонжерона k равным разрушающему, получим

$$F_{kc} = \frac{N - \sigma_{kp}^{\text{стр}} m F_{\text{стр}}}{\sigma_{\text{разр}}^{\text{п}} \sum_{j=1}^{n} \left(\frac{H_j}{H_k}\right)^2}. \qquad (3.237)$$

Из (3.235) получим потребные значения площадей сечений поясов оставшихся лонжеронов

$$F_{jc} = F_{kc} \frac{H_j}{H_k}. \qquad (3.238)$$

По значениям потребных площадей сечений поясов лонжеронов подбираются тип и размеры профилей. При отсутствии стандартных профилей принимается решение о применении фрезерованных поясов лонжеронов. Как правило, они обладают более высокими характеристиками жесткости, чем прессованные профили. И им не грозит потеря местной устойчивости. В качестве разрушающего напряжения следует принять временное сопротивление материала поясов, т.е.

$$\sigma_{\text{разр}}^{\text{п}} = \sigma_{\text{в}}^{\text{п}}. \qquad (3.239)$$

Если же пояса изготавливаются из прессованных профилей, то в качестве разрушающего напряжения следует брать критическое напряжение местной потери устойчивости. Но величину критических напряжений для поясов можно определить при известной форме и размерах сечения. Поэтому потребные площади сечений поясов находятся путем последовательных приближений. Площади сечений поясов можно определить в первом приближении по (3.237)...(3.239). По найденным значениям $F_{jc}^{(1)}$ следует подобрать тип и размеры профилей по сортаменту и сделать проверку на отсутствие потери устойчивости. Нормальная сила, которую могут выдержать пояса лонжеронов в сжатой зоне должна быть больше той, которую они должны воспринять при изгибе в соответствии с расчетным случаем A или A':

$$\sum_{j=1}^{n} \sigma_{j\text{кр}}^{\text{мест}} F_{jc}^{0} \geq N_A - \sigma_{kp}^{\text{стр}} F_{\text{стр+об}} m. \qquad (3.240)$$

Если это условие не выполняется, следует выбрать профили с более высокими характеристиками жесткости, то есть профили, имеющие более высокие критические напряжения местной потери устойчивости. Подбор сечений элементов продольного набора производится из условия работы крыла на изгиб при расчетном случае A или A' при этом элементы нижних панелей крыла работают на растяжение, верхних - на сжатие. В случаях D или D' растянутыми окажутся элементы верхних панелей, а сжатыми - элементы нижних панелей. Поэтому необходимо выполнить проверку устойчивости элементов нижних панелей. При этом необходимо иметь в виду, что изгибающий момент для расчетного случая D меньше, чем при расчетных случаях A или A'. Приближенно можно принять величину нормальной силы, возникающей при этом составляет половину от ее значения, соответствующего случаю A, то есть

$$N_D = 0{,}5N_A. \tag{3.241}$$

Условие отсутствия потери устойчивости поясов лонжеронов в нижней зоне запишем по аналогии с (4.67)

$$\sum_{j=1}^{n} \sigma_{j\text{кр}}^{\text{мест}} F_{jp}^{0} \geq N_D - \sigma_{kp}^{\text{стр}} F_{\text{стр+об}} m. \tag{3.242}$$

При невыполнении этого условия элементы продольного набора в нижней зоне крыла следует усилить.

3.4.2.1.4. Подбор стенок лонжеронов крыла

Толщина стенок лонжеронов определяется из расчета на сдвиг при изгибе (случаи A или A') при условии, что перерезывающая сила, воспринимается только стенками лонжеронов. Находится перерезывающая сила для сечения крыла с учетом его конусности (3.181), которая распределяется между лонжеронами пропорционально их изгибной жесткости (4.8).

Имея значение силы Q_j можно найти значение толщины стенки этого лонжерона:

$$\delta_j \geq \frac{Q_j}{\mu H_j \tau_{\text{разр}}^{\text{ст}}}. \qquad (3.243)$$

Здесь

$$\tau_{\text{разр}}^{\text{ст}} = \tau_{\text{в}}^{\text{ст}} = (0{,}6 \ldots 0{,}65)\sigma_{\text{в}}^{\text{ст}},$$

$\sigma_{\text{в}}^{\text{ст}}$ - временное сопротивление материала стенок.

После назначения стандартной толщины стенки δ_j^0 проверяется отсутствие потери устойчивости стенки при работе на сдвиг:

$$\tau_j = \frac{Q_j}{\mu H_j \delta_j^0} \leq \tau_{\text{кр}}^{\text{ст}}. \qquad (3.244)$$

Здесь $\tau_{\text{кр}}^{\text{ст}}$ - величина критического напряжения потери устойчивости стенки при сдвиге.

Если при расчете окажется, что стенка заднего лонжерона более тонкая, чем обшивка в заднем контуре сечения, то следует принять толщину этой стенки равной толщине обшивки. Это обусловлено тем, что эта стенка входит в контур, воспринимающий соответствующую часть крутящего момента.

3.4.2.2. Крыло кессонного (моноблочного) типа.

В кессоном (моноблочном) крыле мощные продольные элементы, типа поясов лонжеронов лонжеронного крыла отсутствуют. Прочность же на изгиб в таком крыле обеспечивается стрингерами с обшивкой. Так как обшивка получается большой толщины из условия восприятия нормальных сил при изгибе, то касательные напряжения от сдвига при изгибе и кручении ее толщину не лимитируют.

Стенки лонжеронов в крыле рассматриваемого тира работают в тех же условиях, что и в лонжеронном крыле, а потому подбор их сечений остается таким же, как в лонжеронном крыле.

Рассмотрим здесь подбор параметров силовых панелей обшивки, подкрепленной стрингерным набором, и отметим особенности подбора поясов лонжеронов.

Как и в крыле лонжеронного типа будем полагать, что напряжения σ_j в обшивке вблизи поясов лонжеронов пропорциональны отношению высот лонжеронов. Аналогично (3.212), (3.222) запишем

$$\sigma_j = \sigma_k \frac{H_j}{H_k}. \tag{3.245}$$

Внутренние силы упругости - нормальные силы, растягивающие нижнюю панель и сжимающие верхнюю находятся по формуле (3.209) для расчетных случаев A или A'. Обозначим через δ приведенную толщину панели. Ее величина определяется истинной толщиной обшивки $\delta_{об}$ и площадью стрингера, разнесенного по участку обшивки. Длина участка равна шагу стрингеров b. Таким образом

$$\delta = \delta_{об}\varphi_{об} + \frac{F_{стр}}{b}. \tag{3.246}$$

Нормальная сила упругости N будет равна произведению средних напряжений в панели на площадь сечения панели:

$$N = \frac{M_t^p}{H} = \frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n} \sigma_j B\delta. \tag{3.247}$$

Задаваясь величиной напряжений для наиболее нагруженных стрингеров, то есть приняв

$$\sigma_k = \sigma_{разр}^{стр}$$

Определим приведенную толщину панели

$$\delta \geq \frac{M_t^p}{H} \frac{1}{\sigma_{разр}^{стр} \frac{B}{n} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}}. \tag{3.248}$$

Для растянутой зоны:

$$\delta = \delta_р, \qquad \sigma_{разр}^{стр} = \varkappa \sigma_в^{стр}.$$

В этом случае

$$\delta_{\text{р}} \geq \frac{M_t^p}{H} \frac{1}{\varkappa \sigma_{\text{в}}^{\text{стр}} \frac{B}{n} \sum_{j=1}^{n} \frac{H_j}{H_k}}. \quad (3.249)$$

Если стрингеры и обшивка выполнены из материала, допускающего значительные пластические деформации, то

$$\sigma_{\text{к}} = \sigma_{\text{разр}}^{\text{стр}} = \varkappa_1 \sigma_{0,2}^{\text{стр}}$$

и

$$N = \frac{M_t^p}{H} = \varkappa_1 \sigma_{0,2}^{\text{стр}} B\delta, \quad (3.250)$$

$$\delta_{\text{р}} \geq \frac{M_t^p}{H} \frac{1}{\varkappa_1 \sigma_{0,2}^{\text{стр}} B}. \quad (3.251)$$

Найденную величину $\delta_{\text{р}}$ можно распределить следующим образом между обшивкой и стрингерами:

$$\delta_{\text{об}} = 0{,}65\delta_{\text{р}}, \quad (3.252)$$

$$F_{\text{стр}} = 0{,}35\delta_{\text{р}} b. \quad (3.253)$$

С учетом значений $\delta_{\text{об}}$ и $F_{\text{стр}}$ принимаются стандартные значения толщины обшивки $\delta_{\text{об}}^0$ и площади сечений стрингеров $F_{\text{стр}}^0$.

После определения этих величин необходимо убедиться в отсутствии потери устойчивости растянутой панели. В случае D или D', когда панель будет должна воспринять нормальную силу N_D.

Условие отсутствия потери устойчивости:

$$m\sigma_{kp}^{\text{стр}} \left(F_{\text{стр}}^0 + \delta_{\text{пр}} \delta_{\text{об}}^0\right) \geq N_D = 0{,}5N_A. \quad (3.253)$$

Для сжатой зоны $\delta = \delta_c$, $\sigma_{\text{разр}}^{\text{стр}} = \sigma_{kp}^{\text{стр}}$ и

$$\delta_c \geq \frac{M_t}{H} \frac{1}{\sigma_{kp}^{\text{стр}} B}. \quad (3.254)$$

Площадь сечений стрингеров для сжатой зоны целесообразно принять большими по величине, чем площади сечений для растянутой зоны.

Потребную величину δ_c можно распределить между обшивкой и продольным набором следующим образом

$$\delta_{\text{об}} = 0{,}5\delta_c, \quad (3.255)$$

$$F_{\text{стр}} = 0{,}5\delta_c b. \qquad (3.256)$$

Для сжатой зоны задача подбора обшивки и стрингеров решается путем последовательных приближений, как и для сжатой зоны крыла лонжеронного типа. После подбора толщины обшивки и стрингеров $\delta_{\text{об}}^0$ и $F_{\text{стр}}^0$ необходимо убедиться в выполнении условия отсутствия потери устойчивости:

$$m\sigma_{kp}^{\text{стр}}\left(F_{\text{стр}}^0 + b_{\text{пр}}\delta_{\text{об}}^0\right) \geq N_A. \qquad (3.257)$$

Силовая схема крыла, элементы которой подобраны по методике, разработанной выше, имеет лонжероны с поясами, площади сечений которых не отличаются от площадей сечений стрингеров. Но пояса лонжеронов могут и превосходить стрингеры по площади своих сечений. С этой целью следует полагать, что пояса должны воспринимать нормальную силу, величина которой равна

$$N_{\text{п}} = kN = k\frac{M_t}{H}.$$

Затем по методике, рассмотренной применительно к крылу лонжеронного типа, используя (3.207), (3.212), (3.232) и (3.233) подбираем пояса лонжеронов, как для растянутой, так и для сжатой зоны.

Оставшуюся силу, величина которой равна $(1-k)N$ учитываем при подборе стрингеров и обшивки крыла кессонного (моноблочного) типа. При этом используются выражения (3.250)...(3.253), в которых полную силу N необходимо заменить на $(1-k)N$. После подбора поясов лонжеронов, обшивки и стрингеров необходимо убедиться в выполнении условий отсутствия потери устойчивости на основании (3.236) и (3.238).

ГЛАВА 4. РАСЧЕТ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

4.1 Силовые схемы стреловидных крыльев

Стреловидные крылья современных самолетов выполняются в виде моноблочных, двухлонжеронных и однолонжеронных конструкций.

Элементы продольного набора моноблочных и двухлонжеронных крыльев имеют перелом у борта фюзеляжа либо в плоскости симметрии самолета (рис.4.1). Крепление таких крыльев производится по узлам 1 и 2, расположенным по бортам фюзеляжа. Консоль же однолонжеронного крыла (рис.4.2) опирается на фюзеляж (узел 1) и на подкосную балку (узлы 2 и 5). Узлы крепления к фюзеляжу обычно выполняются шарнирными, к балке – шарнирными или моментными.

Нервюры в стреловидном крыле устанавливаются как по потоку. так и перпендикулярно оси крыла. В первом случае лучше обеспечивается форма профиля в плоскости обтекания крыла. Но критические касательные напряжения косоугольных панелей обшивки, ограниченных элементами продольного набора и нервюрами, ниже чем у равновеликих прямоугольных панелей. И в весовом отношении нервюры, установленные по потоку, тяжелее нервюр, перпендикулярных оси крыла, из-за их большей длины. В связи с этим нервюры чаще располагают перпендикулярно оси крыла.

Следует отметить, что способ расположения нервюр практически не оказывает влияния на работу общей силовой схемы крыла.

Стреловидные крылья по своей конструкции аналогичны нестреловидным и отличаются от них только наличием корневой части 1-2-3, в которой элементы продольного набора имеют различную длину. Это обстоятельство приводит к тому, что и напряженное состояние стреловидного крыла отличается от напряженного состояния нестреловидного крыла главным образом в корневой части и в примыкающих к ней сечениях крыла. В сечениях же, достаточно удаленных от корневого сечения 2-3, напряжения распределяются как в нестреловидном крыле. В соответствии с этим, например, нормальные напряжения можно определить в таких сечениях по известной формуле (4.1) в которой редукционный коэффициент φ учитывает разнородность материала и нелинейность диаграммы напряжений.

$$\sigma_0 = \frac{M_x^p}{J_{rx}} y\varphi, \qquad (4.1)$$

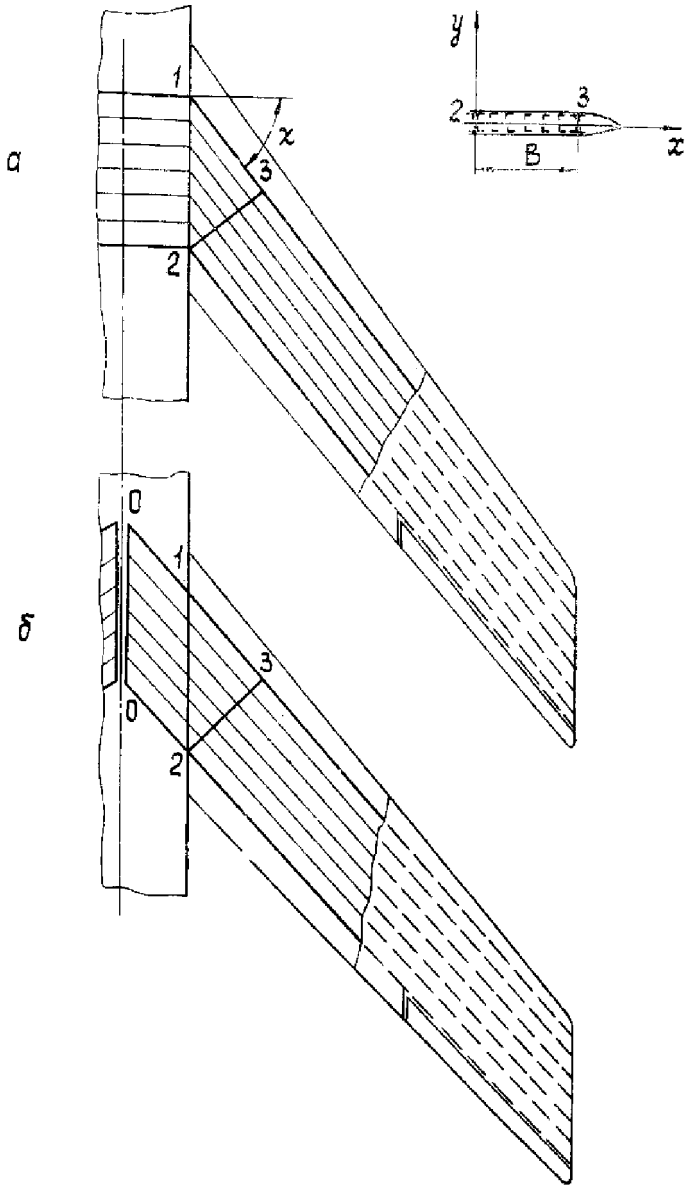


Рис. 4.1 Силы перелома элементов продольного набора стреловидного крыла: а) у борта фюзеляжа; б) по оси симметрии самолета.

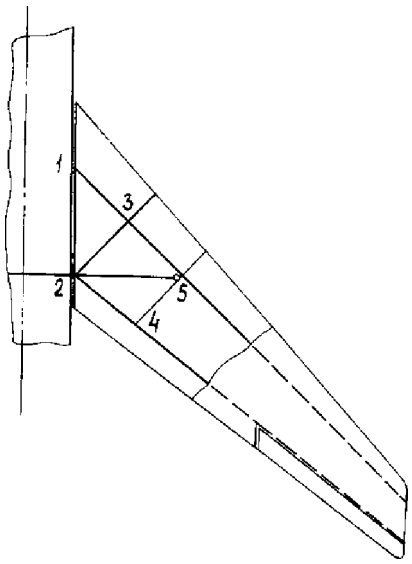


Рис. 4.2 Силовая схема однолонжеронного стреловидного крыла

4.2 Моноброчное крыло с переломом элементов продольного набора по борту фюзеляжа

Силовой основой рассматриваемого крыла являются панели обшивки, подкрепленной частым набором стрингеров. Пояса же лонжеронов по сечениям почти не отличаются от стрингеров. Продольный набор имеет перелом по борту фюзеляжа, а нервюры поставлены перпендикулярно оси крыла. Будем называть нервюру 1-2 бортовой, а нервюру 2-3 корневой (рис.4.3).

Ниже приводятся способы определения нормальных и касательных напряжений в сечениях крыла.

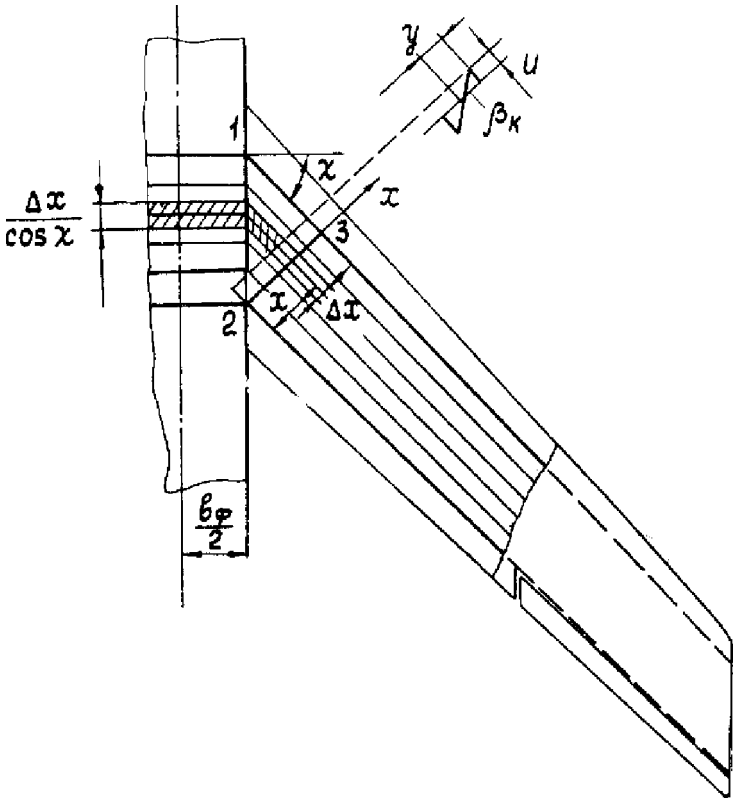


Рис. 4.3 Схема поворота корневого сечения 2-3 при изгибе стреловидного крыла с абсолютно жесткой консолью

4.2.1 Определение нормальных напряжений консоли крыла при изгибе

Определим вначале нормальные напряжения в корневом сечении крыла. Введем допущение о том, что консоль крыла абсолютно жесткая. При изгибе крыла сечение 2-3 повернется на угол $\beta_к$. Вследствие этого точка сечения, находящаяся на расстоянии y от нейтральной оси сместится на величину u от недеформированного положения (рис.4.3):

$$u = \beta_к y \qquad (4.2)$$

Перемещение u, возникшее вследствие деформации элементов продольного набора и обшивки корневой и фюзеляжной части крыла, можно выразить через напряжение $\sigma_к$ в корневом сечении. Эти напряжения будем считать неизменяющимися по длине стрингеров, что приведет в случае их постоянного сечения к равенству нулю касательных напряжений в обшивке корневой части.

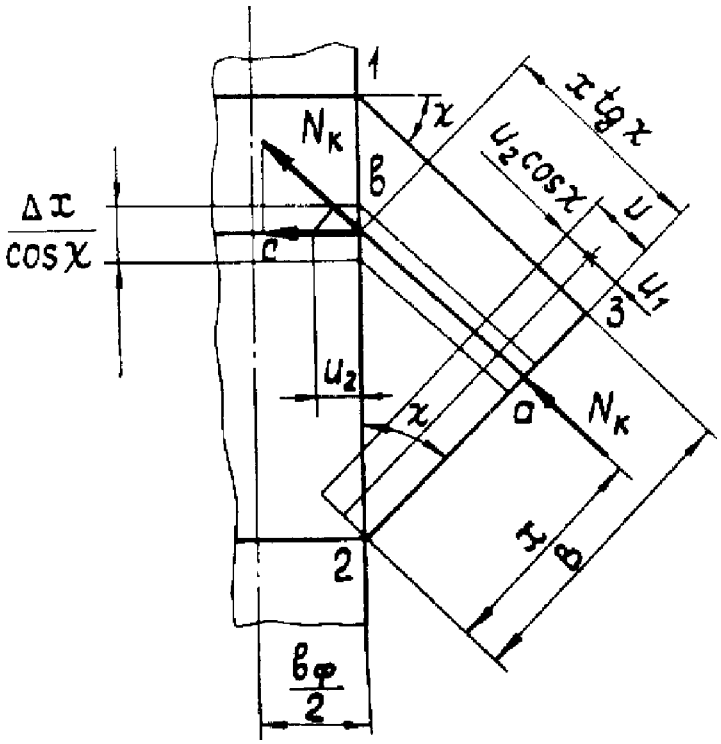


Рис. 4.4 Работа элементов корневого треугольника 1-2-3 при изгибе крыла с жесткой консолью

Рассмотрим стрингер a-b-c. точка a которого в корневом сечении находится на расстоянии x от узла 2 (рис.1.4). Обозначим через $F_к$ площадь стрингера с присоединенной обшивкой в корневой части крыла, а через $F_ф$ – в фюзеляжной.

Корневой участок стрингера a-b находится под воздействием силы $N_к = \sigma_к F_к$. Эта сила вызовет деформацию

$$u_1 = \frac{N_к l_{ab}}{E\varphi F_к} = \frac{\sigma_к x tg\chi}{E\varphi} \qquad (4.3)$$

Здесь φ - редукционный коэффициент, а E – модуль упругости материала, к которому приводится сечение крыла.

Часть стрингера b-c испытывает действие силы $N_к \cos\chi$. Эта сила деформирует ее на величину

$$u_2 = \frac{N_к \cos\chi\, l_{bc}}{E\varphi F_ф} = \frac{\sigma_к}{E\varphi}\frac{F_к}{F_ф}\frac{b_ф}{2}\cos\chi \qquad (4.4)$$

Точка а корневого сечения вследствие деформаций стрингера сместится. Ее полное перемещение будет равно

$$u = u_1 + u_2\cos\chi = \frac{\sigma_к}{E\varphi}(xtg\chi + \frac{F_к}{F_ф}\frac{b_ф}{2}\cos^2\chi) \qquad (4.5)$$

Приравнивая правые части выражений (4.2) и (4.5), найдем

$$\sigma_к = \frac{\beta_к E}{xtg\chi + \frac{F_к}{F_ф}\frac{b_ф}{2}\cos^2\chi}y\varphi \qquad (4.6)$$

Отсюда видно, что напряжения $\sigma_к$ по ширине корневого сечения изменяются по гиперболическому закону. В элементах примыкающих к заднему лонжерону, они значительно больше, чем в элементах, находящихся вблизи переднего лонжерона. Это объясняется тем, что с увеличением x возрастает длина элементов продольного набора в корневой части. Вследствие этого при одинаковом для всех элементов перемещении u более короткие элементы имеют большие относительные деформации, а следовательно, и напряжения. Длинные же элементы имеют меньшие относительные деформации и, соответственно напряжения.

Напряжения $\sigma_к$ можно представить состоящими из двух слагаемых (рис.4.5)

$$\sigma_к = \sigma_{0к} + \Delta\sigma_к \qquad (4.7)$$

где $\sigma_{0к}$ - напряжения в корневом сечении, определяемые по формуле (4.1) без учета стреловидности, а $\Delta\sigma_к$ - дополнительные самоуравновешенные напряжения обусловленные эффектом стреловидности.

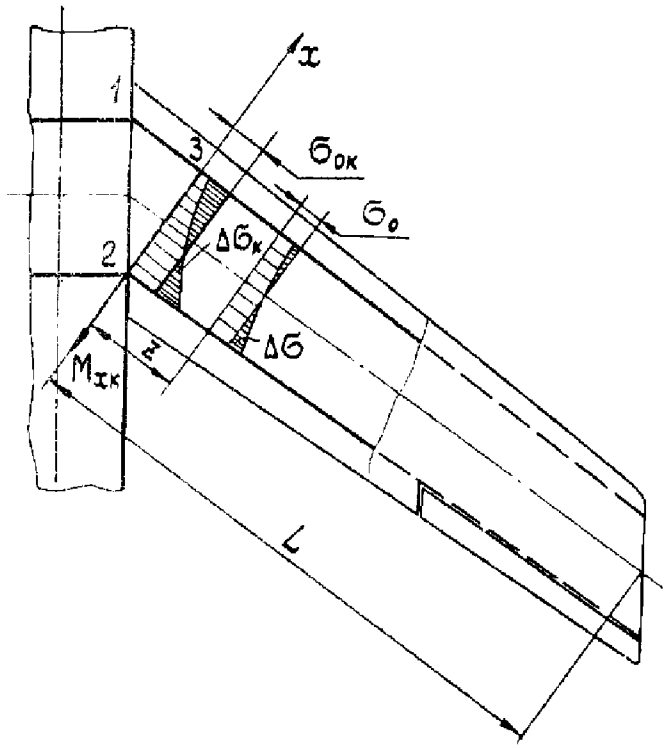


Рис. 4.5 Схема распределения напряжений в корневом сечении 2-3 стреловидного крыла

Напряжения $\Delta\sigma_к$ быстро затухают по мере удаления от корневого сечения. Будем полагать, что в сечении, удаленном на расстоянии z от корневого, они равны

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_к \psi(z) \tag{4.8}$$

где $\psi(z)$ - функция, характеризующая затухание напряжений. При $z = 0$ эта функция принимает значение, равное единице, и $\Delta\sigma = \Delta\sigma_к$. В сечениях, находящихся от корневого сечения на расстоянии, большем чем B, принято считать, что напряжения $\Delta\sigma$ практически равны нулю.

Формула (4.6) получена в предположении, что консоль крыла абсолютно жесткая и все точки в корневом сечении 2-3 имеют одно и тоже перемещение u.

В действительности консоль упругая. Под действием самоуравновешенных напряжений $\Delta\sigma_к$ она деформируется так, как это показано на рис. 4.6. Отсюда видно, что при упругой консоли перемещения точек в корневом сечении будут различными, т.е. упругость консоли приводит к депланации корневого сечения. Точки, принадлежащие коротким элементам, получают меньшие, а длинным большие перемещения. Поэтому разница между относительными деформациями, а следовательно, и напряжениями, у длинных и коротких элементов здесь будет меньшей, чем в случае абсолютно жесткой консоли. Упругость консоли можно учесть, увеличив

деформируемую длину элементов на некоторую постоянную величину l_0. Это позволяет приближенно считать /3/, что деформация распространяется на участок консоли длиной l_0, полагая на этом участке напряжения $\Delta\sigma_к$ постоянными.

Формула (1.6) тогда примет вид

$$\sigma_к = \frac{\beta E}{x tg\chi + \frac{F_к}{F_ф}\frac{b_ф}{2}\cos^2\chi + l_0} y\varphi \qquad ,(4.9)$$

где β - угол поворота сечения, отстоящего корневого на расстояние 1_0.

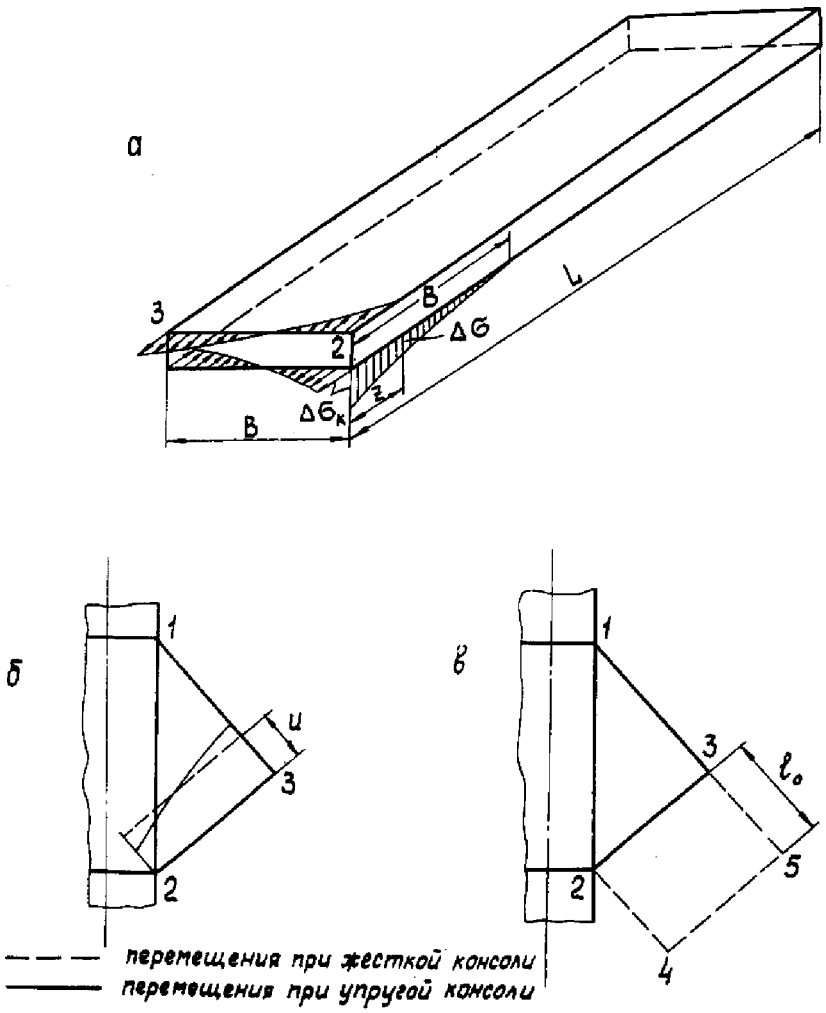


Рис. 4.6 Схема учета упругости консоли

Обозначим

$$x = \frac{x}{B}. \quad \bar{l}_0 = \frac{l_0}{B}, \quad \bar{l} = \frac{b_ф}{2B}\frac{F_к}{F_ф}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi} + \frac{\bar{l}_0}{tg\chi}, \qquad (4.10)$$

$$\varphi_\chi = \frac{\varphi}{x+1} \qquad (4.11)$$

Тогда

$$\sigma_{\text{к}} = \frac{\beta E}{Btg\chi} y\varphi_{\chi}, \tag{4.12}$$

где φ_{χ} - обобщенный редукционный коэффициент, учитывающий не только разнородность материалов, из которых выполнены элементы продольного набора, и нелинейность диаграмм напряжений $\sigma = f(\varepsilon)$, но и переменность длин этих элементов за счет стреловидности.

Для определения постоянной $\frac{\beta E}{Btg\chi}$, входящей в формулу (4.12), воспользуемся уравнением равновесия

$$M_{x\text{к}}^{\text{р}} = \int_F y\sigma_{\text{к}} dF$$

Здесь $M_{x\text{к}}^{\text{р}}$ - расчетное значение изгибающего момента в корневом сечении крыла. После подстановки в последнее равенство значения $\sigma_{\text{к}}$ получим

$$\frac{\beta E}{Btg\chi} = \frac{M_{x\text{к}}^{\text{р}}}{J_{rx}^{(\chi)}}, \tag{4.13}$$

где $J_{rx}^{(\chi)} = \int_F y^2 \varphi_{\chi} dF$ - момент инерции редуцированного сечения 2-3 относительно его нейтральной оси. Из формулы (4.12) с учетом (4.13) получаем

$$\sigma_{\text{к}} = \frac{M_{x\text{к}}^{\text{р}}}{J_{rx}^{(\chi)}} y\varphi_{\chi}. \tag{4.14}$$

Заметим, что полученные выше формулы применимы для расчета как моноблочного, так и лонжеронного крыла, имеющего сравнительно тонкую обшивку со слабым стрингерным набором.

Для крыла моноблочного типа в формулах (4.9) и (4.10) следует взять

$$F_{\text{к}} = \Delta x \delta_{r\text{к}}, \quad F_{\text{ф}} = \frac{\Delta x}{\cos\chi} \delta_{r\text{ф}}. \tag{4.15}$$

Через $\delta_{r\text{к}}$ и $\delta_{r\text{ф}}$ обозначена приведенная толщина обшивки соответственно корневой и фюзеляжной части крыла.

При этом

$$\delta_r = \delta_{\text{об}} \varphi_{\text{об}} + \frac{F_{\text{стр}}}{b_{\text{i,i+1}}}. \tag{4.16}$$

Здесь $F_{\text{стр}}$ - площадь сечения стрингеров; $\delta_{\text{об}}$ - истинная толщина обшивки; $b_{\text{i,i+1}}$ - шаг стрингеров.

Для корневого сечения $b_{\text{i,i+1}} = \Delta x$, а для бортового

$$b_{\text{i,i+1}} = \frac{\Delta x}{\cos\chi}$$

При расчете лонжеронного крыла

$$F = F_{\text{стр}} + b_{\text{пр}}\delta_{\text{об}}, \tag{4.17}$$

где $b_{\text{пр}}$ - приведенная ширина обшивки.

По формуле (4.14) определяются нормальные напряжения в корневом сечении крыла. В сечениях консоли, удаленных на расстоянии z от корневого сечения (рис.1.6), нормальные напряжения можно представить таким образом:

$$\sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma = \sigma_0 + \Delta\sigma_{\text{к}}\psi(z), \tag{4.18}$$

где

$$\Delta\sigma_{\text{к}} = \sigma_{\text{к}} - \sigma_{0\text{к}}. \tag{4.19}$$

Напряжения σ_0 определяются в сечениях крыла по формуле (4.1) без учета стреловидности.

Для вычисления нормальных напряжений по формулам (4.14) и (4.18) необходимо располагать знанием редукционных коэффициентов φ_χ элементов продольного набора и функции $\psi(z)$, характеризующей затухание самоуравновешенных напряжений по длине консоли.

Они могут быть найдены после расчета касательных напряжений в сечениях крыла.

4.2.2 Определение касательных напряжений в сечениях крыла

Касательные напряжения в сечениях консоли стреловидного крыла возникают от перерезывающей силы, крутящего момента и от дополнительных самоуравновешенных нормальных напряжений $\Delta\sigma$.

Погонные касательные усилия в консоли от перерезывающей силы и крутящего момента определяются, очевидно, так же, как и для нестреловидного крыла. Обозначим их через $T_{x=0}$.

Дополнительные погонные касательные усилия, которые обозначим через ΔT, находятся из условий равновесия.

Можно записать, что погонные касательные усилия в сечениях консоли будут равны

$$T = T_{x=0} + \Delta T. \tag{4.20}$$

Рассмотрим порядок определения касательных усилий ΔT .

Для упрощения расчета будем полагать, что напряжения $\Delta\sigma_к$ в корневом сечении изменяются не по гиперболическому, а по линейному закону (рис.4.7)

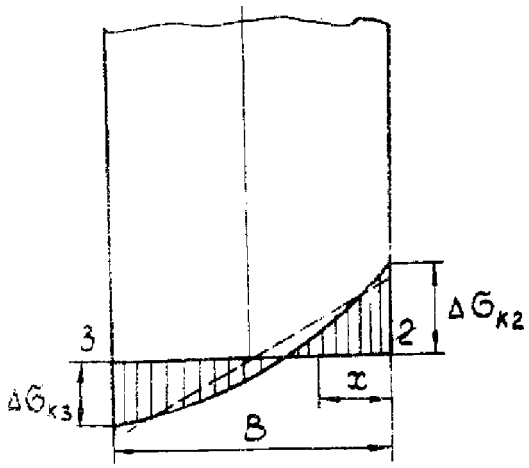


Рис. 4.7 Схема замены гиперболического закона дополнительных напряжений Δσ_к в корневом сечении на линейный

$$\Delta\sigma_к = \Delta\sigma_к^с(1-2\bar{x}), \tag{4.21}$$

где

$$\Delta\sigma_к^с = \frac{|\Delta\sigma_{2к}| + |\Delta\sigma_{3к}|}{2}, \tag{4.22}$$

$\Delta\sigma_{2к}, \Delta\sigma_{3к}$ - напряжения в корневом сечении соответственно при $\bar{x}=0$ и $\bar{x}=1$.

По длине консоли напряжения $\Delta\sigma$ изменяются по закону (4.8)

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_к\psi(z)$$

Рассмотрим элементарный отсек крыла длиной dz ,выделенный на расстоянии z от корневого сечения консоли (рис.4.8б). Этот отсек нагружен с одной стороны самоуравновешенными напряжениями $\Delta\sigma$, а с другой – напряжениями $\Delta\sigma + \frac{\partial(\Delta\sigma)}{dz}dz$.

Для определения касательных усилий в обшивке составим условие равновесия части панели шириной x (рис.4.8в). Спроектировав все силы на ось z , получим

$$\Delta T_{об} = \Delta T_{ст} + \frac{\partial N}{\partial z}. \tag{4.23}$$

Здесь N - нормальная сила, к которой приводятся элементарные усилия, сжимающие рассматриваемую часть панели вместе с поясом лонжерона:

$$N = \Delta\sigma^{\text{с}} B\delta_{\text{гоб}}\left[(1-\bar{x})\bar{x} + \frac{F_{\text{п}}}{B\delta_{\text{гоб}}}\right] =$$

$$= \Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}} B\delta_{\text{гоб}}\left[(1-\bar{x})\bar{x} + \frac{F_{\text{п}}}{B\delta_{\text{гоб}}}\right]\psi(z)\,. \qquad (4.24)$$

Здесь через $F_{\text{п}}$ обозначена площадь сечения пояса лонжерона.

Второе уравнение, связывающее усилия $\Delta T_{\text{об}}$ и $\Delta T_{\text{ст}}$, получим, записав условие равновесия моментов этих усилий относительно любой точки сечения консоли. При этом следует иметь в виду, что интенсивность касательных усилий $\Delta T_{\text{ст}}$ не изменяется по высоте стенки.

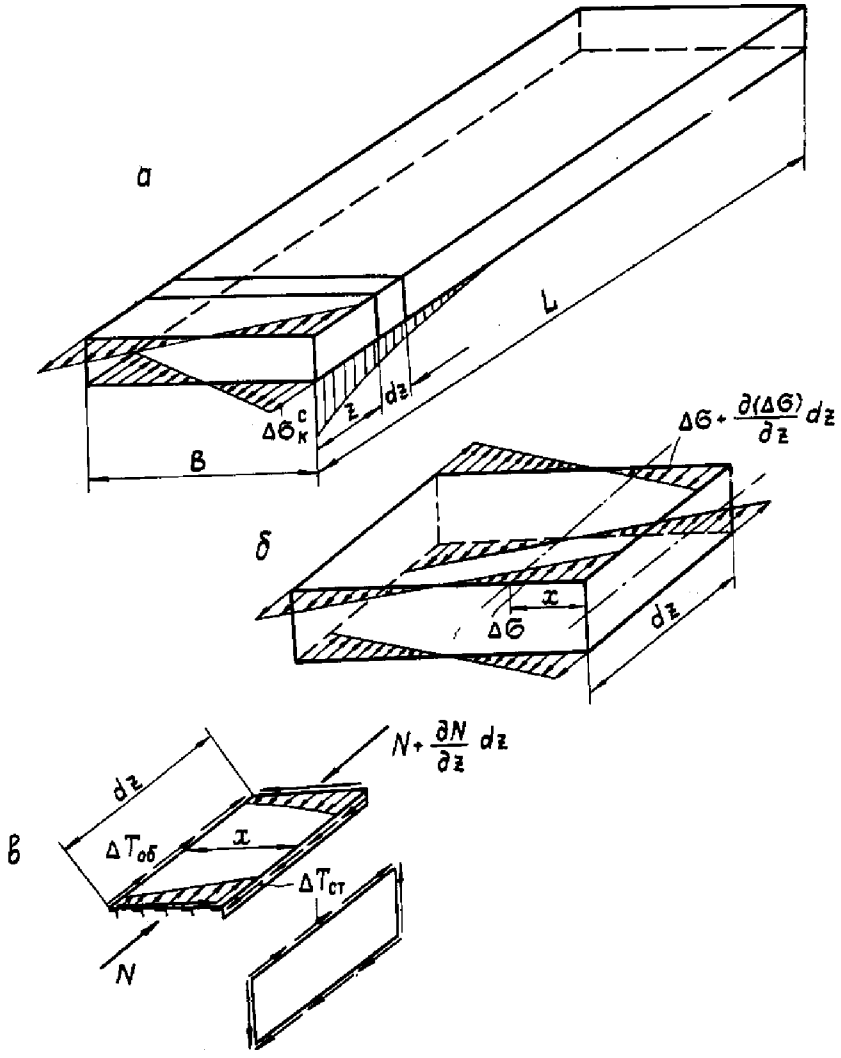


Рис. 4.8 Дополнительное самоуравновешенное напряженное состояние консоли стреловидного крыла

Итак,

$$\Delta T_{\text{ст}} HB + H\int_0^B \Delta T_{\text{об}}\, dx = 0\,, \qquad (4.25)$$

Из этого уравнения и (4.24) с учетом (4.22) получим

$$\Delta T_{\text{ст}} = -\frac{1}{2}\int_0^1 \frac{\partial N}{\partial z} d\bar{x} = -\frac{1}{2}\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}} \frac{d\psi(z)}{dz} B\delta_{\text{гоб}} \int_0^1 \left[(1-\bar{x})\bar{x} + \frac{F_{\text{п}}}{B\delta_{\text{гоб}}}\right] d\bar{x} =$$

$$= -\frac{1}{2}\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}\psi'(z) B\delta_{\text{гоб}} \left(\frac{1}{6} + \frac{F_{\text{п}}}{B\delta_{\text{гоб}}}\right), \qquad (4.26)$$

$$\Delta T_{\text{об}} = -\frac{1}{12}\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}\psi'(z) B\delta_{\text{гоб}} \left[1 - 12(1-\bar{x})\bar{x} - \frac{6F_{\text{п}}}{B\delta_{\text{гоб}}}\right] \qquad (4.27)$$

Вид эпюры погонных касательных усилий $\Delta T_{\text{об}}$ и $\Delta T_{\text{ст}}$ для сечения консоли показан на рис.4.9.

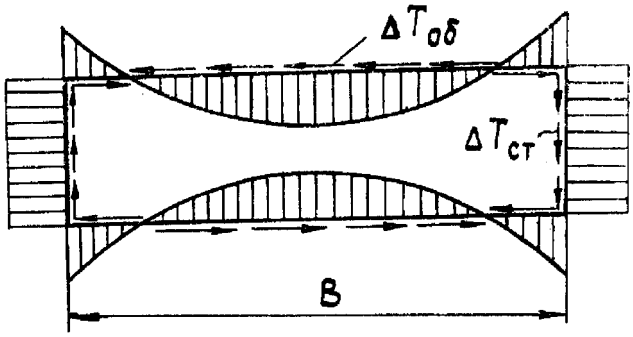


Рис. 4.9 Распределение касательных сил ΔT в сечении консоли стреловидного крыла

4.2.3 Определение напряжений $\Delta\sigma$ в сечениях консоли

Из формулы (4.18) видно, что самоуравновешенные напряжения $\Delta\sigma$ в сечениях консоли равны

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_{\text{к}}\psi(z). \qquad (4.28)$$

Для определения функции $\psi(z)$ воспользуемся вариационным принципом Кастильяно. Из всех статически возможных напряженных состояний выберем то, для которого дополнительная энергия системы Э* имеет минимальное значение. Вариация дополнительной энергии системы в этом случае будет равна нулю.

Так как напряжения $\Delta\sigma$ образуют самоуравновешенную систему сил, то при варьировании напряженного состояния внешние силы не изменяются.

Тогда $\delta Э^* = \delta U^* = 0$.

Через U^* здесь обозначена дополнительная энергия деформации.

Для линейно деформируемой системы $U^* = U$, и мы получим

$$\delta U = 0. \qquad (4.29)$$

Эта формула выражает известное начало Кастильяно или начало наименьшей работы, которое может быть сформулировано так: из всех

статически возможных напряженных состояний имеет место то, для которого потенциальная энергия деформации имеет минимальное значение.

Будем считать, что напряжения $\Delta\sigma$ в соответствии с (4.21) изменяются по ширине межлонжеронной части консоли по линейному закону

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}(1-2\bar{x})\psi(z)\,. \tag{4.30}$$

Нормальные усилия в поясах при этом равны

$$\Delta N_{\text{п}} = \Delta\sigma^{\text{с}} F_{\text{п}} = \Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}} F_{\text{п}}\psi(z)\,. \tag{4.31}$$

Учитывая (4.26), (4.27), (4.30) и (4.31), составим выражение потенциальной энергии деформации консоли. Нервюры крыла будем полагать абсолютно жесткими в своих плоскостях.

Энергию растяжения (сжатия) поясов можно представить в виде

$$4\int_0^L \frac{\Delta N_{\text{п}}^2}{2\text{EF}_{\text{п}}}dz = 2F_{\text{п}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{E}\int_0^L[\psi(z)]^2 dz \qquad .(4.32)$$

Потенциальная энергия растяжения (сжатия) панелей обшивки равна

$$2\int_0^L\int_0^B \frac{(\Delta\sigma\delta_{r\text{об}}dx)^2 dz}{2E\delta_{r\text{об}}dx} = B\delta_{r\text{об}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{E}\int_0^L\int_0^1[\psi(z)]^2(1-2\bar{x})^2 d\bar{x}dz =$$

$$= \frac{1}{3}B\delta_{r\text{об}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{E}\int_0^L[\psi(z)]^2 dz \tag{4.33}$$

Запишем теперь выражение для потенциальной энергии сдвига обшивки

$$2\int_0^L\int_0^B \frac{(\Delta T_{\text{об}})^2}{2G\delta_{\text{об}}}dxdz =$$

$$= \frac{1}{144}(B\delta_{r\text{об}})^2\frac{B}{\delta_{\text{об}}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{G}\int_0^L\int_0^1\left[1-12(1-\bar{x})\bar{x}-\frac{6\text{F}_{\text{п}}}{B\delta_{r\text{об}}}\right]^2[\psi'(z)]^2 d\bar{x}dz =$$

$$= \frac{1}{12}(B\delta_{r\text{об}})^2\frac{\text{F}_{\text{п}}}{\delta_{r\text{об}}\delta_{\text{об}}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{G}\left[1+\frac{3}{20}\frac{B\delta_{r\text{об}}}{\text{F}_{\text{п}}}+\frac{3\text{F}_{\text{п}}}{B\delta_{r\text{об}}}\right]\int_0^L[\psi'(z)]^2 dz \tag{4.34}$$

и стенки

$$2\int_0^L\frac{(\Delta T_{\text{ст}})^2 H}{2G\delta_{\text{ст}}}dz =$$

$$= \frac{1}{144}(B\delta_{r\text{об}})^2\frac{H}{\delta_{\text{ст}}}\frac{(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2}{G}\left(1+\frac{6\text{F}_{\text{п}}}{B\delta_{r\text{об}}}\right)^2\int_0^L[\psi'(z)]^2 dz\,. \tag{4.35}$$

Потенциальная энергия деформации консоли будет равна

$$U = 2(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2\int_0^L\left\{(A_1+A_2)[\psi(z)]^2+(A_3+A_4)[\psi(z)]^2\right\}dz\,. \tag{4.36}$$

Здесь введены обозначения

$$A_1 = \frac{\mathrm{F_п}}{E}, \qquad A_2 = \frac{1}{6}\frac{B\delta_{r\text{об}}}{E},$$

$$A_3 = \frac{1}{24}\frac{B\delta_{r\text{об}}}{G\delta_{\text{об}}}\mathrm{F_п}B\left(1+\frac{3}{20}\frac{B\delta_{r\text{об}}}{\mathrm{F_п}}+\frac{3\mathrm{F_п}}{B\delta_{r\text{об}}}\right),$$

$$A_4 = \frac{1}{288}\frac{H(B\delta_{r\text{об}})^2}{GB\delta_{\text{ст}}}\left(1+\frac{6\mathrm{F_п}}{B\delta_{r\text{об}}}\right)^2. \qquad (4.37)$$

Если обозначить подынтегральное выражение (1.36) через Γ то выражение для U примет вид

$$U = 2(\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}})^2\int_0^L \Gamma[z,\psi(z),\psi'(z)]dz \qquad (4.38)$$

Таким образом, U представляет собой функционал, величина которого зависит от аргумента z, функции $\psi(z)$ и ее производной $\psi'(z)$. Необходимо найти функцию $\psi(z)$, обеспечивающую минимум функционала U. Из вариационного исчисления известно, что в этом случае мы имеем дело с простейшей вариационной задачей, для решения которой необходимо составить уравнение Эйлера

$$\frac{\partial\Gamma}{\partial\psi}-\frac{d}{dz}\left(\frac{\partial\Gamma}{\partial\psi'}\right)=0 \text{ или } \Gamma_\psi-\frac{d}{dz}\Gamma_{\psi'}=0. \qquad (4.39)$$

Так как

$$\Gamma_\psi = 2(A_1+A_2)\psi(z) \quad \text{и} \quad \frac{d}{dz}\Gamma_{\psi'} = 2(A_3+A_4)\psi''(z),$$

то уравнение (4.39) преобразуется в однородное линейное дифференциальное уравнение второго порядка с постоянными коэффициентами

$$\frac{d^2\psi(z)}{dz^2}-\alpha^2\psi(z)=0, \qquad (4.40)$$

где $$\alpha^2 = \frac{A_1+A_2}{A_3+A_4}. \qquad (4.41)$$

Решение уравнения (1.40) имеет вид

$$\psi(z) = C_1e^{\alpha z}+B_1e^{-\alpha z} = Cchz+Bshz, \qquad (4.42)$$

где C и B - постоянные интегрирования, определяемые из граничных условий.

В корневом сечении консоли, то есть при $z=0$,

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_{\text{к}} \text{ и } \psi(0)=1 \qquad (4.43)$$

Другим граничным условием является условие отсутствия напряжений $\Delta\sigma$ на свободном конце консоли, т.е. при $z = L$

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_{\text{к}}\psi(L),\ \psi(L) = 0 \tag{4.44}$$

Из этих условий получаем $C = -B = 1$.

Тогда

$$\psi(z) = ch\alpha z - sh\alpha z = e^{-\alpha z} \tag{4.45}$$

Подставив это значение функции $\psi(z)$ в формулы (4.30), (4.31), (4.26) и (4.27), получим окончательно рабочие формулы для определения дополнительных усилий, обусловленных эффектом стреловидности

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}(1 - 2\bar{x})e^{-\alpha z} \tag{4.46}$$

$$\Delta N = \Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}F_{\text{п}}e^{-\alpha z} \tag{4.47}$$

$$\Delta T_{\text{ст}} = \frac{1}{12}\alpha\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}B\delta_{r\text{об}}\left(1 + \frac{6F_{\text{п}}}{B\delta_{r\text{об}}}\right)e^{-\alpha z} \tag{4.48}$$

$$\Delta T_{\text{об}} = \frac{1}{12}\alpha\Delta\sigma_{\text{к}}^{\text{с}}B\delta_{r\text{об}}\left[1 - 12(1 - \bar{x})\bar{x} - \frac{6F_{\text{п}}}{B\delta_{r\text{об}}}\right]e^{-\alpha z} \tag{4.49}$$

Как показывает график изменения функции $\psi(z)$ (рис.4.10), эти усилия быстро затухают по мере удаления от корневого сечения.

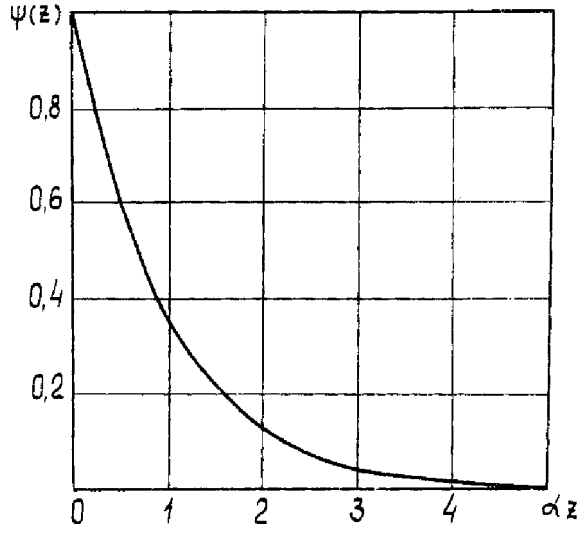


Рис. 4.10 График изменения функции ψ(t) по длине консоли

Для вычисления коэффициента α, характеризующего степень затухания напряжений по длине консоли, следует воспользоваться выражением (4.41). Подставив в него (4.37) и приняв $\frac{G}{E} = \frac{3}{8}$, найдем

$$\alpha = \frac{2}{\mu B} \tag{4.50}$$

где

$$\mu = 0{,}633\sqrt{\frac{\delta_{rоб}}{\delta_{об}}\frac{1+\frac{5}{9}\frac{H}{B}\frac{\delta_{rоб}}{\delta_{ст}}\left(1+\frac{6F_{п}}{B\delta_{rоб}}\right)^2+\frac{20}{3}\frac{F_{п}}{B\delta_{rоб}}\left(1+\frac{3F_{п}}{B\delta_{rоб}}\right)}{1+\frac{6F_{п}}{B\delta_{rоб}}}} \qquad (4.51)$$

Для крыла кессонного типа, у которого $F_{п}=0$, из этой формулы будем иметь

$$\mu = 0{,}633\sqrt{\frac{\delta_{rоб}}{\delta_{об}}\left(1+\frac{5}{9}\frac{H}{B}\frac{\delta_{rоб}}{\delta_{ст}}\right)} \qquad (4.52)$$

Для бесстрингерного двухлонжеронного крыла, обшивка которого не воспринимает нормальных напряжений ($(\delta_{об}=0)$, получим

$$\mu = 1{,}15\sqrt{\frac{F_{п}}{B\delta_{об}}\left(1+\frac{H}{B}\frac{\delta_{об}}{\delta_{ст}}\right)} \qquad (4.53)$$

С целью учета упругости нервюр представим выражение для коэффициента α в виде

$$\alpha = \frac{1}{\mu k B} \qquad (4.54)$$

где k - коэффициент, учитывающий упругость нервюр.

Приближенно величину коэффициента k можно вычислять по формуле

$$k = 0{,}5 + 0{,}2\sqrt{\frac{\delta_{об}}{\delta_{н}}} \qquad .(4.55)$$

При абсолютно жестких нервюрах $\frac{\delta_{об}}{\delta_{н}}=0$, $k=\frac{1}{2}$ и $\alpha=\frac{2}{\mu B}$.

В реальных моноблочных конструкциях $\frac{\delta_{об}}{\delta_{н}}\approx 4\div 5$. Тогда $k\simeq 1$ и $\alpha=\frac{1}{\mu B}$.

Влияние упругости консоли на напряжения $\sigma_{к}$ ранее было учтено увеличением знаменателя выражения (4.9) на некоторую постоянную величину l_0 .

Эта величина представляет собой длину отсека крыла, эквивалентного по жесткости всей консоли. Для нахождения ее можно воспользоваться условием равенства потенциальной энергии деформации U_0 отсека, нагруженного самоуравновешенными напряжениями $\Delta\sigma_{к}$ (рис.4.11), и U - энергии консоли, нагруженной теми же напряжениями $\Delta\sigma_{к}$ (рис.4.8а).

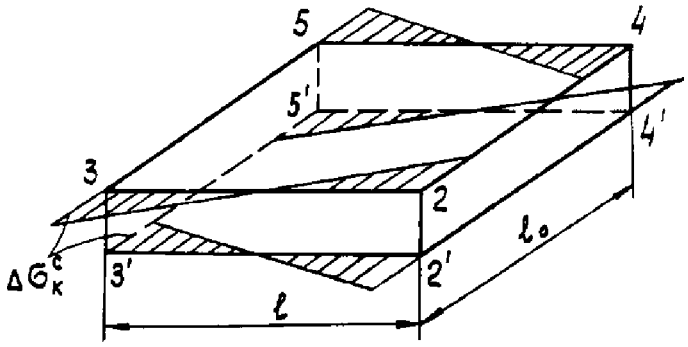


Рис. 4.11 Схема нагружения отсека крыла, эквивалентного по жесткости консоли

Подставив (4.45) в выражение (4.36), получим

$$U = 2(\Delta\sigma_к^c)^2\left[A_1 + A_2 + \alpha^2(A_3 + A_4)\right]\int_0^L e^{-2\alpha z}dz =$$

$$= \frac{1}{\alpha}(\Delta\sigma_к^c)^2\left[A_1 + A_2 + \alpha^2(A_3 + A_4)\right](1 - e^{-2\alpha L}).$$

В этом выражении величиной $e^{-2\alpha L}$ при $\alpha L \geq 3$ можно пренебречь по сравнению с единицей. Тогда

$$U = (\Delta\sigma_к^c)^2\left[(A + A)\frac{1}{\alpha} + (A_3 + A_4)\alpha\right] \qquad (4.56)$$

Запишем теперь выражение для потенциальной энергии деформации U_0 отсека длиной l_0, нагруженного не изменяющимися по длине самоуравновешенными напряжениями $\Delta\sigma_к$ (рис.4.11).

Приняв линейный закон изменения напряжений $\Delta\sigma_к$ по ширине отсека, запишем

$$U_0 = 4\frac{(\Delta\sigma_к^c F_п)^2 l_0}{2EF_п} + 2\int_0^B \frac{(\Delta\sigma_к^c \delta_{rоб})^2 l_0}{2E\delta_{rоб}}(1 - 2\bar{x})^2 B d\bar{x} =$$

$$= l_0(\Delta\sigma_к^c)^2\left(2\frac{F_п}{E} + \frac{B\delta_{rоб}}{3E}\right) = 2(\Delta\sigma_к^c)^2(A_1 + A_2)l_0 \qquad (4.57)$$

Так как

$$U = U_0,$$

то с учетом (1.41) получаем

$$l_0 = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{\alpha} + \frac{A_3 + A_4}{A_1 + A_2}\alpha\right) = \frac{1}{\alpha} \qquad (4.58)$$

Для реальных моноблочных конструкций крыла $l_0 = \frac{1}{\alpha} = \mu B$.

4.2.4 Влияние угла стреловидности на напряженное состояние крыла

Наибольшее влияние угла стреловидности на напряженное состояние сказывается в корневом сечении. Поэтому ограничимся исследованием напряжений в этом сечении. Рассмотрим межлонжеронную часть крыла, имеющую прямоугольное сечение. Момент инерции такого сечения будет равен

$$J_{rx}^{(\chi)} = 2\int_0^B \varphi_\chi \left(\frac{H}{2}\right)^2 \delta_{r\text{к}} dx = 2\int_0^1 \varphi \left(\frac{H}{2}\right)^2 B\delta_{r\text{к}} \frac{d\bar{x}}{\bar{x}+\bar{l}} .$$

При $\varphi = 1$ получим

$$J_{rx}^{(\chi)} = 2\left(\frac{H}{2}\right)^2 B\delta_{r\text{к}} \int_0^1 \frac{d\bar{x}}{\bar{x}+\bar{l}} = 2\left(\frac{H}{2}\right)^2 B\delta_{r\text{к}} \ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right). \quad (4.59)$$

Тогда согласно (1.16)

$$\sigma_\text{к} = \frac{M_{x\text{к}}^\text{р}}{2\left(\frac{H}{2}\right)^2 B\delta_{r\text{к}} \ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} \frac{H}{2} \frac{1}{\bar{x}+\bar{l}} =$$

$$= \frac{M_{x\text{к}}^\text{р}}{HB\delta_{r\text{к}} \left(\bar{x}+\bar{l}\right) \ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} . \quad (4.60)$$

Без учета стреловидности напряжения в корневом сечении будут равны

$$\sigma_{0\text{к}} = \frac{M_{x\text{к}}^\text{р}}{HB\delta_{r\text{к}}} . \quad (4.61)$$

Найдем теперь отношение напряжений $\sigma_\text{к}$ и $\sigma_{0\text{к}}$:

$$\bar{\sigma}_\text{к} = \frac{\sigma_\text{к}}{\sigma_{0\text{к}}} = \frac{1}{\bar{x}+\bar{l}} \frac{1}{\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} . \quad (4.62)$$

Графики значений $\bar{\sigma}_\text{к}$ в зависимости от $\bar{x} = \frac{x}{B}$, вычисленные по (4.62), представлены на рис.4.12 для углов стреловидности $\chi = 30°, 45°$ и $60°$ при $\frac{b_\text{ф}}{2B} = 0{,}65$, $\frac{H}{B} = 0{,}25$, $\delta_{r\text{ф}} = \delta_{r\text{к}} = 2\delta_\text{об}$, $\delta_\text{об} = \delta_\text{ст}$, $\frac{\delta_\text{об}}{\delta_\text{н}} = 5$.

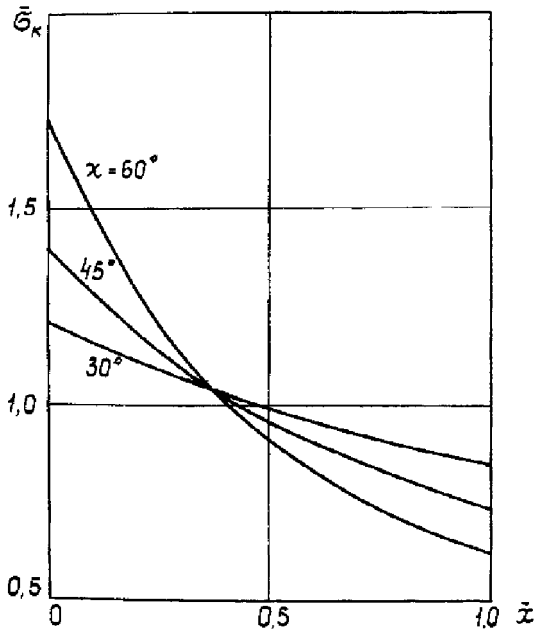


Рис. 4.12 Влияние различных значений углов стреловидности χ на распределение нормальных напряжений в корневом сечении крыла

Из графиков видно, что увеличение напряжений в элементах продольного набора вблизи задней стенки $(\bar{x} = 0)$ получается значительным и растет с увеличением угла стреловидности. Так при $\chi = 60°$ напряжение $\sigma_к$ здесь составляет $1{,}7\sigma_{0к}$.

Касательные усилия в обшивке и стенках, как уже было отмечено, получаются наибольшими в корневом сечении консоли, при $z = 0$.

Без учета стреловидности погонные усилия в обшивке и стенках корневого сечения можно определить приближенно следующим образом:

$$T_{0к} = \frac{Q^{р}_{ук}}{2H}(1 - 2\bar{x}) \tag{4.63}$$

Абсолютные и относительные значения суммарных касательных усилий в обшивке будут равны

$$T_к = T_{0к} + \Delta T_{об} = \frac{Q^{р}_{ук}}{2H}(1 - 2\bar{x}) + \Delta T_{об} \tag{4.64}$$

$$\bar{T}_к = \frac{T_к}{Q^{р}_{ук}/2H} = (1 - 2\bar{x}) + \frac{2\Delta\sigma^{с}_к H}{Q^{р}_{ук}} \alpha B \delta_{rоб}\left[\frac{1}{12} - (1 - \bar{x})\bar{x}\right] \tag{4.65}$$

Так как

$$\Delta\sigma_{к2} = \sigma_{к2} - \sigma_{0к} = \frac{M^{р}_{хк}}{HB\delta_{rоб}}\left[\frac{1}{\bar{l}\ln\left(1 + \frac{1}{\bar{l}}\right)} - 1\right],$$

$$\Delta\sigma_{к3} = \sigma_{к3} - \sigma_{0к} = \frac{M^{р}_{хк}}{HB\delta_{rоб}}\left[\frac{1}{(1+\bar{l})\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)} - 1\right] \tag{4.66}$$

то

$$\Delta\sigma^{с}_{к} = \frac{\Delta\sigma_{к2} + \left|\Delta\sigma_{к3}\right|}{2} =$$

$$= \frac{1}{2\bar{l}(1+\bar{l})\ln\left(1+\frac{1}{\bar{l}}\right)}\frac{M^{р}_{хк}}{HB\delta_{rоб}} \tag{4.67}$$

На рис.4.13 построен график отношения $\overline{T}_{к}$ в зависимости от $\bar{x} = \frac{x}{B}$ при $\chi = 30°, 45°, 60°$ и $\frac{M^{р}_{хк}}{BQ^{р}_{ук}} = 3$. Остальные данные те же, что и в предыдущем примере.

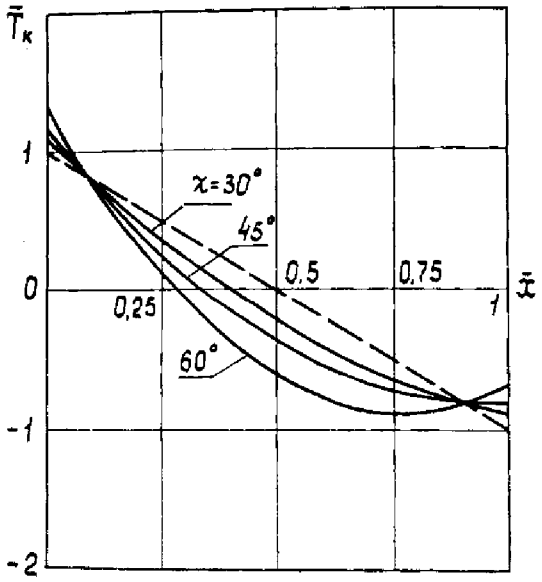


Рис. 4.13 Распределение касательных напряжений в корневом сечении в зависимости от значений угла стреловидности крыла

Пунктиром на рис.4.13 показано изменение касательных усилий $\overline{T}_{0к}$ из графика видно, что касательные усилия в обшивке $\overline{T}_{об.к}$ получаются наибольшими у задней стенки $(\bar{x} = 0)$. С увеличением угла стреловидности разница между усилиями $\overline{T}_{0к}$ и $\overline{T}_{к}$ возрастает. На основании (4.65) можно записать формулы для перерезывающих сил передней и задней стенок (обозначения соответствуют рис.4.6):

$$Q_3 = T_{3\text{ст}} H = \frac{Q^{\text{р}}_{\text{ук}}}{2}\left(1 - \frac{1}{6}\frac{\Delta\sigma^{\text{с}}_{\text{к}} H}{Q^{\text{р}}_{\text{ук}}}\alpha B\delta_{\text{rоб}}\right),$$

$$Q_2 = T_{2\text{ст}} H = \frac{Q^{\text{р}}_{\text{ук}}}{2}\left(1 + \frac{1}{6}\frac{\Delta\sigma^{\text{с}}_{\text{к}} H}{Q^{\text{р}}_{\text{ук}}}\alpha B\delta_{\text{rоб}}\right) \qquad (4.68)$$

Относительные величины перерезывающих сил $\overline{Q}_{1,2} = \frac{2Q_{1,2}}{Q^{\text{р}}_{\text{ук}}}$ для различных углов стреловидности приводятся в таблице 5.

Таблица 5.

χ	0	30°	45°	60°
$\overline{Q}_3$	1	0,898	0,817	0,695
$\overline{Q}_2$	1	1,102	1,183	1.305

4.2.5 Напряжения в корневой и фюзеляжной части крыла

При выводе формулы (4.14) для нормальных напряжений в корневом сечении крыла предполагалось, что напряжения вдоль стрингеров корневой части постоянны и равны $\sigma_{\text{к}}$.Это будет справедливо при постоянных по длине сечениях стрингеров и при отсутствии касательных напряжений в обшивке корневой части. В действительности в обшивке имеются касательные усилия $\Delta T_{\text{об}}$, и возникают они из-за разности длин элементов продольного набора в корневой части.

В фюзеляжной части вследствие этих касательных усилий появляются дополнительные нормальные напряжения.

Как показывают расчеты, влиянием усилий $\Delta T_{\text{об}}$ на нормальные напряжения в корневом и в бортовом сечениях можно пренебречь.

Поэтому эти напряжения в корневом сечении крыла приближенно можно вычислять по формуле (4.14), а напряжения в бортовом сечении фюзеляжной части крыла – по аналогичной формуле

$$\sigma_{\text{ф}} = \frac{M^{\text{р}}_{x\text{ф}}}{J^{(\chi)}_{rx}} y\varphi_{\chi}, \qquad (4.69)$$

где $M^{\text{р}}_{x\text{ф}}$ - составляющая момента крыла в бортовом сечении, воспринимаемая изгибом фюзеляжной части крыла (рис.4.14а),

$J^{(\chi)}_{rx}$ - момент инерции бортового сечения при редукционных коэффициентах, определяемых выражением (4.11).

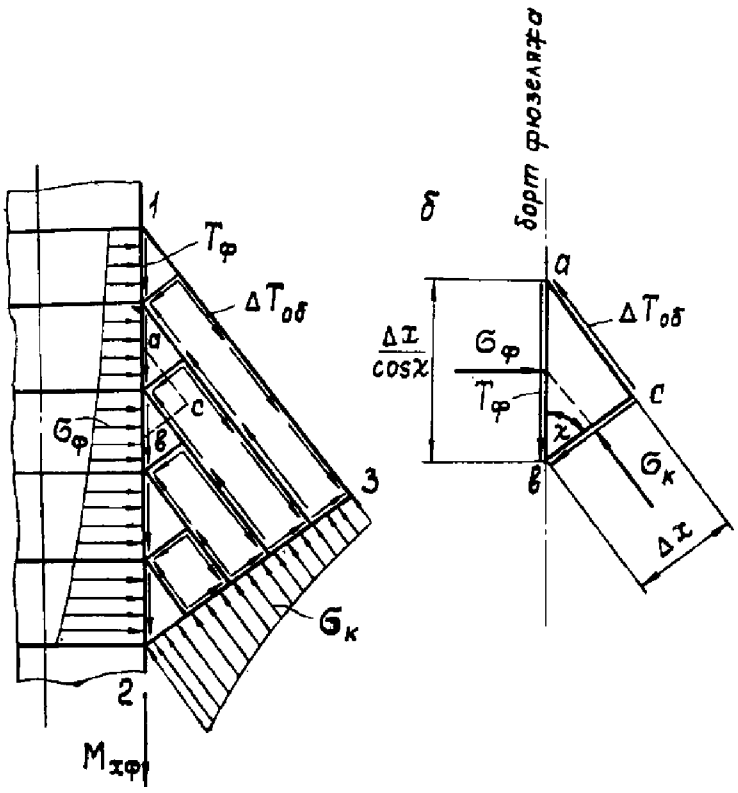


Рис. 4.14 Напряжения в корневом и бортовом сечениях стреловидного крыла

В плоскости бортового сечения фюзеляжной части крыла при изгибе действуют погонные касательные усилия $T_ф$, обусловленные переломом продольного набора.

Усилия $\Delta T_{об}$ и $T_ф$ можно найти из условий равновесия элемента a-b-c корневой части крыла (рис.4.14). Из этих условий следует

$$\Delta T_{об} = \frac{\sigma_к^c \delta_{rк}}{\mathrm{tg}\chi}\left(\frac{\sigma_ф}{\sigma_к}\frac{\delta_{rф}}{\delta_{rк}}\frac{1}{\cos^2\chi} - 1\right) \tag{4.70}$$

$$T_ф = \sigma_ф \delta_ф tg\chi \tag{4.71}$$

Выясним теперь порядок определения касательных напряжений в элементах корневой части крыла при передаче с консоли крутящего момента и перерезывающей силы.

От крутящего момента касательные усилия в корневом сечении равны (рис.4.15)

$$T = \frac{M_{zк}}{\Omega} \tag{4.72}$$

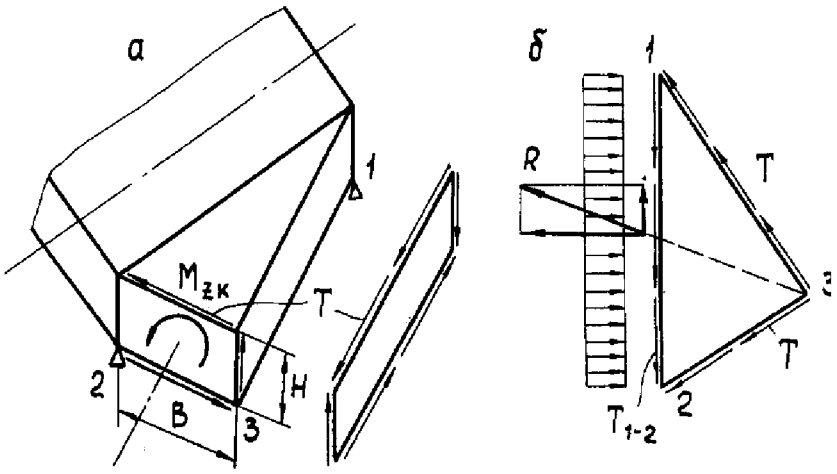


Рис. 4.15 Схема передачи крутящего момента в M_zk с консоли крыла на элементы корневой части 1-2-3

Приближенно можно считать, что $\Omega = 2BH$.

Потоки касательных усилий T воспринимаются панелями обшивки 1-2-3 и стенками. Со стенок касательные силы передаются на опоры 1 и 2.

Потоки касательных сил в обшивке приводятся к равнодействующей R (рис.4.15б). Эту силу R можно разложить на составляющие, которые уравновешиваются касательными усилиями T_{1-2} от бортовой нервюры 1-2 и нормальными напряжениями – от фюзеляжных участков панелей крыла.

Перерезывающая сила подходит к корневому сечению по стенкам в виде сил Q_2 и Q_3 (рис.4.16). Сила Q_2 непосредственно передается на опору 2, сила же Q_3 передается стенкой нервюры 3-2 на опору 2 в виде силы Q_{3-2} и стенкой 3-1 – на опору 1 в виде силы Q_{3-1} . При этом

$$Q_3 = Q_{3-1} + Q_{3-2} \tag{4.73}$$

От корневой нервюры на обшивку будет передаваться поток касательных усилий

$$T_{3-2} = \frac{Q_{3-2}}{H} \tag{4.74}$$

от стенки – поток усилий

$$T_{3-1} = \frac{Q_{3-1}}{H} \tag{4.75}$$

По закону парности касательные усилия в точке 3 панели обшивки будут равны, т.е.

$$T_{3-2} = T_{3-1}. \tag{4.76}$$

откуда следует

$$Q_{3-2} = Q_{3-1}. \tag{4.77}$$

Таким образом, на опоры 1 и 2 передаются одинаковые части силы Q_3.

Треугольная панель обшивки уравновешивается, как и при передаче крутящего момента, нормальными напряжениями со стороны фюзеляжной части крыла и касательными усилиями T_{1-2} от бортовой нервюры (рис.4.16б).

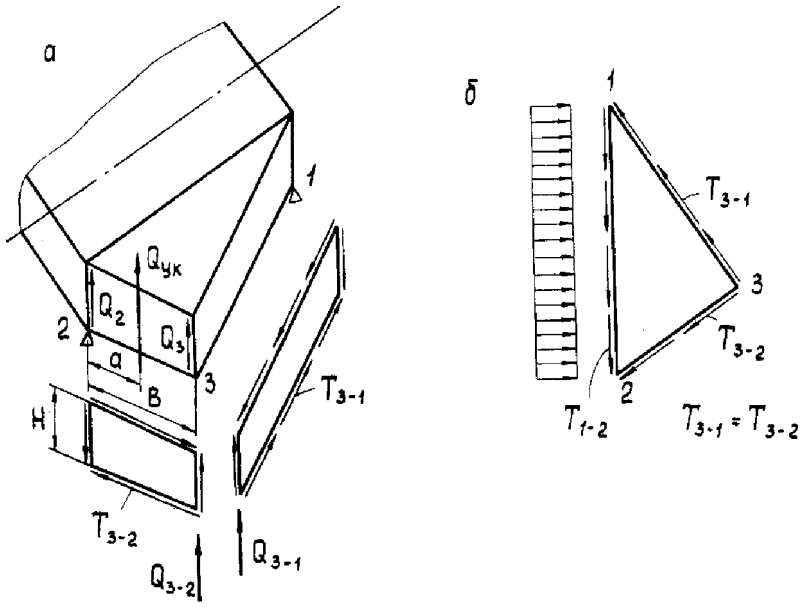


Рис. 4.16 Схема передачи перерезывающей силы Q_ук с консоли крыла на элементы корневой части 1-2-3

Из сказанного следует, что для передачи перерезывающей силы Q_3 необходима постановка усиленной нервюры 2-3. В противном случае вся сила Q_3 будет передаваться стенкой на опору 1. При этом треугольная панель обшивки будет нагружена по стороне 1-3 касательной силой (рис.4.17)

$$S_{1-3} = \frac{Q_3}{H} l_{1-3}. \qquad (4.78)$$

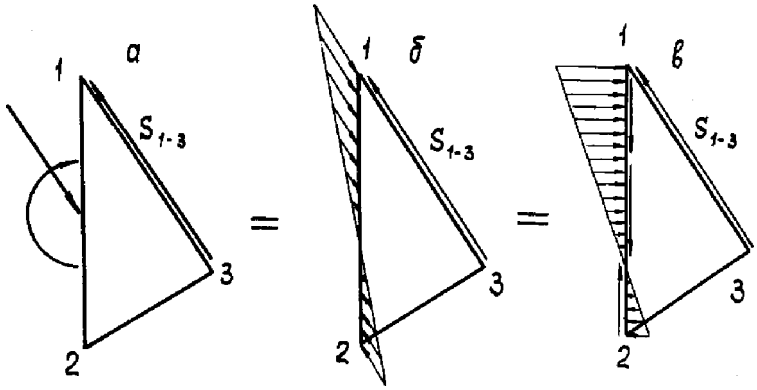


Рис. 4.17 Схема нагружения обшивки корневой части 1-2-3 стреловидного крыла

Это приведет к перенапряжению элементов продольного набора, расположенных вблизи передней стенки (рис.4.17б). Усилия в элементах продольного набора треугольной панели будут уравновешиваться нормальными силами со стороны фюзеляжной части крыла и касательными усилиями от бортовой нервюры.

4.3 Моноблочное крыло с переломом продольного набора по оси симметрии самолета

На рис. 4.18 представлена силовая схема моноблочного стреловидного крыла с переломом продольного набора по оси симметрии самолета. В этом месте крыло имеет технологический разъем, в плоскости которого устанавливается осевая усиленная нервюра.

Напряженное состояние консоли и корневой части крыла подобно напряженному состоянию крыла с переломом элементов продольного набора по борту фюзеляжа. Поэтому напряжения в сечениях консоли при изгибе крыла можно определять по формулам (4.14) и (4.18). Обобщенный редукционный коэффициент при этом находится по формуле (4.11), в которой

$$l = \frac{b_{\text{ф}}}{2B}\frac{F_{\text{к}}}{F_{\text{ф}}}\frac{1}{\sin\chi} + \frac{\bar{l}_0}{tg\chi}, \qquad (4.79)$$

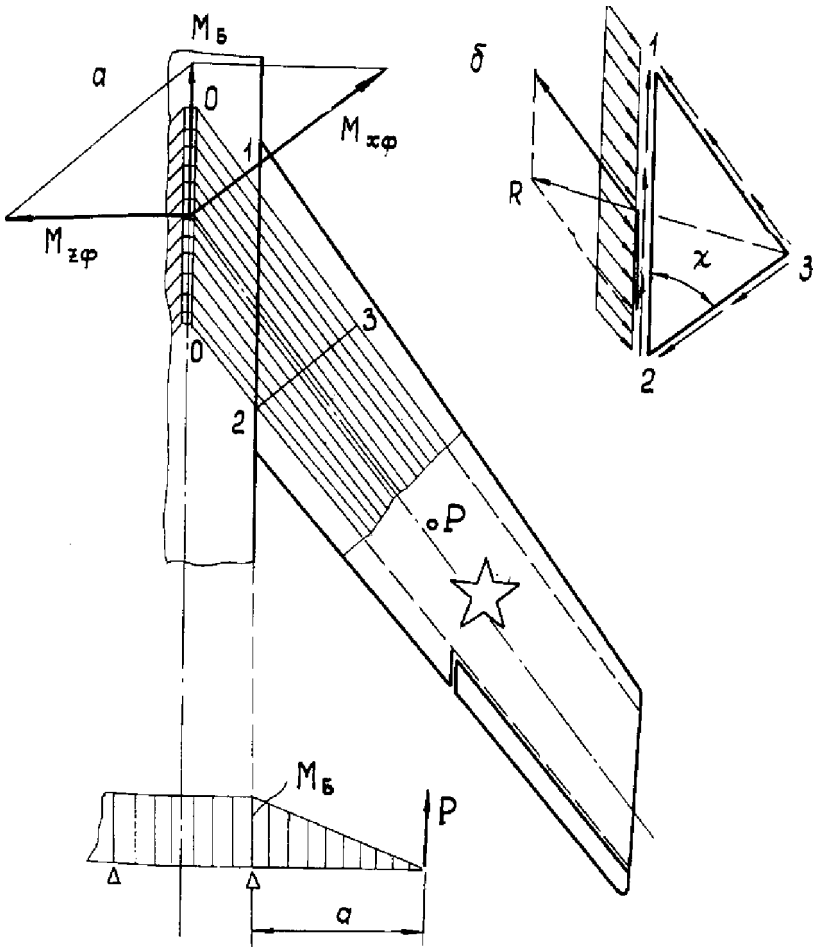


Рис. 4.18 Силовая схема стреловидного крыла с переломом элементов продольного набора по оси симметрии самолета

Распределение напряжений в рассматриваемом случае получается более равномерным, чем у крыла с переломом продольного набора по борту фюзеляжа. Причиной этого является меньшая разница в длинах элементов продольного набора корневой части крыла.

Напряжения в корневой части крыла от изгибающего момента $M_{xк}$, перерезывающей силы $Q_{yк}$ и крутящего момента $M_{zк}$ определяются по формулам, приведенным выше в 4.2. Следует иметь в виду, что равнодействующую R касательных усилий панелей обшивки корневой части здесь следует раскладывать на составляющие так, как это показано на рис. 4.17б.

Остановимся теперь на особенностях напряженного состояния фюзеляжной части крыла, обусловленных переломом продольного набора по оси симметрии самолета.

Пусть равнодействующая всех нагрузок на крыло равна P. Момент от этой нагрузки $M_Б = Pa$ передается на фюзеляж. При этом фюзеляжная часть крыла будет работать на изгиб от момента (рис. 4.18а).

$$M_{x\text{ф}} = \frac{M_{\text{Б}}}{\cos\chi} \tag{4.80}$$

и на кручение в плоскостях, параллельных осевой нервюре, от момента

$$M_{z\text{ф}} = M_{\text{Б}} tg\chi = M_{x\text{ф}} \sin\chi \tag{4.81}$$

Равнодействующие нормальных сил в элементах продольного набора фюзеляжной части равны

$$N = \frac{M_{x\text{ф}}}{H} \tag{4.82}$$

Эти силы, как показано на рис.4.19а, нагружают сверху и снизу осевую нервюру усилиями

$$T_{\text{о.н.}} = 2\frac{N\sin\chi}{l_{1-2}} = \frac{M_{x\text{ф}}\sin\chi}{Hl_{1-2}} = 2\frac{M_{z\text{ф}}}{Hl_{1-2}}. \tag{4.83}$$

При работе фюзеляжной части крыла на кручение от момента $M_{z\text{ф}}$ с обшивки на осевую нервюру будут передаваться касательные усилия

$$T_{\text{ф}} = \frac{M_{z\text{ф}}}{2Hl_{1-2}}. \tag{4.84}$$

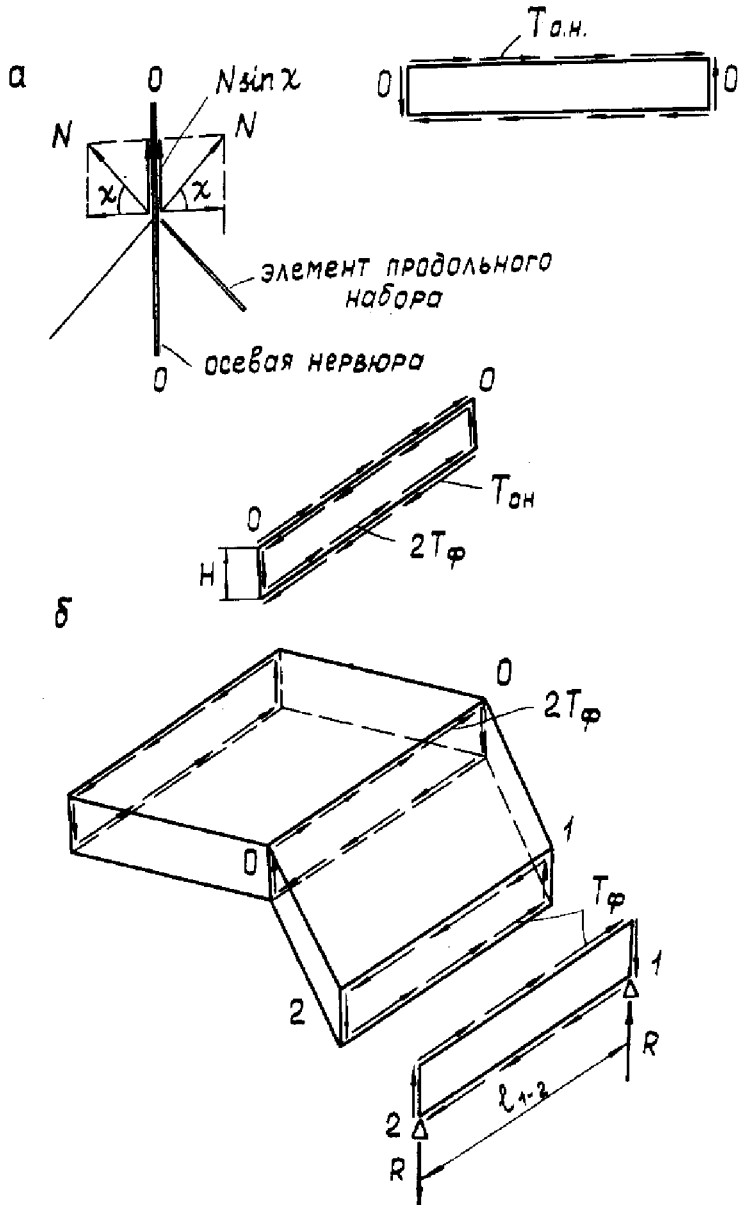


Рис. 4.19 Работа фюзеляжной части крыла

Эти усилия воспринимаются бортовыми нервюрами (рис.4.19б), которые передают их на узлы крепления крыла 1 и 2.

Бортовые нервюры работают как двухопорные балки в условиях чистого сдвига, так как реакции в опорах будут равны

$$R = \frac{M_{z\text{ф}}}{l_{1-2}} = 2T_{\text{ф}}H. \qquad (4.85)$$

При изгибе и кручении в фюзеляжной части крыла возникают нормальные и касательные напряжения $\sigma_{\text{ф}}$ и $\tau_{\text{ф}}$ (рис.4.20). При этом от

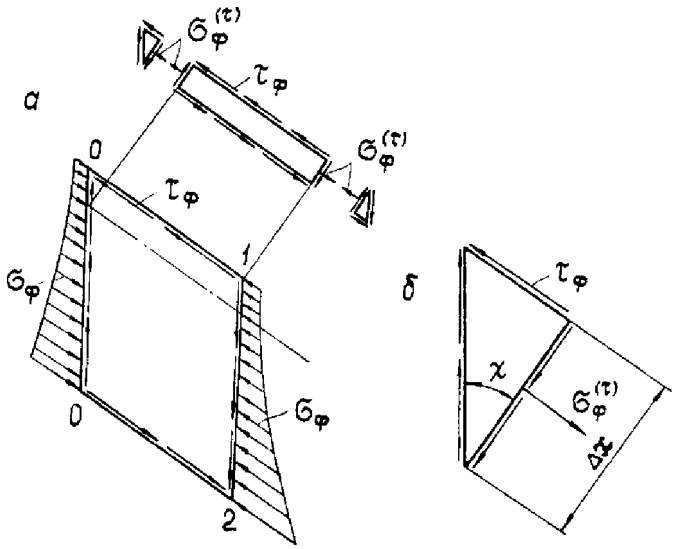


Рис. 4.20 Нормальные и касательные напряжения в сечениях панели обшивки фюзеляжной части крыла

касательных напряжений в сечениях обшивки, перпендикулярных оси продольного набора, возникают дополнительные нормальные напряжения, которые в соответствии с рис. 4.20б будут равны

$$\sigma_{\text{ф}}^{(\tau)} = 2\tau_{\text{ф}} \frac{\delta_{\text{об}}}{\delta_{r\text{ф}}} tg\chi. \qquad (4.86)$$

Здесь $\delta_{\text{об}}$ - истинная толщина обшивки крыла.

Касательные напряжения $\tau_{\text{ф}}$ можно приближенно определять с помощью формулы (4.84) без учета влияния заделки. Более точные значения напряжения определяются при учете влияния заделки крыла на участке 1-0-0-2 (рис. 4.19а).

Можно отметить в заключение, что полные нормальные напряжения в элементах продольного набора фюзеляжной части будут меньше соответствующих напряжений корневой части. Это обусловлено возникновением в фюзеляжной части нормальных напряжений $\sigma_{\text{ф}}^{(\tau)}$ при кручении.

4.4 Двухлонжеронное безстринговое крыло

Рассмотрим двухлонжеронное крыло, силовая схема которого представлена на рис. 4.21.

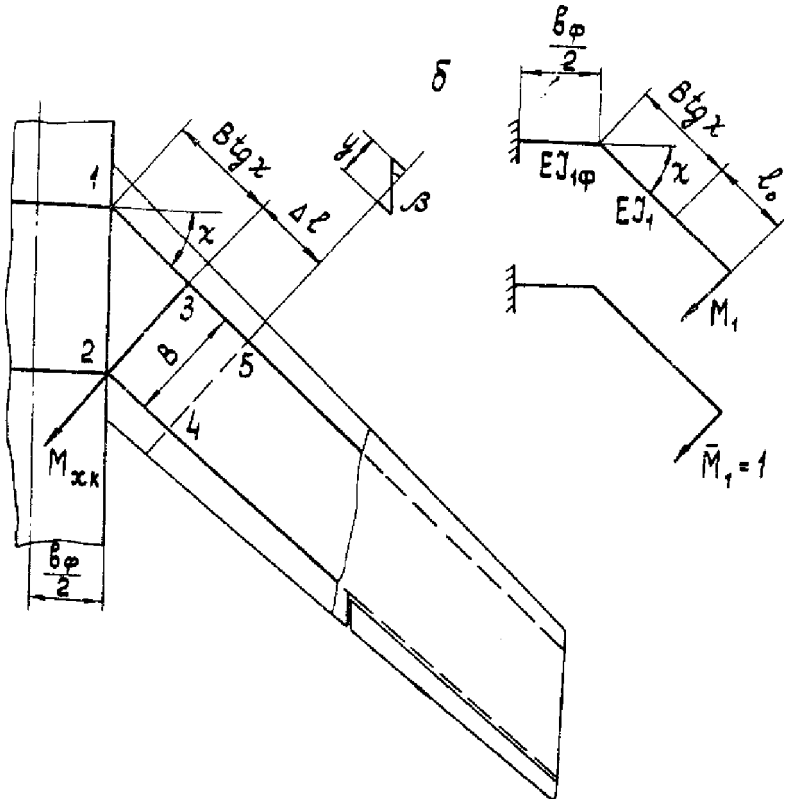


Рис. 4.21 Работа двухлонжеронного бесстрингерного крыла

Предположим, что тонкая обшивка крыла подкреплена слабым стрингерным набором. Это позволяет считать, что изгибающий момент воспринимается только поясами лонжеронов.

Определение нормальных напряжений можно произвести при помощи формул, приведенных в 4.2, положив в них $\delta_{r\text{к}} = \delta_{r\text{ф}} = 0.$ Однако с целью лучшего усвоения метода, изложенного в 4.2, проведем заново расчет распределения изгибающего момента $M_{x\text{к}}$ между лонжеронами. С этой целью рассмотрим корневую часть крыла вместе с присоединенным отсеком длиной l_0. Напомним, что отсек крыла длиной l_0 эквивалентен по жесткости консоли. Пусть при изгибе крыла сечение 4-5 повернется на угол β.

При этом углы поворота сечений обоих лонжеронов будут также равны

$$\beta_1 = \beta_2 = \beta \qquad (4.87)$$

Обозначим изгибающие моменты переднего и заднего лонжеронов соответственно через M_1 и M_2, а перерезывающие силы – через Q_1 и Q_2.

Углы поворота найдем по известным формулам строительной механики.

Рассмотрим три участка переднего лонжеронов (рис.4.20б). Интеграл Мора, определяющий перемещения, вычислим, применяя правило Верещагина к трем участкам лонжерона, имеющим длины l_0 , $Btg\chi$ и $\frac{b_ф}{2}$.

Угол поворота сечения первого лонжерона будет равен

$$\beta_1 = \int_l \frac{M_1}{EJ_1} dz = \frac{M_1 \cdot 1 \cdot Btg\chi}{EJ_1} + \frac{M_1 \cdot 1 \cdot l_0}{EJ_1} + \frac{M_1 \cos\chi \cdot 1 \cdot \cos\chi \frac{b_ф}{2}}{EJ_{1ф}} =$$

$$\frac{M_1 Btg\chi}{EJ_1}\left(1 + \frac{b_ф}{2B}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}\frac{J_1}{J_{1ф}} + \frac{l_0}{Btg\chi}\right). \qquad (4.88)$$

Здесь через EJ_1 и $EJ_{1ф}$ обозначена изгибная жесткость первого лонжерона в корневой и фюзеляжной частях крыла.

Выражение (1.88) можно представить в виде

$$\beta_1 = \frac{M_1 \bar{l}_1 Btg\chi}{EJ_1}, \qquad (4.89)$$

где

$$\bar{l}_1 = 1 + \frac{b_ф}{2}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}\frac{J_1}{J_{1ф}} + \frac{\bar{l}_0}{tg\chi}, \quad \bar{l}_0 = \frac{l_0}{B}. \qquad (41.90)$$

Аналогично можно найти угол поворота сечения второго, заднего лонжерона

$$\beta_2 = \frac{M_2 \bar{l}_2 Btg\chi}{EJ_2}, \qquad (4.91)$$ здесь

$$\bar{l}_2 = \frac{b_ф}{2B}\frac{\cos^3\chi}{\sin\chi}\frac{J_2}{J_{2ф}} + \frac{\bar{l}_0}{tg\chi} \qquad (4.92)$$

Используя условие (4.87), найдем отношение изгибающих моментов в корневом сечении 2-3:

$\frac{M_1}{M_2} = \frac{EJ_1}{EJ_2}\frac{\bar{l}_2}{\bar{l}_1}$. (4.93) Из этого равенства и условия равновесия

$$M_1 + M_2 = M_{xк}^{р} \qquad (4.94)$$

находим

$$M_1 = \frac{M_{xк}^{р}}{1 + \frac{EJ_2}{EJ_1}\frac{\bar{l}_1}{\bar{l}_2}}, \qquad (4.95)$$

$$M_2 = \frac{M^{\text{р}}_{x\text{к}}}{1 + \dfrac{EJ_1}{EJ_2}\dfrac{\bar{l}_2}{\bar{l}_1}} \tag{4.96}$$

Величину $\bar{l}_0$, входящую в выражения (4.90) и (4.92), можно определить из формулы

$$\bar{l}_0 = \frac{l_0}{B} = \mu\text{к} \tag{4.97}$$

Здесь величину μ следует вычислить по формуле (1.53), а коэффициент к - по (4.55).

Из формул (4.95), (4.96) получается, что большая часть изгибающего момента $M^{\text{р}}_{x\text{к}}$ воспринимается задним лонжероном, что объясняется меньшей его длиной в корневой части, то есть, в конечном счете, его большей жесткостью.

В отличие от нестреловидного крыла здесь происходит разгрузка переднего лонжерона и догрузка заднего лонжерона. Очевидно, насколько увеличится изгибающий момент в заднем лонжероне, настолько он уменьшится в переднем. При этом разность между изгибающими моментами лонжеронов стреловидного крыла и крыла нестреловидного равна

$$\Delta M_{x\text{к}} = M_{01} - M_1 = M_2 - M_{02}\,, \tag{4.98}$$

где M_1, M_2 - изгибающие моменты лонжеронов стреловидного крыла, M_{01}, M_{02} - изгибающие моменты при $\chi = 0.$

Будем полагать, что в сечении консоли, находящемся на расстоянии z от корневого (рис. 1.21а), дополнительные изгибающие моменты равны

$$\Delta M = \Delta M_{x\text{к}}\psi(z) \tag{4.99}$$

где $\psi(z)$ - функция, характеризующая закон изменения ΔM по длине консоли.

Зная величину ΔM, можно найти значения дополнительных нормальных усилий в поясах

$$\Delta N = \frac{\Delta M}{H} = \frac{\Delta M_{x\text{к}}}{H}\psi(z). \tag{4.100}$$

Касательные усилия в сечениях консоли, аналогично 4.2, можно представить в виде суммы

$$T = T_{\chi=0} + \Delta T\,.$$

Касательные усилия $T_{\chi=0}$ находятся без учета стреловидности.

Из рассмотрения равновесия элемента пояса длиной dz (рис. 4.22в) найдем значения дополнительных касательных усилий в стенках и обшивке

$$\Delta T = \frac{1}{2}\frac{d(\Delta N)}{dz} = \frac{1}{2H}\frac{d(\Delta M)}{dz} = \frac{\Delta M_{хк}}{2H}\frac{d\psi}{dz}. \qquad (4.101)$$

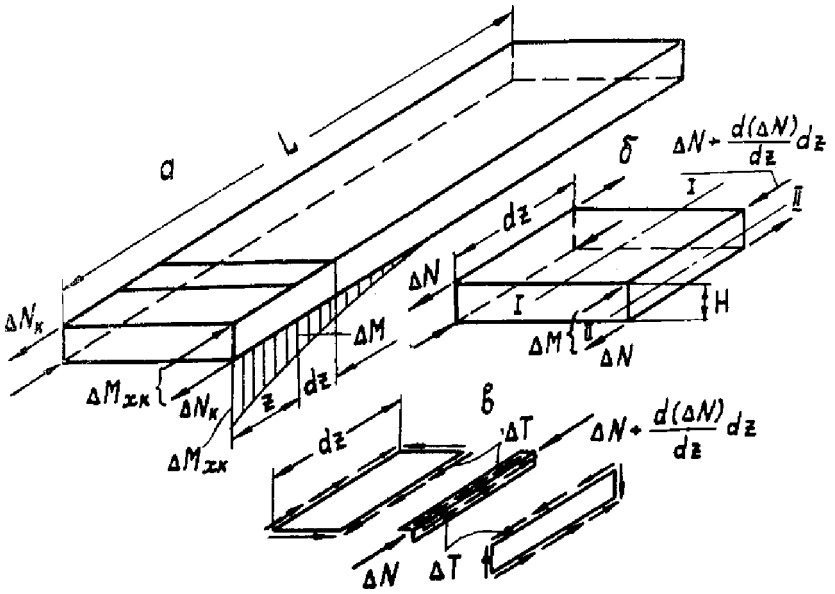


Рис. 4.22 Дополнительные нормальные и касательные силы в сечениях элементов бесстрингерного крыла

Для определения функции $\psi(z)$ используем здесь, как и в разделе в 4.2, начало наименьшей работы. С этой целью составим выражение для потенциальной энергии деформации консоли

$$U = 4\int_0^L \frac{\Delta N^2}{2EF_n}dz + 2\int_0^L \frac{(\Delta TB)^2}{2GB\delta_{об}}dz + 2\int_0^l \frac{(\Delta TH)^2}{2GH\delta_с}dz. \qquad (4.102)$$

После подстановки в это выражение (4.100) и (4.101) получим

$$U = \left(\frac{\Delta M_{хк}}{H}\right)^2 \int_0^L \{B_1[\psi(z)]^2 + (B_2 + B_3)[\psi'(z)]^2\}dz, \qquad (4.103)$$

где

$$B_1 = \frac{2}{EF_n}, \quad B_2 = \frac{1}{4}\frac{B}{G\delta_{об}}, \quad B_3 = \frac{1}{4}\frac{H}{G\delta_с}. \qquad (4.104)$$

Таким образом, U представляет собой функционал, аналогичный (4.38). Следовательно, как и ранее,

$$\psi(z) = ch\alpha z - sh\alpha z = e^{-\alpha z}.$$

Здесь

$$\alpha = \sqrt{\frac{B_1}{B_2 + B_3}}. \qquad (4.105)$$

Подставив в эту формулу (4.104), получим

$$\alpha = \frac{2}{\mu B},$$

где - коэффициент, вычисляемый по формуле (4.53).

С учетом вида функции $\psi(z)$ для вычисления значений дополнительных усилий имеем следующие формулы:

$$\Delta N = \frac{\Delta M_{x\text{к}}}{H} e^{-\alpha z} = \Delta N_{\text{к}} e^{-\alpha z}, \tag{4.106}$$

$$\Delta T = -\frac{1}{2}\alpha \frac{\Delta M_{x\text{к}}}{H} e^{-\alpha z} = -\frac{1}{2}\alpha \Delta N_{\text{к}} e^{-\alpha z}. \tag{4.107}$$

Максимальное значение усилий ΔT имеет место в корневом сечении, то есть, при $z = 0$

$$\Delta T_{\text{к}} = -\frac{1}{2}\alpha \frac{\Delta M_{x\text{к}}}{H} = -\frac{1}{2}\frac{\Delta M_{x\text{к}}}{BH\bar{l}_0} = -\frac{\Delta M_{x\text{к}}}{\mu HB}. \tag{4.108}$$

4.5 Однолонжеронное крыло с главным подкосом

Рассмотрим стреловидное крыло, силовая схема которого состоит из лонжерона, главного подкоса и усиленных нервюр (бортовой и корневой), связанных в узле 2 с подкосом. Имеется также задняя вспомогательная стенка (рис. 4.23).

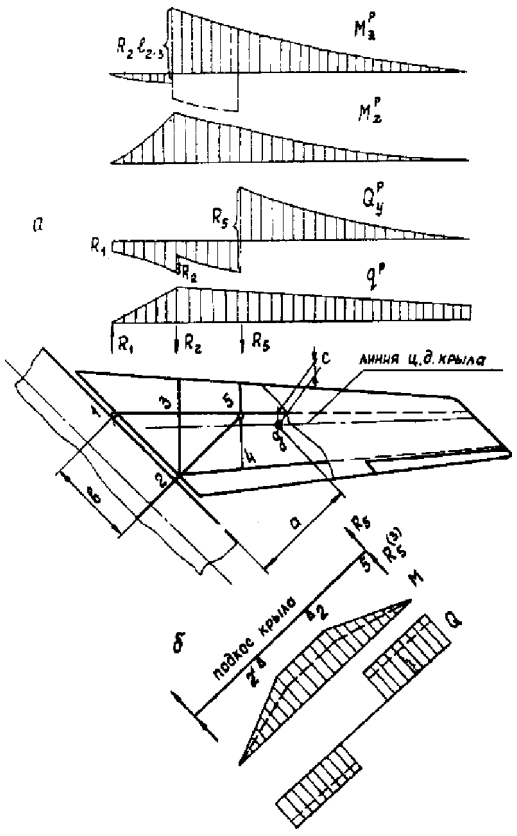


Рис. 4.23 Схема работы однолонжеронного крыла с главным подкосом

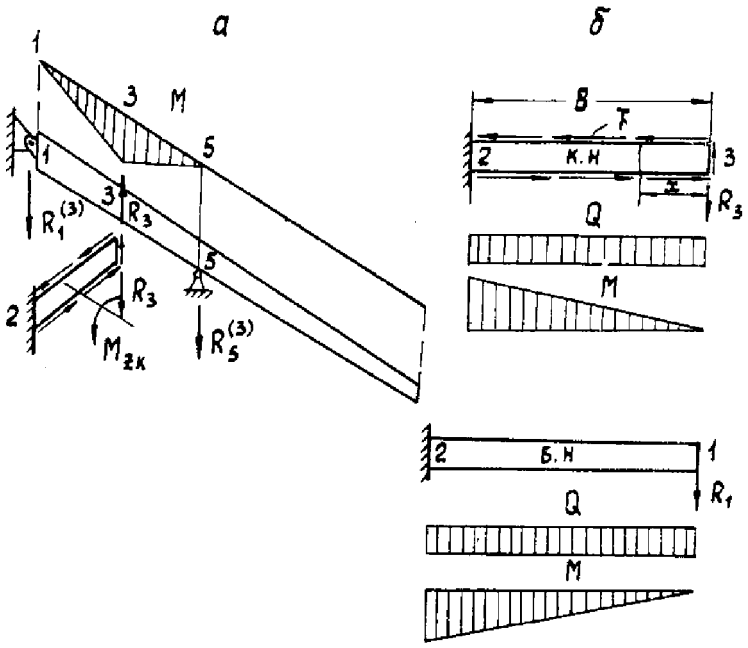


РИС. 4.24 СХЕМА НАГРУЖЕНИЯ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА

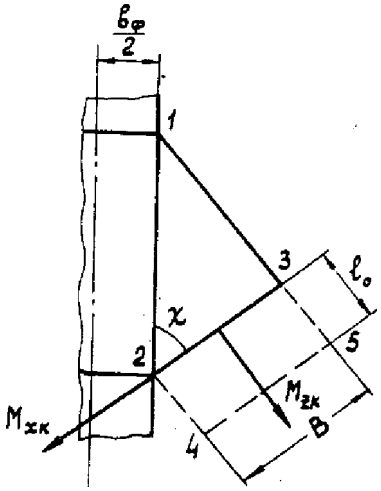


Рис. 4.25 К подбору поясов лонжеронов в корневом сечении стреловидного крыла

Крыло крепится к подкосу в узлах 2 и 5, а к фюзеляжу – в узле 1. Узлы 1 и 5 – шарнирные. С целью простоты изготовления и экономии веса подкос целесообразно делать неразъемным и не связанным с обшивкой.

Рассмотрим расчет такого крыла. Вначале определим опорные реакции консоли. При этом будем полагать, что вся нагрузка половины крыла приводится к силе P. Составив условия равновесия консоли относительно осей 2-5, 1-5 и 1-2, найдем соответственно

$$R_1 = P\frac{в}{l_{1-2}}, \quad R_2 = P\frac{c}{l_{2-3}}, \quad R_5 = \frac{a}{l_{2-5}}. \qquad (4.109)$$

Имея нагрузку q, действующую на крыло, и зная опорные реакции R, можно построить эпюры перерезывающих сил, изгибающих моментов M_x и крутящих моментов M_z. Примерный вид эпюр представлен на рис. 4.22.

Следует отметить, что лонжерон в этой силовой схеме является основным элементом, обеспечивающим прочность крыла на изгиб. Поэтому эпюры Q_y и M_x лонжерона характеризуют напряженное состояние всего крыла. В обшивке крыла возникают касательные напряжения от кручения.

Рассмотрим нагружение подкосной балки и усиленных нервюр. Главный подкос 2-5 (рис. 4.23б) работает на изгиб как двухопорная балка. Ее опорами являются узлы крепления к фюзеляжу.

Усиленная корневая и бортовая нервюры работают как консольные балки. Схемы их нагружения и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов показаны на рис. 4.24.

Определив внутренние силовые факторы в сечениях крыла, можно сделать оценку прочности и жесткости крыла.

4.6 Подбор сечений силовых элементов стреловидных крыльев

Проектировочный расчет крыла имеет целью подбор сечений его силовых элементов.

Вначале выбирается силовая схема крыла – лонжеронная или моноблочная. В соответствии с расчетными случаями A или A' должны быть построены эпюры изгибающих моментов. Эпюры же крутящих моментов строятся для расчетных случаев B или C.

Ограничимся здесь рассмотрением лишь проектировочного расчета крыла в корневой части (4.25). Расчет же сечений крыла, находящихся от корневого на расстоянии, большем чем μB, аналогичен расчету сечений нестреловидного крыла.

4.6.1 Двухлонжеронное крыло

Полагаем, что нормальные напряжения от изгиба воспринимаются поясами лонжеронов, касательные напряжения от изгиба – стенками лонжеронов, а касательные напряжения от кручения – обшивкой.

Изгибающие моменты лонжеронов в корневом и бортовом сечениях можно найти по формулам (4.95) и (4.96), взяв в них в качестве M_x' расчетную величину изгибающего момента в корневом или бортовом сечениях. Величину $\bar{l}_0$, входящую в формулы (4.90) и (4.91), здесь можно принять равной единице.

При постоянной высоте сечения

$$\frac{EJ_1}{EJ_2} = \frac{F_1}{F_2}. \tag{4.110}$$

Задавшись $\frac{F_2}{F_1} = 1,$ подбираем площади сечений поясов лонжеронов по наибольшему моменту M_2. Площадь сечения заднего лонжерона F_2 не имеет смысла назначать большей F_1, так как это приведет в свою очередь к увеличению изгибающего момента M_2. И, в конечном итоге, мы придем к случаю, когда $F_1 = 0$, а силовая схема будет представлена только одним задним лонжероном.

Площадь сечения поясов лонжеронов подбираем с учетом этого условия по наибольшему моменту M_2.

Задавшись разрушающим напряжением для поясов в растянутой нижней зоне равным $0{,}9\sigma_{\text{в}}^{\text{п}}$, получим

$$F_{1\text{р}} = F_{2\text{р}} = \frac{M_2}{0{,}9H_{\text{р}}\sigma_{\text{в}}^{\text{п}}}. \tag{4.111}$$

В сжатой зоне за разрушающее напряжение принимаем критическое напряжение общей потери устойчивости пояса.

Тогда

$$F_{1\text{сж}} = F_{2\text{сж}} = \frac{M_2}{H_{\text{р}}\sigma_{\text{кр}}^{\text{п}}}. \tag{4.112}$$

В формулах (1.111) и (1.112) $H_{\text{р}}$ представляет собой рабочую высоту сечения. Она равна плечу пары внутренних сил лонжеронов при изгибе. Приближенно

$$H_{\text{р}} = 0{,}95H.$$

Здесь – средняя габаритная высота сечения.

Пояса в растянутой зоне, подобранные по случаю А , необходимо проверить на устойчивость по случаю Д . При нагружении, соответствующем

случаю Д, они будут работать на сжатие при изгибающем моменте в 2 раза меньшем, чем в случае А.

Произведем теперь подбор стенок лонжеронов.

Суммарные погонные касательные усилия в стенках переднего и заднего лонжеронов в соответствии со схемой, представленной на рис. 4.26, будут равны

$$T_1 = \frac{1}{2H_{\text{р}}}\left(Q_{\text{п}}^{\text{р}} - \frac{M_x^{\text{р}}}{H_{\text{р}}}\gamma\right) + \frac{M_z^{\text{р}}}{2BH} - \Delta T, \tag{4.113}$$

$$T_2 = \frac{1}{2H_{\text{р}}}\left(Q_{\text{п}}^{\text{р}} - \frac{M_x^{\text{р}}}{H_{\text{р}}}\gamma\right) + \frac{M_z^{\text{р}}}{2BH} - \Delta T, \tag{4.114}$$

Здесь γ - угол сходимости поясов.

Вторые слагаемые в этих формулах обусловлены работой стенок на сдвиг от кручения.

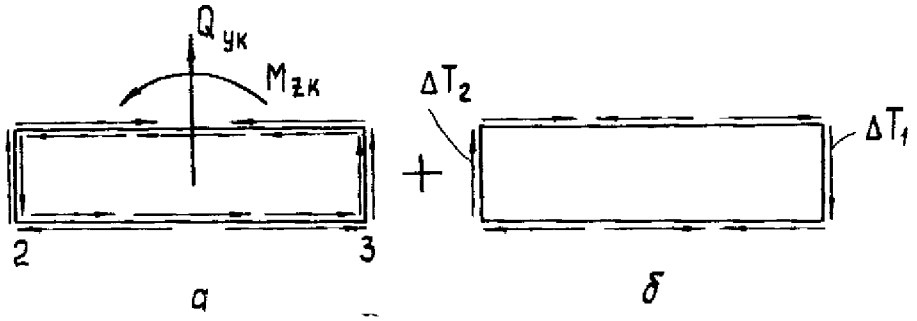


Рис. 4.26 К подбору стенок лонжеронов в корневом сечении стреловидного крыла

Величину погонных касательных сил ΔT можно на основании (4.98) и (4.108) найти следующим образом:

$$\Delta T = \frac{\Delta M_{x\text{к}}}{2BH\bar{l}_0} = \frac{M_2 - M_{02}}{2BH} = \frac{M_x^{\text{р}}}{2BH}\frac{\bar{l}_1 - \bar{l}_2}{\bar{l}_1 + \bar{l}_2}. \tag{4.115}$$

При записи этого выражения учтено, что $\bar{l}_0 = 1$, а $EJ_1 = EJ_2$ и, следовательно, $M_{01} = M_{02} = \frac{1}{2}M_x^{\text{р}}$.

Толщину стенок можно найти из условия отсутствия потери устойчивости при сдвиге, то есть

$$\delta_{\text{с}} \geq \frac{T}{\tau_{\text{кр}}}. \tag{4.116}$$

Обшивку для крыла лонжеронного типа в корневом сечении подбирают, исходя из условия ее работы на сдвиг при кручении.

Определив для случая B или C величину крутящего момента в корневом сечении, найдем

$$\delta_{\text{об}} \geq \frac{M_{zк}^{\text{р}}}{2BH\tau_{\text{разр}}}. \qquad (4.117)$$

При наличии стрингерного подкрепления обшивки можно принять разрушающее касательное напряжение для нее равным

$$\tau_{\text{разр}} = \left(\frac{1}{4} \div \frac{1}{3}\right)\sigma_{\text{в}}.$$

Нижний предел относится к тонкой обшивке ($\delta \leq 1$ мм), а верхний – к более толстой ($\delta \geq 1{,}5$ мм).

Для бесстрингерного крыла

$$\tau_{\text{разр}} = \left(\frac{1}{5} \div \frac{1}{4}\right)\sigma_{\text{в}}.$$

4.6.2 Моноблочное крыло

Для крыла моноблочного типа следует подобрать приведенную толщину обшивки из условия восприятия ею совместно со стрингерами нормальных напряжений при изгибе.

На основании формулы (4.60) при $x = 0$ имеем

$$\delta_r = \frac{M_x^{\text{р}}}{\sigma_{\text{р}} BH\bar{l}\,\ln(1+\frac{1}{\bar{l}})}, \qquad (4.118)$$

где

$M_x^{\text{р}}$ - расчетное значение изгибающего момента в корневом или бортовом сечении;

B,H - расстояние между лонжеронами и рабочая высота корневого или бортового сечения;

$\sigma_{\text{р}}$ - разрушающее напряжение для панели. Это напряжение принимаем равным разрушающему напряжению наиболее нагруженного заднего стрингера.

В растянутой зоне - $\sigma_{\text{р}} = 0{,}9\sigma_{\text{в}}$, в сжатой - $\sigma_{\text{р}} = \sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}$. В первом приближении можно положить $\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}} = 0{,}9\sigma_{\text{в}}$.

При определении величины $\bar{l}$ по формуле (4.10) принимаем $\delta_{r\text{к}} = \delta_{r\text{ф}}$, а $\bar{l}_0 = 1$.

Зная значение и задавшись толщиной обшивки и шагом стрингеров, можно определить потребную площадь стрингера $F_{\text{стр}}$. Для этого следует воспользоваться выражением для приведенной толщины обшивки

$$\delta_r = \delta_{\text{об}}\varphi_{\text{об}} + \frac{F_{\text{стр}}}{b_{i,i+1}}. \qquad (4.119)$$

Здесь $b_{i,i+1}$ - шаг стрингеров. Для корневого сечения $b_{i,i+1} = \Delta x$, а для бортового - $b_{i,i+1} = \dfrac{\Delta x}{\cos x}$.

В растянутой зоне принимаем $\delta_{\text{об}} = 0{,}65\delta_r$ и $\varphi_{\text{об}} = 1$, а в сжатой зоне–

$$\delta_{\text{об}} = 0{,}5\delta_r \text{ и } \varphi_{\text{об}} = 1{,}9\frac{\delta_{\text{об}}}{b_{i,i+1}}\sqrt{\frac{E_{\text{об}}}{\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}}} \le 1. \qquad (4.120)$$

Заметим здесь, что толщина обшивки не должна быть меньше той величины, которая определяется по формуле (4.117). Толщину стенок лонжеронов необходимо подбирать, как и для крыла лонжеронного типа, по формулам (4.113), (4.114) и (4.116). Для определения величины дополнительных погонных касательных усилий в корневом сечении на основании формул (4.49) и (4.67) при $\alpha = \dfrac{1}{B}$ имеем

$$\Delta T = \frac{1}{24}\frac{M_{xk}^{\text{р}}}{BH\bar{l}(1+\bar{l})\ln(1+\frac{1}{\bar{l}})}. \qquad (4.121)$$

В качестве примера произведен подбор сечений силовых элементов корневой части моноблочного крыла. Расчетные значения перерезывающей силы, изгибающего и крутящего момента, а также необходимые геометрические данные приведены в таблице:

$Q_{yk}^{\text{р}}$[Н]	$M_{xk}^{\text{р}}$[Нм]	$M_{zk}^{\text{р}}$[Нм]	$b_{\text{ф}}$[м]	B[м]	H[м]	χ	γ
$1\cdot10^6$	$1\cdot10^7$	$1\cdot10^7$	3,0	3,0	0,7	60	0,02

Полагаем, что обшивка, стенки и стрингеры выполнены из В-95. Для этого материала $\sigma_{\text{в}} = 5000\,\text{МПа}$.

Задаемся шагом стрингеров $b_{i,i+1} = 0{,}3\,\text{м}$.

Приняв $\bar{l}_0 = 1$, по формуле (4.10) находим

$$\bar{l} = 0{,}5 \cdot 1 \cdot \frac{0{,}0625}{0{,}866} + \frac{1}{1{,}732} = 0{,}612\ , \quad \ln\left(1 + \frac{1}{\bar{l}}\right) = 0{,}967\ .$$

По формуле (4.118) определяем приведенную толщину растянутой панели $\delta_r^{(\text{р})} = 1{,}8\,\text{см}$.

Принимаем $\delta_{\text{об}}^{(\text{р})} = 0{,}65\delta_r^{(\text{р})} = 0{,}65 \cdot 1{,}8 = 1{,}16\ \text{см}$.

Далее, полагая $\delta_{\text{об}}^{(\text{р})} = 1{,}2\,\text{см}$, определим площадь сечения стрингера растянутой панели

$$F_{\text{стр}} = (\delta_r - \delta_{\text{об}}) b_{i,i+1} = (1{,}8 - 1{,}2) \cdot 30 = 18\,\text{см}^2\ .$$

Принимая $\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}} = 0{,}9\sigma_{\text{в}}$, получим приведенную толщину сжатой панели, равную толщине растянутой $\delta_r^{(\text{с})} = \delta_r^{(\text{р})}$.

Пусть $\delta_{\text{об}}^{(\text{с})} = 0{,}5\delta_r^{(\text{с})} = 0{,}9\,\text{см}$.

Полагая, что $\delta_{\text{об}}^{(\text{с})} = 1\,\text{см}$, найдем по формуле (4.120) $\varphi_{\text{об}} = 2{,}54$. Следовательно $\varphi_{\text{об}} = 1$.

Тогда площадь сечения стрингера сжатой панели будет равна

$$F_{\text{стр}} = (1{,}8 - 1) \cdot 30 = 24\,\text{см}^2\ .$$

После этого необходимо выбрать тип стрингеров по каталогу прессованных профилей и уточнить критическое напряжение $\sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}$, задавшись шагом нервюр.

Затем следует уточнить значение толщины сжатой панели $\delta_r^{(\text{с})}$.

Если в каталогах отсутствуют подходящие профили, необходимо назначить размеры сечения стрингера.

Панель, работающую на растяжение от нагрузок случаев A или A', необходимо проверить на устойчивость в случаях D или D' по формуле

$$\sigma_{\text{к}} = \frac{0{,}5 M_{xk}^{\text{р}}}{HB\delta_{r\text{к}} \bar{l} \ln\left(1 + \frac{1}{\bar{l}}\right)} \le \sigma_{\text{кр}}^{\text{стр}}\ .$$

По формулам (4.113), (4.114), (4.121) находим суммарные погонные касательные усилия в передней и задней стенках:

$$T_1 = \frac{1}{2 \cdot 70} \cdot \left(1 \cdot 10^6 - \frac{1 \cdot 10^9}{70} \cdot 0{,}02\right) + \frac{1 \cdot 10^8}{2 \cdot 75 \cdot 300} +$$

$$+\frac{1}{24}\cdot\frac{1}{300}\cdot\frac{1\cdot10^9}{75\cdot0{,}612\cdot1{,}612\cdot0{,}967}=5400\frac{\text{Н}}{\text{см}},$$

$T_2=480\frac{\text{кН}}{\text{см}}$.

Взяв, $\tau_{\text{разр}}=0{,}6\sigma_{\text{в}}=300\,\text{МПа}$ находим по формуле (4.116)

$$\delta_{1\,\text{ст}}\geq 0{,}18\,\text{см}\quad\text{и}\quad\delta_{2\,\text{ст}}=0{,}16\,\text{см}.$$

Обшивку, подобранную исходя из условия работы на растяжение-сжатие при изгибе, проверяем на прочность при сдвиге от кручения в соответствии с условием

$$\tau_{\text{об}}=\frac{M^{\text{р}}_{\text{хк}}}{2\text{НВ}\delta_{\text{об}}}\leq\tau_{\text{разр}}.$$

В качестве $\delta_{\text{об}}$ следует взять наименьшую толщину обшивки, то есть $\delta^{\text{с}}_{\text{об}}=1\,\text{см}$. Тогда разрушающее напряжение здесь будет равно

$$\tau_{\text{разр}}=\frac{1}{3}\sigma_{\text{в}}=166{,}5\,\text{МПа}$$

Видно, что

$$\tau_{\text{об}}=22{,}2\ \text{МПа}<\tau_{\text{разр}}$$

ГЛАВА 5. РАСЧЕТ ТЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ

5.1 Силовые схемы треугольных крыльев

На рис.5.1 показаны некоторые силовые схемы треугольных крыльев. Эти крылья могут выполняться в виде тонкостенных или монолитных конструкций. Силовую основу крыльев первого типа составляют лонжероны. Такое крыло может иметь и нервюры, которые расположены в сечениях, параллельных плоскости симметрии самолета.

Лонжероны крыльев, представленных на рис. 5.1а и 5.1б, перпендикулярны продольной оси самолета. В концевых сечениях они связаны стенками. Обшивка крыла здесь может иметь стрингерное подкрепление. Схема б) отличается от схемы а) тем, что лишь один лонжерон имеет фюзеляжную часть, а все остальные шарнирно крепятся по борту фюзеляжа.

В двух следующих схемах (рис. 5.1в и г) оси лонжеронов сходятся в одной точке. Эта точка находится или в бортовом сечении крыла (рис.5.1в), или в вершине крыла (рис.5.1г).

Треугольные крылья могут выполняться из монолитных панелей или в виде сплошной конструкции (рис.5.1д). Такое крыло может быть ограничено плоскостями (в этом случае оно имеет ромбовидный или клиновидный профили) или криволинейными поверхностями. Необходимость подобной конструкции обусловлена, как правило, малой строительной высотой сечений крыла.

Общим для всех рассмотренных схем является малое удлинение крыла. Длина хорды в бортовом сечении может быть равной и даже превосходить по своей величине полуразмах крыла. Поэтому при исследовании крыльев подобных силовых схем за редким исключением нельзя использовать теорию расчета балочных конструкций.

5.2 Крылья с лонжеронами, перпендикулярными продольной оси самолета

Рассмотрим крыло, силовая схема которого представлена на рис.5.1а . Для упрощения заменим его рядом ступенчатых отсеков, ограниченных соседними лонжеронами (рис.5.2). Такая система будет многократно статически неопределимой. В сечении крыла, находящемся на произвольном расстоянии z от борта фюзеляжа, можно построить эпюру перемещений сечений изолированных лонжеронов y. Как видно, она имеет слабую кривизну.

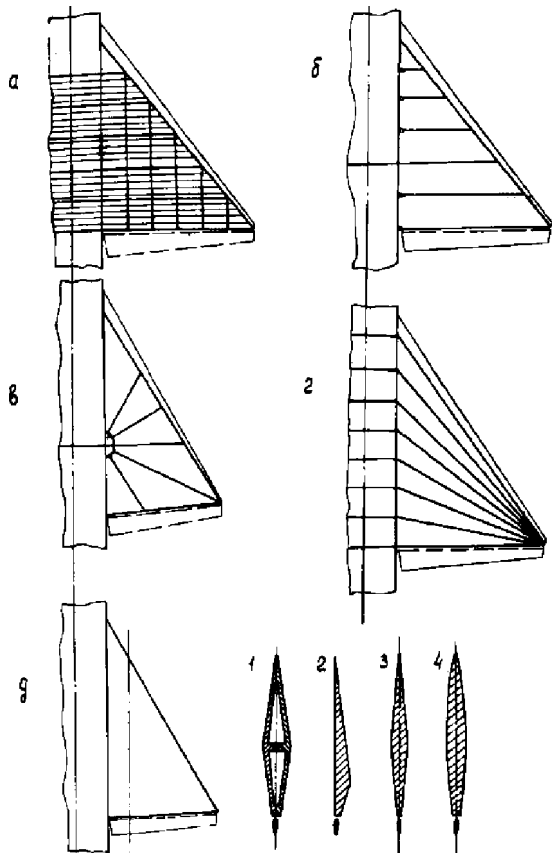


Рис.5.1 Силовые схемы треугольных крыльев

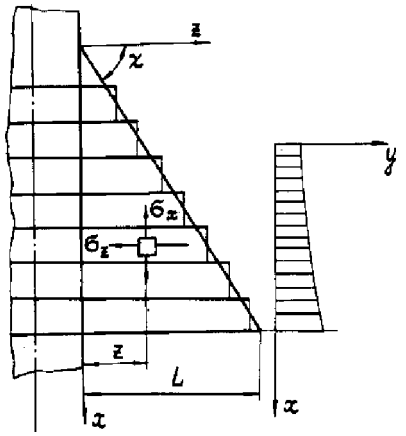


Рис.5.2 Схема замены крыла с лонжеронами, перпендикулярными продольной оси, системой ступенчатых отсеков

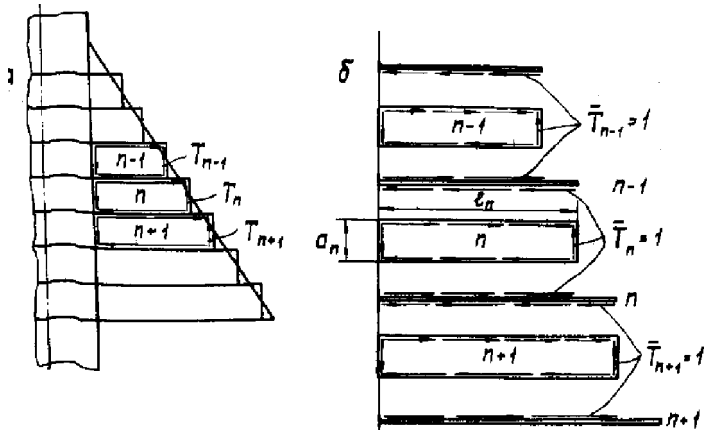


Рис.5.3 К выбору основной системы

Это говорит о том, что поточные сечения крыла в своей плоскости практически не искривляются под действием воздушной нагрузки. Это обстоятельство дает возможность пренебречь напряжениями в направлении оси $y\cdot$ x , то есть положить

$$\sigma_x = 0. \tag{5.1}$$

Раскрытие статической неопределимости системы производится методом сил. В качестве основной принимаем систему изолированных лонжеронов. Для этого мысленно проведем разрезы в обшивке вдоль поясов лонжеронов. Устраненные связи заменим неизвестными усилиями. Например, в отсеке n вдоль разрезов действуют касательные усилия T_n, представляющие собой силы взаимодействия обшивки и лонжеронов (рис.5.3).

Для определения этих усилий составим систему канонических уравнений

$$\Delta_{n0} + \sum_{i=1}^{\kappa} \delta_{ni} \cdot T_i = 0 \quad (n = 1,2,...\kappa). \tag{5.2}$$

Через κ здесь обозначено число отсеков крыла, которым и определяется степень статической неопределимости системы.

Ниже будет показано, что система (5.2) обращается в систему трехчленных уравнений, каждое из которых содержит не более трех неизвестных усилий.

Выясним порядок определения коэффициентов этих уравнений. Коэффициенты Δ_{n0}характеризуют собой перемещения в направлении $n-$ой устраненной связи от внешней нагрузки. Внешняя распределенная нагрузка воспринимается в основной системе изгибом лонжеронов.

Для лонжерона (рис.5.4а) эта нагрузка будет равна

$$q_n = \frac{1}{2}(p_n \cdot a_n + p_{n+1} \cdot a_{n+1}). \tag{5.3}$$

Здесь p - интенсивность нагрузки, распределенной по поверхности крыла, a - ширина отсека.

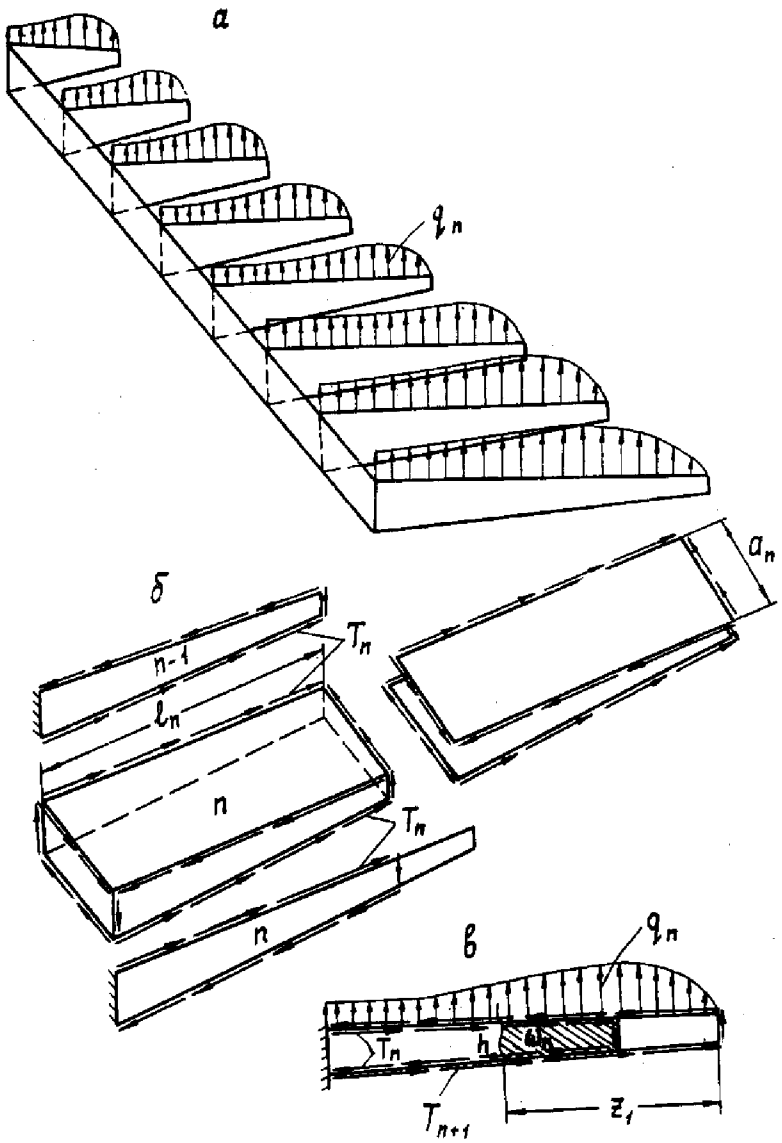


Рис.5.4 К определению коэффициентов $\Delta_{по}$ и $\delta_{пн}$ системы канонических уравнений метода сил

В соответствии с методом сил в направлении $n-$ой устраненной связи приложим погонные касательные усилия $T_n = 1.$ (Рис. 5.3б)

Очевидно, элементами, воспринимающими и внешнюю нагрузку и поток усилий $\overline{T}_n = 1$, являются $(n-1)-й$ и $n-й$ лонжероны, ограничивающие $n-й$ отсек. Деформацией этих лонжеронов и обусловлена величина коэффициента Δ_{n0}:

$$\Delta_{n0} = \sum_{i=n-1}^{i=n} \int_l \frac{M_0 \overline{M}_i}{EJ_{rx}^{(i)}} dz \,. \qquad (5.4)$$

Здесь M_0 и $\overline{M}_i$ - изгибающие моменты изолированного лонжерона от внешней нагрузки и единичных сил, $EJ_{rx}^{(i)}$ - жесткость на изгиб лонжерона.

При вычислении изгибной жесткости лонжерона следует обшивку и стрингеры в отсеках крыла привести к поясам лонжеронов. Тогда приведенная площадь поперечного сечения пояса лонжерона будет равна

$$F_л = F_л^0 + mF_{стр}\varphi + F_{об}^{пр}\ , \qquad (5.5)$$

где :

$F_л^0$ - истинная площадь поперечного сечения пояса лонжерона;

m - число стрингеров в межлонжеронной части;

$F_{об}^{пр} = a\delta_{об}\varphi_{об}$ - приведенная площадь обшивки.

Отметим, что при приведении обшивки и стрингеров к крайним лонжеронам необходимо учесть лишь половину стрингеров в отсеке и соответствующую часть обшивки.

Коэффициент δ_{nn} представляет собой перемещение в направлении $n-$ой устраненной связи от сил $\overline{T}_n = 1,$ действующих в этом же направлении. Как видно из схемы, представленной на рис. 5.4б, величина этого коэффициента обусловлена работой на изгиб двух лонжеронов - $(n-1)$- го и (n)- го, ограничивающих $n-й$ отсек и работой на сдвиг двух панелей обшивки – верхней и нижней:

$$\delta_{nn} = \sum_{i=n-1}^{i=n} \int_l \frac{\overline{M}_i^2}{EJ_{rx}^{(i)}} dz + \sum_{j=1}^{j=2} \frac{\overline{Q}_n^2 l_j}{GF_{об}}\ . \qquad (5.5)$$

Здесь $\overline{Q}_n = \overline{T}_n \cdot a_n$ – сила, сдвигающая обшивку $n-$го отсека;

$F_{об} = a_n \cdot \delta_n$ - площадь сечения панели;

l_n - длина $n-$ой панели.

Коэффициент $\delta_{n,n-1}$ равен перемещению в направлении $n-$ой устраненной связи от сил $\overline{T}_{n-1} = 1.$ Из схемы, показанной на рис.5.3б, видно, что элементом, воспринимающим потоки касательных сил $\overline{T}_{n-1} = 1$ и $\overline{T}_n = 1,$ является $(n-1)-й$ лонжерон. Следовательно, его работой на изгиб от этих потоков и будет определяться величина коэффициента $\delta_{n,n-1}$:

$$\delta_{n,n-1} = \int_{l_{n-1}} \frac{\overline{M}_n \overline{M}_{n-1}}{EJ_{rx}} dz\ . \qquad (5.6)$$

Аналогично, определяется коэффициент $\delta_{n,n+1}$. Его величина будет обусловлена работой на изгиб $n-$го лонжерона от касательных усилий $\overline{T}_n = 1$ и $\overline{T}_{n+1} = 1$:

$$\delta_{n,n+1} = \int_{l_n} \frac{\overline{M}_n \overline{M}_{n+1}}{EJ_{rx}} dz \,. \tag{5.7}$$

Для определения коэффициентов $\delta_{n,n-2}$, $\delta_{n,n+2}$ необходимо приложить усилия $\overline{T}_{n-2} = 1$ и $\overline{T}_{n+2} = 1$ вдоль $(n-2)-$й и $(n+2)-$й устраненных связей и искать перемещения от этих сил в направлении $n-$й связи. Нетрудно видеть, что элементов, одновременно воспринимающих потоки сил $\overline{T}_n$ и $\overline{T}_{n-2}$, $\overline{T}_n$ и $\overline{T}_{n+2}$, нет. Следовательно, коэффициенты $\delta_{n,n-2}$, $\delta_{n,n+2}$ и все последующие обращаются в нуль. На основании этого каждое уравнение системы (5.2) будет содержать лишь три неизвестных усилия:

$$\Delta_{n0} + \delta_{n,n-1} \cdot T_{n-1} + \delta_{n,n} \cdot T_n + \delta_{n,n+1} \cdot T_{n+1} = 0. \tag{5.8}$$

Определив из уравнений (5.8) касательные усилия, можно оценить прочность обшивки лонжеронов.

Перерезывающая сила и изгибающий момент в сечении $n-$го лонжерона на расстоянии z_1 от свободного конца равны

$$Q_n = T_{n+1} \cdot h_{n+1} - T_n \cdot h_n + Q_{n0}\,, \tag{5.9}$$

$$M_n = T_{n+1} \cdot \omega_{n+1} - T_n \cdot \omega_n + M_{n0}\,. \tag{5.10}$$

Здесь h и ω – высота и удвоенная площадь замкнутого контура отсека по длине лонжерона (рис.5.4в).

При построении эпюр Q_0 и M_0 для заднего лонжерона следует учесть действующие на него нагрузки от элементов механизации крыла и управления самолетом.

На рис.5.5 показана эпюра погонных изгибающих моментов в бортовом сечении крыла $m_{\text{Б}}$, полученных с помощью формулы (5.10) в предположении, что крыло имеет часто расположенные лонжероны. Нанесены также значения погонных моментов $m_{\text{Б}0}$ для бортовых сечений лонжеронов в основной статически определимой системе.

При этом

$$m_{\text{Б}} = \frac{M_{\text{Б}}}{a}, \quad m_{\text{Б}0} = \frac{M_{\text{Б}0}}{a}\,. \tag{5.11}$$

Разность этих моментов характеризует величину дополнительных самоуравновешенных моментов $\Delta m_{\text{Б}}$ (рис.5.5). Таким образом, можно записать, что

$$m_{Б} = m_{Б0} + \Delta m_{Б} \ . \qquad (5.12)$$

Из эпюр, показанных на рис.5.5, видно, что погонные касательные усилия в обшивке приводят к некоторой разгрузке длинных и к догружению коротких лонжеронов по сравнению с их изолированной работой.

5.3 ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ КРЫЛА

С целью получения расчетных формул, которые можно использовать при проектировочных расчетах, рассмотрим приближенный метод.

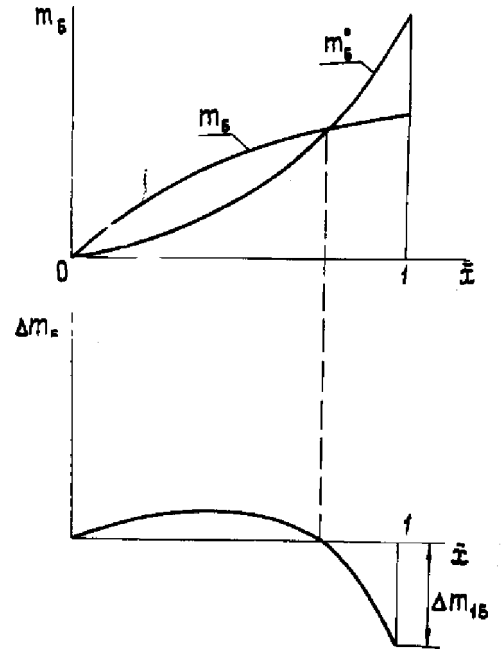


Рис. 5.5 Вид эпюр изгибающих моментов для бортовых сечений лонжеронов треугольного крыла

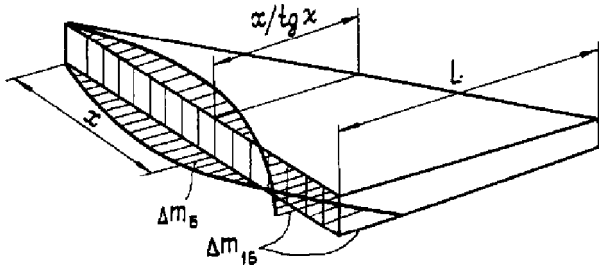


Рис.5.6 К представлению дополнительных изгибающих моментов в бортовом сечении в виде (2.13)

Уменьшим число лишних неизвестных путем представления дополнительных погонных моментов $\Delta m_{Б}$ (рис. 5.6) в виде функции

$$\Delta m_{Б} = \Delta m_{1Б}(3\bar{x}^2 - 4\bar{x}^3), \qquad (5.13)$$

где

$$\bar{x} = \frac{x}{L \cdot tgx}. \tag{5.14}$$

Величина $\Delta m_{1Б}$ является дополнительным погонным моментом при $\bar{x} = 1$.

Расчет крыла в этом случае сведется к решению однажды статически неопределимой относительно $\Delta m_{1Б}$ задачи. Эту величину найдем из канонического уравнения

$$\Delta_{10} + \delta_{11}\Delta m_{1Б} = 0. \tag{5.15}$$

Коэффициент Δ_{10} здесь представляет перемещение вдоль устраненных связей от внешней нагрузки. Его величина обусловлена работой на изгиб лонжеронов при действии внешней нагрузки и от единичных погонных моментов $\Delta\bar{m}_Б$ (рис. 5.7). Величину $\Delta\bar{m}_Б$ следует найти из уравнения (5.13), положив $\Delta m_{1Б} = 1$:

$$\Delta m_Б = 3\bar{x}^2 - 4\bar{x}^3. \tag{5.16}$$

Коэффициент Δ_{10} с учетом работы лонжеронов в фюзеляжной и консольной частях крыла будет равен

$$\Delta_{10} = \int_0^{Ltg\,x} \int_{-\frac{в_ф}{2}}^{\frac{x}{tg\,x}} \frac{m_0 m_1}{E\bar{I}_{rx}} dz dx. \tag{5.17}$$

Здесь $\bar{I}_{rx}$ - момент инерции сечений поясов лонжеронов, приходящийся на единицу длины бортового сечения; m_0 - погонный изгибающий момент лонжеронов от внешней нагрузки; а $\bar{m}$ - погонный изгибающий момент лонжерона, обусловленный нагружением крыла моментами $\Delta\bar{m}_Б$.

Соответственно моментам $\Delta\bar{m}_Б$ в обшивке крыла возникают касательные усилия $\bar{T}_{об}$, величину которых найдем из равновесия отсеченной части (рис. 5.7). Пренебрегая деформацией нервюр, то есть полагая $\bar{T}_{об}$ постоянными в сечениях крыла $x = const$, составим условие равновесия

$$2\bar{T}_{об}\frac{x}{tg\,x}H = \int_0^x \Delta\bar{m}_Б dx = L\ tg\,x \int_0^{\bar{x}} \Delta\bar{m}_Б d\bar{x}. \tag{5.18}$$

Здесь $d\bar{x} = \frac{dx}{L\,tgx}$ - относительный шаг непрерывно расположенных лонжеронов, H – средняя высота лонжерона.

Учитывая (5.16), найдем из (5.18)

$$\overline{T}_{об} = \frac{tg\,x}{2H}\left(\overline{x}^2 - \overline{x}^3\right). \tag{5.19}$$

Зная $\overline{T}_{об}$, определим нагрузки на лонжероны. Из схемы, показанной на рис. 5.8, видно, что каждый лонжерон нагружается поперечной силой

$$d\overline{Q}_л = \frac{d\overline{T}_{об}}{dx} H dx = H d\overline{T}_{об}. \tag{5.20}$$

Погонная поперечная сила лонжеронов будет равна

$$\overline{T}_л = \frac{d\overline{Q}_л}{dx} = H\frac{d\overline{T}_{об}}{dx} = \frac{H}{L\,tgx}\frac{d\overline{T}_{об}}{d\overline{x}}. \tag{5.21}$$

Подставив сюда $\overline{T}_{об}$ из (2.19), получим

$$\overline{T}_л = \frac{\overline{x}}{2L}(2 - 3\overline{x}). \tag{5.22}$$

Найдем теперь изгибающий момент лонжерона:

$$d\overline{M} = (\overline{T}_{об} + \frac{\overline{T}_{об}}{dx}dx)2H\left(\frac{x}{tg\,x} - z + \frac{dx}{tg\,x}\right) - \overline{T}_{об}(\frac{x}{tg\,x} - z)\cdot 2H =$$

$$= 2H\left[\frac{d\overline{T}_{об}}{dx}\left(\frac{x}{tg\,x} - z\right) + \frac{1}{tg\,x}\overline{T}_{об}\right]dx. \tag{5.23}$$

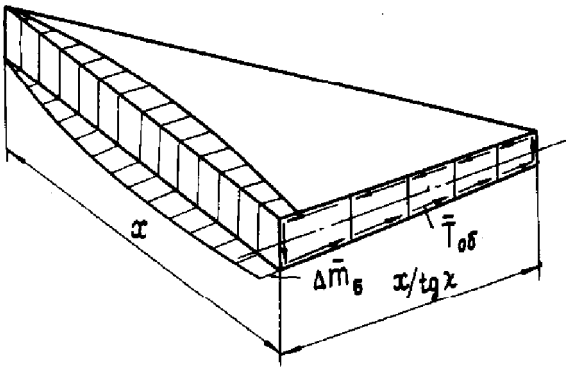


Рис. 2.7

Рис.5.7 К условию равновесия отсеченной части крыла

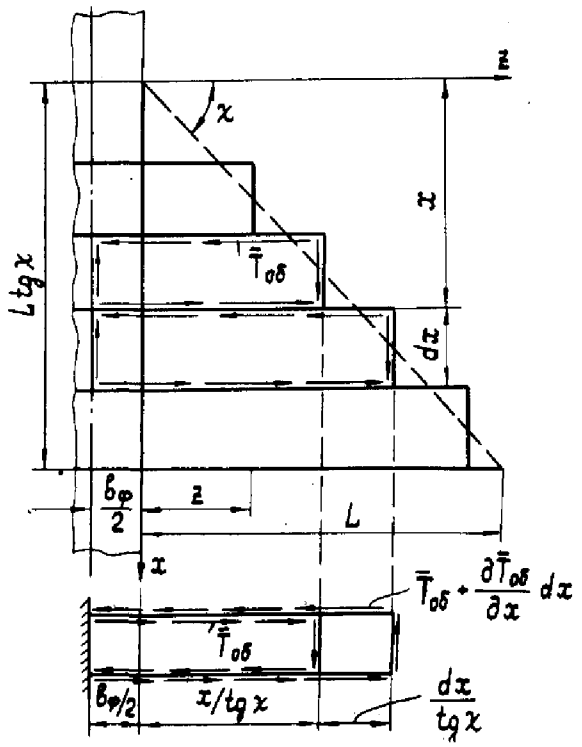


Рис.5.8 Схема нагружения лонжеронов крыла поперечными силами

Погонный изгибающий момент будет равен

$$\bar{m} = \frac{dM}{dx} = 2H\left[\frac{1}{tg\,x}\bar{T}_{об} + \frac{d\bar{T}_{об}}{dx}\left(\frac{x}{tg\,x} - z\right)\right]. \tag{5.24}$$

Обозначив через $\bar{z} = \dfrac{z}{x/tg\,x} = \dfrac{z}{L\bar{x}}$ и подставив в (5.24) значение $\bar{T}_{об}$ из (5.19), получим

$$\bar{m} = \bar{x}^2\left[(2-3\bar{x})(1-\bar{z}) + 1 - \bar{x}\right]. \tag{5.25}$$

Имея $\bar{m}$ и $\bar{T}_{об}$, можно найти коэффициент δ_{11} канонического уравнения (5.15). Величина этого коэффициента обусловлена работой лонжеронов и обшивки при нагружении крыла моментом $\Delta m_{1Б} = 1$:

$$\delta_{11} = \int_0^{Ltgx}\int_{-\frac{b_ф}{2}}^{\frac{x}{tg\,x}} \frac{\bar{m}^2}{E\bar{I}_{rx}}dzdx - 2\int_0^{Ltgx} \frac{\bar{T}_{об}^2\left(\frac{x}{tg\,x} + \frac{b_ф}{2}\right)}{G\delta_{об}}d\bar{x}. \tag{5.26}$$

Определив значение коэффициентов (5.17) и (5.26), из уравнения (5.15) находим момент $\Delta m_{1Б}$.

После этого определяем суммарную величину погонной касательной силы

$$T_л = T_л^o + \bar{T}_л\,\Delta m_{1Б} \tag{5.27}$$

и погонного изгибающего момента лонжерона

$$m = m^o + \overline{m}\,\Delta m_{1Б}\,, \tag{5.28}$$

а также касательное усилие в обшивке(5.28)

$$T_{об} = \overline{T}_{об}\,\Delta m_{1Б}\,. \tag{5.29}$$

На основании этих формул нетрудно составить методику проектировочного расчета крыла.

Рассмотрим пример расчета крыла, нагруженного нагрузкой интенсивности p, постоянной по хорде и параболической по размаху (рис.5.9):

$$p_z = p_o\left(1+4\frac{z^2}{L^2}\right) = p_o\left(1+4\bar{x}^2\bar{z}^2\right), \tag{5.30}$$

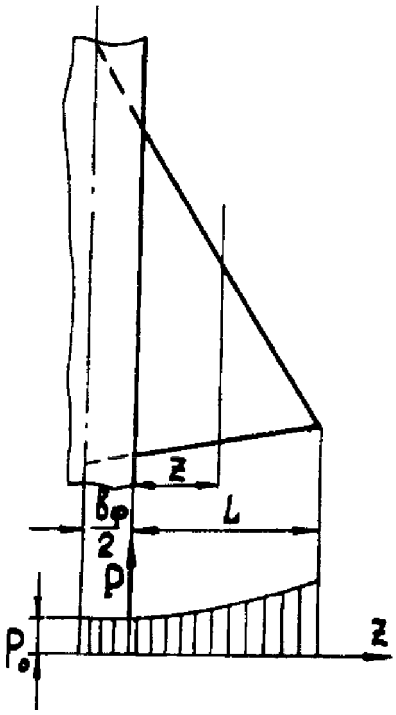


Рис.5.9 Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла

где p_o - интенсивность нагрузки в фюзеляжной части крыла (или в бортовом сечении).

Зная p_z, найдем нагружение лонжеронов основной системы

$$dQ^o_л = \int\limits_{x/tg\,x}^{z} p\,dx\,dz = -p_o L\bar{x}\left[1-\bar{z}+\frac{4}{3}\bar{x}^2\left(1-\bar{z}^3\right)\right]dx, \tag{5.31}$$

$$T^o_л = \frac{dQ^o_л}{dx} = -p_o L\bar{x}\left[1-\bar{z}+\frac{4}{3}\bar{x}^2\left(1-\bar{z}^3\right)\right], \tag{5.32}$$

$$dM^o = p_o L \int_z^{\frac{x}{tg\,x}} \bar{x}\left[1-\bar{z}+\frac{4}{3}\bar{x}^3\left(1-\bar{z}^3\right)\right]dxdz =$$

$$= p_o L^2 \bar{x}^2\left[\frac{1}{2}(1-\bar{z})^2+\frac{\bar{x}^2}{3}\left(\bar{z}^4-4\bar{z}+3\right)\right]dx, \qquad (5.33)$$

$$m^o = \frac{dM^o}{dx} = p_o L^2 \bar{x}^2\left[\frac{1}{2}(1-\bar{z})^2+\frac{\bar{x}^2}{3}\left(\bar{z}^4-4\bar{z}+3\right)\right]. \qquad (5.34)$$

Полагая $\bar{z}=0$, найдем значения погонных сил и моментов лонжеронов в бортовом сечении крыла

$$T^o_{лб} = -p_o L\bar{x}\left(1+\frac{4}{3}\bar{x}^2\right), \qquad (5.35)$$

$$m^o_Б = p_0 L^2 \bar{x}^2\left(\frac{1}{2}+\bar{x}^2\right). \qquad (5.36)$$

Перерезывающая сила и изгибающий момент в бортовом сечении крыла будут соответственно равны

$$Q^o_Б = -p_o L \int_0^{Ltgx} \bar{x}\left(1+\frac{4}{3}\bar{x}^2\right)dx = -p_o L^2 tg\,x\int_0^1 \bar{x}\left(1+\frac{4}{3}\bar{x}^2\right)d\bar{x} =$$

$$= -\frac{5}{6}p_o L^2 tgx, \qquad (5.37)$$

$$M^o_Б = p_0 L^3 tg\,x\int_0^1 \bar{x}^2\left(\frac{1}{2}+\bar{x}^2\right)d\bar{x} = \frac{11}{30}p_0 L^3 tg\,x. \qquad (5.38)$$

Перерезывающая сила $Q^o_Б$ может быть выражена и через среднюю интенсивность нагрузки консоли $p_{ср}$

$$Q^o_Б = -p_{ср}\frac{L^2 tg\,x}{2}, \qquad (5.39)$$

где

$$p_{ср} = \frac{fn^э G}{S}\frac{1-\frac{G_{кк}}{G}}{1-0{,}4\frac{S_ф}{S}}. \qquad (5.40)$$

Приравнивая правые части выражений (5.37) и (5.39), найдем

$$p_o = 0{,}6p_{ср}. \qquad (5.41)$$

Зная погонные изгибающие моменты m_o и $\overline{m}$, а также погонные касательные усилия в обшивке $\overline{T}_{об}$, найдем по формулам (5.17) и (5.26) коэффициенты уравнения (5.15).

Решив его, будем иметь для нашего случая

$$\Delta m_{1Б} = 0{,}635 p_{ср} L^2 \frac{1 + 1{,}98 \frac{в_ф}{L}}{1 + 0{,}132 \frac{\delta_r}{\delta_{об}} tg^2 x + 1{,}56 \frac{в_ф}{L}}. \qquad (5.42)$$

Здесь через δ_r обозначена приведенная толщина обшивки. При выводе формулы (5.42) полагалось, что высота поточного сечения крыла изменяется по закону

$$H = H_o \sin 2{,}5\bar{x},$$

где H_O – наибольшая высота бортового сечения крыла.

На рис.5.10 показана зависимость $\Delta\overline{m}_{1Б} = \dfrac{\Delta m_{1Б}}{p_{ср} L^2}$ в функции $\dfrac{\delta_r}{\delta_{об}}$ при $в_ф / L = 0{,}3$ и для $x = 45^0$ и 60^0.

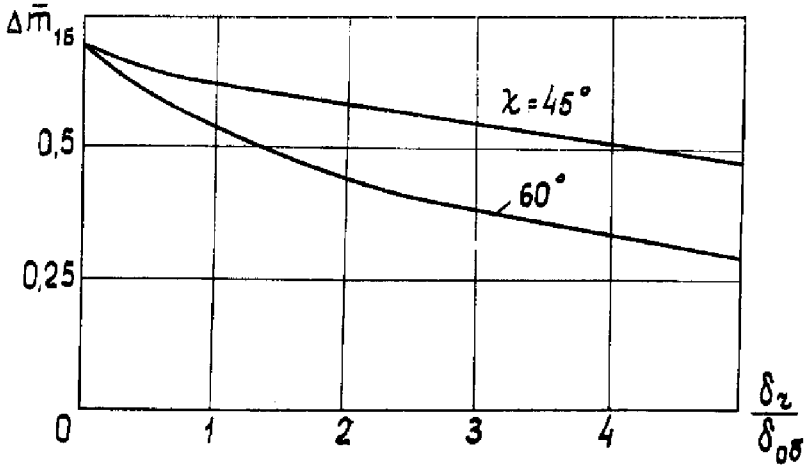


Рис.5.10 Значение $\Delta\overline{m_{15}}$ в функции $\delta_r / \delta_{об}$ δ_r/δ_об

5.4 Крыло с лонжеронами, сходящимися в вершине

Силовая схема рассматриваемого крыла (рис.5.1г) состоит из лонжеронов, сходящихся в его нижней вершине, и нервюр. Обшивка крыла может иметь подкрепление сходящимися стрингерами.

Ввиду того, что лонжероны здесь более длинны, нежели у крыла, рассмотренного в п. 5.2, здесь возможно применение гипотезы плоских

сечений при изгибе. Приняв эту гипотезу, вначале определим нормальные, а затем и касательные напряжения.

5.4.1 Определение нормальных напряжений

Рассмотрим крыло, угол стреловидности которого по передней кромке равен x (рис.5.11). Элементы набора – пояс лонжеронов и стрингеры – приведем к обшивке и через δ_r обозначим ее приведенную толщину.

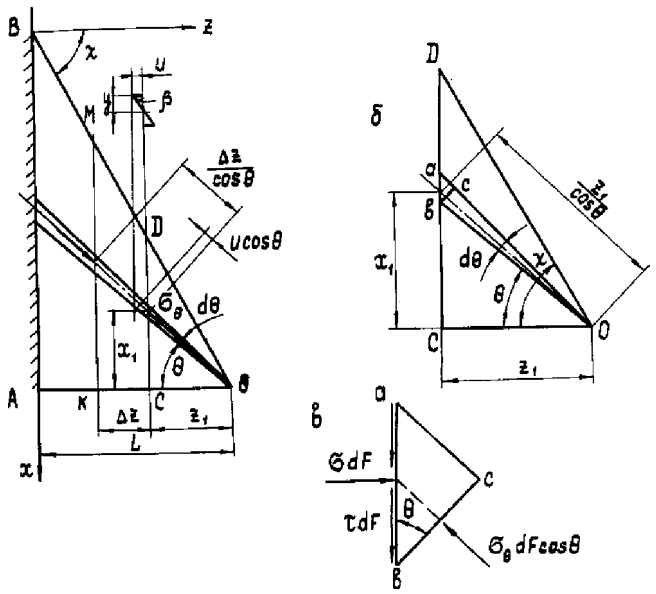


Рис.5.11 Схема напряженно-деформированного состояния треугольного крыла с лонжеронами, сходящимися в его вершине

Двумя сечениями, проходящими через вершину крыла O, угол между которыми равен $d\theta$, выделим элемент обшивки (рис.5.11а).

Угол стреловидности этого элемента, отсчитываемый от оси z, обозначим через θ. Будем полагать, что касательные напряжения в обшивке вдоль лучей отсутствуют.

Двумя поточными сечениями C-D и K-M, расстояние между которыми Δz, выделим часть элемента обшивки длиной $\dfrac{\Delta z}{\cos\theta}$. Пусть взаимный угол поворота этих сечений при изгибе крыла вокруг главной – нейтральной – оси равен β. Этому углу соответствует перемещение точки a сечения C-D, которая находится на расстоянии x_1 от заднего лонжерона и на расстоянии z_1 от вершины 3, на величину u вдоль оси z (рис.5.11а).

Величина этого перемещения равна

$$u = \beta y, \tag{5.43}$$

где y – расстояние от нейтральной оси сечения до рассматриваемого элемента.

Пусть в рассматриваемой точке сечения напряжения, действующие вдоль элемента, равны σ_θ.

Отрезок элемента длиной $\frac{\Delta z}{\cos\theta}$ будет деформирован на величину $u\cos\theta$. На основании закона Гука величина этой деформации будет равна

$$u\cos\theta = \frac{\sigma_\theta}{E}\frac{\Delta z}{\cos\theta}. \tag{5.44}$$

На основании равенств (2.43) и (2.44) получим

$$\sigma_\theta = \frac{\beta E}{\Delta z} y\cos^2\theta. \tag{5.45}$$

Через напряжения σ_θ выразим нормальные и касательные напряжения в сечении *C-D*. Для этого рассмотрим равновесие треугольного элемента *a-b-c* (рис.2.11б и в). Обозначим площадь сечения элемента *a-b* через *dF*. В этом сечении действуют напряжения σ и τ.

Проектируя силы, действующие на элемент *a-b-c*, на оси *z* и *x*, получим

$$\sigma = \sigma_\theta \cos^2\theta, \tag{5.46}$$

$$\tau = \sigma_\theta \sin\theta\cos\theta = \sigma\, tg\,\theta. \tag{5.47}$$

Подставив значение σ_θ (2.45) в (2.46), будем иметь

$$\sigma = \frac{\beta E}{\Delta z} y\cos^2\theta.$$

Постоянную $\frac{\beta E}{\Delta z}$ найдем из условия равновесия

$$M_x^p = \int_F y\sigma dF = \frac{\beta E}{\Delta z}\int_F y^2\cos^4\theta dF.$$

Откуда

$$\frac{\beta E}{\Delta z} = \frac{M_x^p}{I_{rx}^{(\Delta)}}.$$

Тогда

$$\sigma = \frac{M_x^p}{I_{rx}^{(\Delta)}} y\varphi_\Delta \tag{5.48}$$

Здесь φ_Δ - обобщенный редукционный коэффициент для элементов треугольного крыла, учитывающий переменность их углов стреловидности, а

$I_{rx}^{(\Delta)}$ - момент инерции редуцированного сечения, параллельного плоскости заделки.

Для их определения имеем формулы

$$\varphi_\Delta = \cos^4\theta \tag{5.49}$$

$$I_{rx}^{(\Delta)} = \int_F y^2 \varphi_\Delta dF \tag{5.50}$$

Выражение (5.50) можно представить в более удобной для практических вычислений форме. В соответствии с рис.5.11б запишем

$$dF\cos\theta = \delta_r \frac{z_1}{\cos\theta} d\theta ,$$

Откуда

$$dF = z_1 \delta_r \frac{d\theta}{\cos^2\theta} \tag{5.51}$$

С учетом (2.51) будем иметь

$$I_{rx}^{(\Delta)} = \int_F y^2 \cos^4\theta dF = \int_F y^2 z_1 \delta_r \cos^2\theta d\theta = 2z_1 \int_0^x y^2 \delta_r \cos^2\theta d\theta$$

или

$$I_{rx}^{(\Delta)} = z_1 I_{rx}^{(1)} \tag{5.52}$$

где

$$I_{rx}^{(1)} = 2\int_0^x y^2 \delta_r \cos^2\theta d\theta \tag{5.53}$$

Используем полученные формулы для рассмотрения одного примера. Найдем напряжения в сечении крыла, имеющего постоянную приведенную толщину обшивки δ_r .

Для сечения крыла, имеющего вид треугольника (рис.5.12а),будем иметь

$$I_{rx}^{(\Delta)} = 2z_1\left(\frac{H}{2}\right)^2 \delta_r \int_0^x \cos^2\theta\, d\theta = z_1\delta_r\left(\frac{H}{2}\right)^2 (x + \frac{1}{2}\sin 2x) \tag{5.54}$$

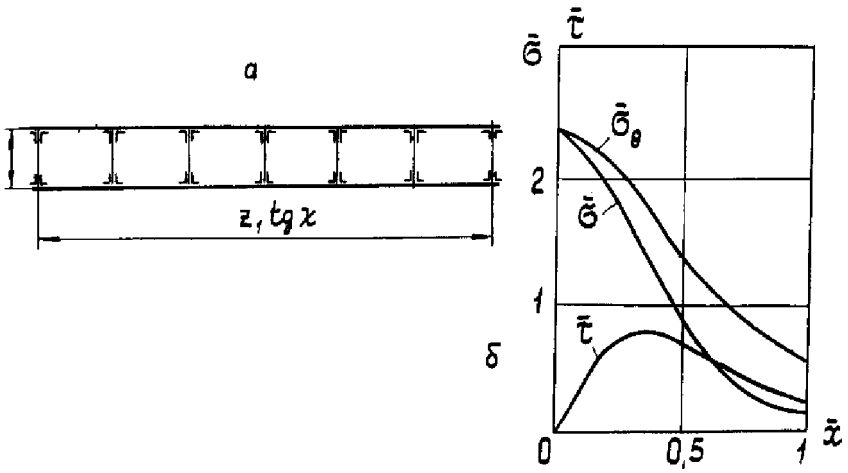


Рис.5.12 Эпюры напряжений $\bar{\sigma}$ в сечении треугольного крыла при постоянной высоте H и постоянной приведенной толщине обшивки δ_r

Подставив это значение в (5.48), определим

$$\sigma = \frac{M_x^p}{z_1}\frac{2}{H\delta_r\left(x+\frac{1}{2}\sin 2x\right)}\cos^4\theta \tag{5.55}$$

Тогда σ из (2.46) и (2.47) можно найти

$$\sigma_\theta = \frac{\sigma}{\cos\theta} \tag{5.56}$$

$$\tau = \sigma \cdot tg\,\theta \tag{5.57}$$

На рис.5.12 показаны графики относительных напряжений $\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{\sigma_o}$, $\bar{\sigma}_\theta = \frac{\sigma_\theta}{\sigma_o}$, $\bar{\tau} = \frac{\tau}{\sigma_o}$ в функции $\bar{x}_1 = \frac{x_1}{z_1 tg\,x}$ при $x = 60^0$. Здесь σ_o представляет собой среднее напряжение, которое определяется как для прямого крыла

$$\sigma_o = \frac{M_x^p}{2\left(\frac{H}{2}\right)^2\delta_r z_1 tgx}\frac{H}{2} = \frac{M_x^p}{H\,\delta_r z_1 tgx} \tag{5.58}$$

Из графиков видно, что напряжения в поясах коротких лонжеронов больше, чем напряжения для более длинных лонжеронов.

Формулой (5.48) можно пользоваться для приближенных расчетов крыла сплошного сечения. Согласно формуле (5.53) для такого крыла получим

$$I_{rx}^{(1)} = \frac{1}{2}\int_0^x \delta^3\cos^2\theta\,d\theta \tag{5.59}$$

Здесь через δ обозначено текущее значение высоты сечения сплошного крыла.

При $\delta = H = const$ имеем

$$I_{rx}^{(1)} = \frac{H^3}{4}\left(x + \frac{1}{2}\sin 2x\right). \tag{5.60}$$

5.4.2 Определение касательных напряжений

Задача определения касательных напряжений в сечениях обшивки вдоль лучей является многократно статически неопределимой.

Найдем касательные напряжения в обшивке поточных сечений крыла. Напряжения здесь можно представить состоящими из трех слагаемых:

$$\tau = \tau^{(\sigma)} + \tau^{(Q)} + \tau^{(M)} \tag{5.61}$$

Здесь $\tau^{(\sigma)}$ - касательные напряжения в сечении, вычисляемые по формуле (5.47);

$\tau^{(Q)}$, $\tau^{(M)}$ - напряжения от сдвига соответственно при изгибе и при кручении (рис.5.13а). Напряжения $\tau^{(Q)}$ и $\tau^{(M)}$ можно найти, раскрыв статическую неопределимость в соответствии с положениями строительной механики тонкостенных конструкций. Здесь же мы ограничимся рассмотрением приближенного способа их определения.

Воспользуемся тем, что на эпюре погонных касательных сил $T^{(Q)}$ (рис.2.13б) всегда имеются нулевые точки. Будем полагать, что обшивка крыла разрезана по образующим, проходящим через нулевые точки. В этом случае сечение крыла будет состоять из отдельных частей (рис.2.13в). Каждая из них представляет собой тонкостенную конструкцию с открытым контуром поперечного сечения.

Погонные касательные усилия в сечении каждой части будут равны

$$T^{(Q)} = \frac{Q_n^{1P}}{I_{rx}} S_{rx} \tag{5.62}$$

где $I_{rx} = \int_F y^2 \varphi dF$ - момент инерции сечения, параллельного плоскости заделки; φ - редукционный коэффициент, учитывающий нелинейность диаграммы растяжения элементов крыла и разнородность материала; Q_n^{1P} - перерезывающая сила в сечении крыла с учетом его конусности.

Для крыла, имеющего прямоугольное сечение и постоянную приведенную толщину обшивки δ_r

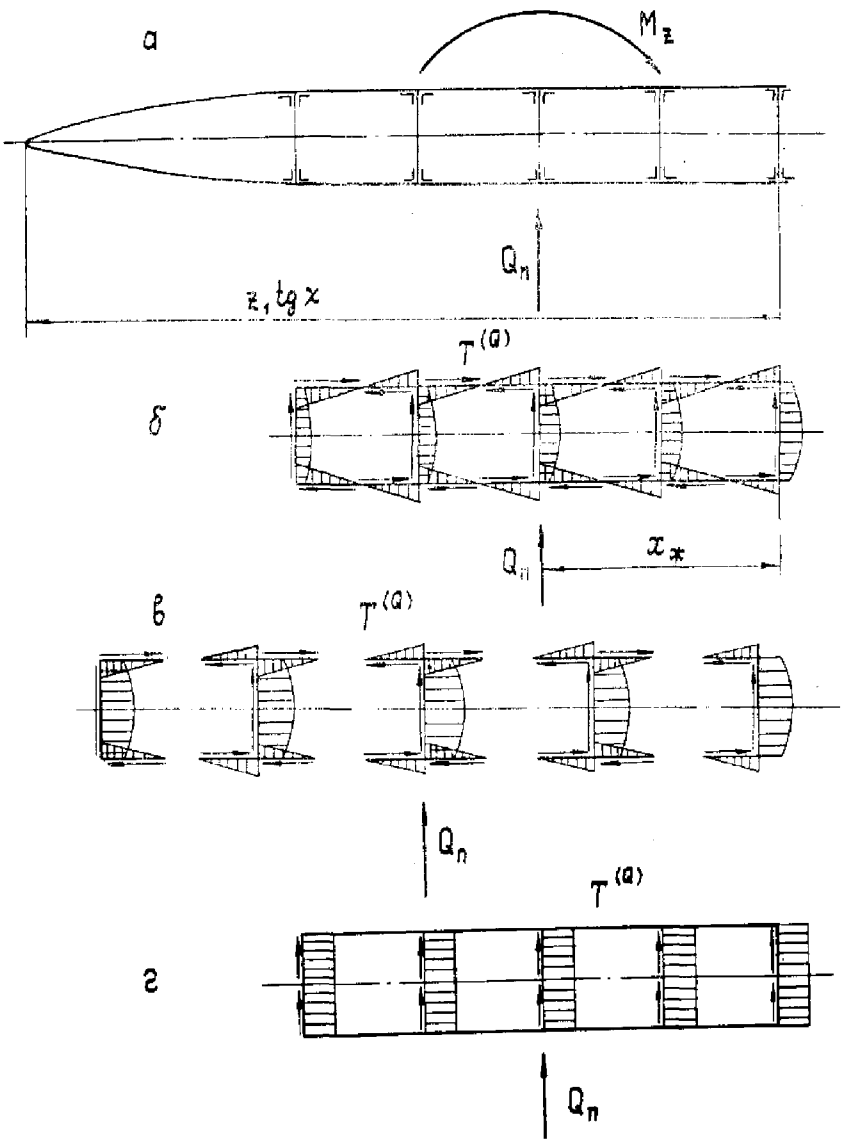


Рис.5.13 К определению касательных напряжений от сдвига при изгибе в сечениях треугольного крыла

$$I_{rx} = 2\left(\frac{H}{2}\right)^2 \delta_r z_1 tg\,x\,. \tag{5.63}$$

Если положить, что обшивка крыла не воспринимает нормальных напряжений, а работает только на сдвиг, то из формулы (5.62) следует, что

$$T^{(Q)} = \frac{Q_n^{1P}}{m \cdot H} \tag{5.64}$$

Здесь через m обозначено число лонжеронов.

Эпюра касательных усилий, вычисленных по формуле (5.64), приведена на рис.5.13в.

Зная погонные касательные усилия $T^{(Q)}$, возникающие от сдвига при простом изгибе, можно найти положение центра тяжести сечения:

$$x_{ж} = \frac{1}{Q_y^P}\int T^{(Q)}\rho dS \quad . \tag{5.65}$$

Линия центров тяжести (рис.5.14а) будет проходить через центр жесткости сечения и вершину O крыла.

Пусть равнодействующая всех нагрузок для отсеченной части Q_n^P приложена в точке, находящейся на расстоянии d от линии центров жесткости. Тогда крутящий момент в сечении будет равен

$$M_z^P = Q_n^P d \quad . \tag{5.66}$$

Этот момент между контурами сечения распределим пропорционально их жесткости на кручение

$$M_{zi} = \frac{M_z^P}{\sum C_i} C_i \, , \tag{5.67}$$

где $C_i = \dfrac{\Omega_i^2}{\oint \frac{dS_i}{G_i \delta_i}}$ - жесткость кручения i-го замкнутого контура. Вычислив моменты M_{zi}, найдем касательные усилия

$$T_i^{(M)} = \frac{M_{zi}}{\Omega_i} \quad . \tag{5.68}$$

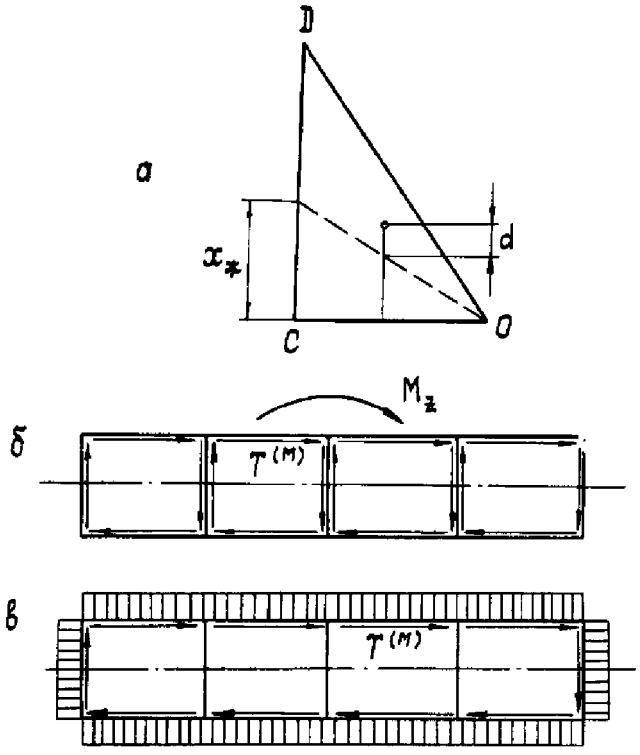


Рис.5.14 Касательные напряжения от сдвига при кручении в обшивке треугольного крыла

Если жесткости приблизительно равны, то касательные усилия в стенках незначительны. Пренебрегая ими, получаем, что крутящий момент M_z^P воспринимается внешним контуром сечения крыла.

Тогда

$$T^{(M)} = \frac{M_z^P}{\Omega} \tag{5.69}$$

Эпюра этих касательных усилий показана на рис.5.12в. Зная касательные усилия (5.62) и (5.69), легко найдем напряжения

$$\tau = \frac{T}{\delta_{об}} \tag{5.70}$$

Здесь $\delta_{об}$ - истинная толщина обшивки.

Касательные напряжения, найденные по формуле (5.70) следует суммировать с теми напряжениями, которые определяют с помощью выражения (5.47).

5.5 Расчет сплошного крыла малого удлинения

Рассмотрим крыло в виде сплошной, монолитной конструкции (рис.5.15). Оно представляет собой пластину переменной толщины $\delta = \delta(x, z)$.

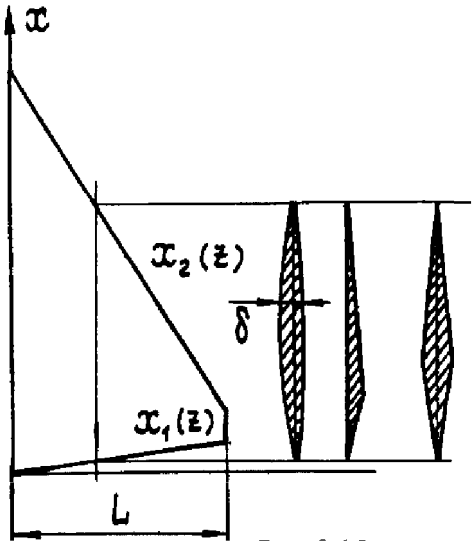


Рис.5.15 Вид в плане и сечения монолитного крыла

Хвостовая и передняя кромка крыла описываются уравнениями $x_1(z)$ и $x_2(z)$. На крыло действует распределенная нагрузка, интенсивность которой обозначим через $p = p(x, z)$. Если $w(x, z)$ – прогиб пластины, то напряжения можно определить по формулам теории изгиба пластин (рис.5.16)

$$\sigma_x = -\frac{Ey}{1-\mu^2}\left(w_{xx} + \mu w_{zz}\right) \tag{5.71}$$

$$\sigma_z = -\frac{Ey}{1-\mu^2}\left(w_{zz} + \mu w_{xx}\right), \tag{5.72}$$

$$\tau_{xz} = -\frac{Ey}{1+\mu} w_{xz}, \tag{5.73}$$

здесь $w_{xx} = \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}$, $w_{zz} = \frac{\partial^2 w}{\partial z^2}$, $w_{xz} = \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial z}$;

y – расстояние от рассматриваемой точки сечения до срединной поверхности пластины;

μ – коэффициент Пуассона.

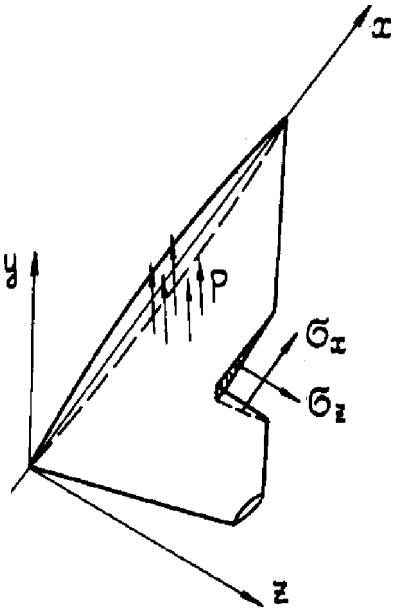


Рис.5.16 Напряжение в сечениях монолитного крыла

Функцию *w(x, z)* в соответствии с методом Канторовича-Власова представим в виде разложения

$$w(x,z) = \sum_{m=0}^{k} \varphi_m(z) f_m(x) \tag{5.74}$$

где $\varphi_m(z)$ - искомая функция от *z*,

$f_m(x)$ - заданная функция от *x*.

При расчете сплошных крыльев $f_m(x)$ обычно принимаются в виде степенных функций. Тогда разложение (5.74) будет представлено в виде многочлена по степеням *x*:

$$w(x,z) = \sum_{m=0}^{k} \varphi_m(z) x^m = \varphi_0(z) + x\varphi_1(z) + x^2 \varphi_2(z) + \ldots + x^k \varphi_k(z) \tag{5.75}$$

Как показывают экспериментальные исследования, в этом разложении достаточно удержать только два члена, т.е. принять

$$w(x,z) = \varphi_0(z) + x\,\varphi_1(z)\,. \qquad (5.76)$$

Для нахождения неизвестных функций $\varphi_0(z)$ и $\varphi_1(z)$ воспользуемся теоремой о минимуме полной потенциальной энергии системы.

Известно, что в положении равновесия упругой системы ее полная энергия имеет экстремальное значение. Если значение полной энергии минимально, то ее равновесие будет устойчивым. Необходимым условием минимума полной потенциальной энергии упругой системы является равенство нулю ее первой вариации

$$\delta Э = 0\,. \qquad (5.77)$$

Полная энергия любой упругой системы складывается из потенциальной энергии деформации, т.е. энергии внутренних сил упругости U, и потенциальной энергии внешних нагрузок $П$:

$$Э = U + П\,. \qquad (5.78)$$

В соответствии с этим выражение для полной энергии пластины запишется следующим образом:

$$Э = \frac{1}{2}\int_0^L \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} \Big\{ D(x,z)\left[w_{xx}^2 + w_{zz}^2 + 2\mu w_{xx} w_{zz} + 2(1-\mu) w_{xz}^2\right] - 2\,p(x,z)\,w(x,z)\Big\} dx\,dz \qquad (5.79)$$

Здесь $D(x,z) = \frac{E[\delta(x,z)]^3}{12\left(1-\mu^2\right)}$ - цилиндрическая жесткость.

Нагрузка p(x, z) считается положительной при направлении вверх.

Исходя из (5.76), находим

$$w_{xx} = \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} = 0\,,$$

$$w_{zz} = \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} = \frac{\partial^2 \varphi_0}{\partial z^2} + x\frac{\partial^2 \varphi_1}{\partial z^2} = \varphi_0'' + x\varphi_1'' \qquad (5.80)$$

$$w_{xz} = \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial z} = \frac{d\varphi_1}{dz} = \varphi_1'\,.$$

Внеся (5.80) в (5.71) – (5.73) и (5.79), получим

$$Э = \frac{1}{2}\int_0^L \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} \Big\{ D(x,z)\left[(\varphi_0'' + x\varphi_1'')^2 + 2(1-\mu)(\varphi_1')^2\right] - 2p(\varphi_0 + x\varphi_1)\Big\} dx\,dz. \qquad (5.81)$$

Для напряжений будем иметь

$$\sigma_x = \mu\sigma_z = -\mu\frac{Ey}{1-\mu^2}(\varphi_0'' + x\varphi_1'') \tag{5.82}$$

$$\tau_{xz} = -\frac{Ey}{1+\mu}\varphi_1' \tag{5.83}$$

Выполнив интегрирование по x, получаем

$$Э = \frac{1}{2}\int_0^L F dz \tag{5.84}$$

где

$$F = a_0(\varphi_0'')^2 + 2a_1\varphi_0''\varphi_1'' + a_2(\varphi_1'')^2 + 2(1-\mu)a_0(\varphi_1')^2 - \\ -2q\varphi_0 - 2m\varphi_1 \tag{5.85}$$

Здесь

$$a_0(z) = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} D(x,z)dx,$$

$$a_1(z) = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} D(x,z)xdx,$$

$$a_2(z) = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} D(x,z)x^2dx \tag{5.86}$$

$q(z) = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} p(x,z)dx$ - погонная нагрузка,

$m(z) = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} p(x,z)xdx$ - погонный момент относительно оси z.

Итак, наша задача состоит в отыскании функций φ_0 и φ_1, обуславливающих минимальное значение интеграла

$$Э = \int_0^L F(z, \varphi_0, \varphi_0', \varphi_0'', \varphi_1, \varphi_1', \varphi_1'')dz \tag{5.87}$$

Из вариационного исчисления известно, что задача отыскания функций φ_0 и φ_1 в этом случае сводится к решению уравнений Эйлера:

$$F_{\varphi_0} - \frac{d}{dz}F_{\varphi_0'} + \frac{d^2}{dz^2}F_{\varphi_0''} = 0,$$

$$F_{\varphi_1} - \frac{d}{dz} F_{\varphi_1'} + \frac{d^2}{dz^2} F_{\varphi_1''} = 0 \qquad (5.88)$$

Здесь

$$F_{\varphi} = \frac{\partial F}{\partial \varphi}, \quad F_{\varphi'} = \frac{\partial F}{\partial \varphi'}, \quad F_{\varphi''} = \frac{\partial F}{\partial \varphi''}.$$

Так как при $z = L$ функции φ_0 и φ_1 не задаются, то при этом необходимо использовать естественные граничные условия задачи. Эти условия для функций φ_0 и φ_1 здесь имеют вид

$$\left| F_{\varphi_0'} - \frac{d}{dz} F_{\varphi_0''} \right|_{z=L} = 0,$$

$$F_{\varphi_0''}\Big|_{z=L} = 0,$$

$$\left| F_{\varphi_1'} - \frac{d}{dz} F_{\varphi_1''} \right|_{z=L} = 0,$$

$$F_{\varphi_1''}\Big|_{z=L} = 0 \qquad (5.89)$$

Так как

$$F_{\varphi_0} = -2q, \;\; F_{\varphi_0'} = 0, \;\; F_{\varphi_0''} = 2(a_0\varphi_0'' + a_1\varphi_1'');$$

$$F_{\varphi_1} = -2m, \;\; F_{\varphi_1'} = 4(1-\mu)a_0\varphi_1', \;\; F_{\varphi_1''} = 2(a_1\varphi_0'' + a_2\varphi_1''),$$

то уравнения (5.88) примут вид

$$(a_0\varphi_0'')'' + (a_1\varphi_1'')'' = q \qquad (5.90)$$

$$(a_1\varphi_0'')'' + (a_2\varphi_1'')'' - 2(1-\mu)(a_0\varphi_1')' = m \qquad (5.91)$$

Таким образом, для отыскания функций φ_0 и φ_1 необходимо решить два неоднородных дифференциальных уравнения четвертого порядка с переменными коэффициентами.

Будем полагать, что при $z = 0$ крыло по всей хорде жестко защемлено. Тогда для этого сечения

$$w(x,0) = \varphi_0(0) + x\varphi_1(0) = 0, \qquad (5.92)$$

$$w_z(x,0) = \varphi_0'(0) + x\varphi_1'(0) = 0 \qquad .(5.93)$$

Здесь $w_z = \dfrac{\partial w}{\partial z}$.

Отсюда получаем четыре геометрических граничных условия

1. $\varphi_0(0) = 0$,

$$2.\ \varphi_1(0) = 0,$$

$$3.\ \varphi_0'(0) = 0,$$

$$4.\ \varphi_1'(0) = 0 \quad (5.94)$$

На свободном конце крыла при $z = L$ имеем четыре естественных граничных условия

$$5.\ \left|(a_0\varphi_0'')' + (a_1\varphi_1'')'\right|_{z=L} = 0,$$

$$6.\ \left|a_0\varphi_0'' + a_1\varphi_1''\right|_{z=L} = 0,$$

$$7.\ \left|(a_1\varphi_0'')' + (a_2\varphi_1'')' - 2(1-\mu)a_0\varphi_1'\right|_{z=L} = 0,$$

$$8.\ \left|a_1\varphi_0'' + a_2\varphi_1''\right|_{z=L} = 0 \quad (5.95)$$

Интегрирование начнем с уравнения (5.90). Проинтегрировав его один раз, получим

$$(a_0\varphi_0'')' + (a_1\varphi_1'')' = \int_0^z q dz + c_1.$$

На основании уравнения 5) определяем постоянную интегрирования

$$c_1 = -\int_0^L q dz.$$

Тогда

$$(a_0\varphi_0'')' + (a_1\varphi_1'')' = \int_0^z q dz + c_1 - \int_0^L q dz = -\int_z^L q dz = Q_y^P(z),$$

где $Q_y^P(z)$ - перерезывающая сила в сечении z.

Интегрируя это уравнение и используя граничное условие 6), получим

$$a_0\varphi_0'' + a_1\varphi_1'' = -\int_z^L Q_y^P dz = M_x^P(z) \quad (5.96)$$

откуда

$$\varphi_0'' = -\frac{a_1}{a_0}\varphi_1'' + \frac{1}{a_0}M_x^P \quad (5.97)$$

Здесь M_x^P - изгибающий момент в сечении z.

Проинтегрировав уравнение (5.91) и воспользовавшись условием 7), найдем

$$(a_1\varphi_0'')' + (a_2\varphi_1'')' - 2(1-\mu)(a_0\varphi_1') = -\int_z^L m dz = M_z^P(z) \qquad (5.98)$$

Здесь $M_z^P(z)$ представляет собой момент относительно оси x, действующий на отсеченную часть крыла длиной $L - z$.

Подставив в (5.98) φ_0'' (5.97), имеем

$$\left[\left(a_2 - \frac{a_1^2}{a_0}\right)\varphi_1''\right]' - 2(1-\mu)a_0\varphi_1' = M_z^P - \left(\frac{a_1}{a_0}M_x^P\right)' \qquad (5.99)$$

Таким образом, мы получили уравнение третьего порядка, которое совместно с граничными условиями полностью определяет функцию $\varphi_1(z)$.

После ее определения интегрируем уравнение (5.97) с учетом оставшихся граничных условий. В результате будем иметь функцию $\varphi_0(z)$. Все то, о чем говорилось выше, можно использовать для расчета любого монолитного крыла малого удлинения. Здесь в качестве примера рассмотрим треугольное крыло с параболическим профилем:

$$\frac{1}{2}\delta(x,z) = Ax(b-x).$$

Будем для простоты полагать, что нагрузка на крыло имеет постоянную интенсивность p.

Определим геометрические характеристики крыла.

Уравнения задней и передней кромок имеют вид (рис.5.17)

$$x_1(z) = 0,$$

$$x_2(z) = b(z) = b_0\frac{L-z}{L} = b_0\left(1 - \frac{z}{L}\right) = b_0\xi \qquad (5.100)$$

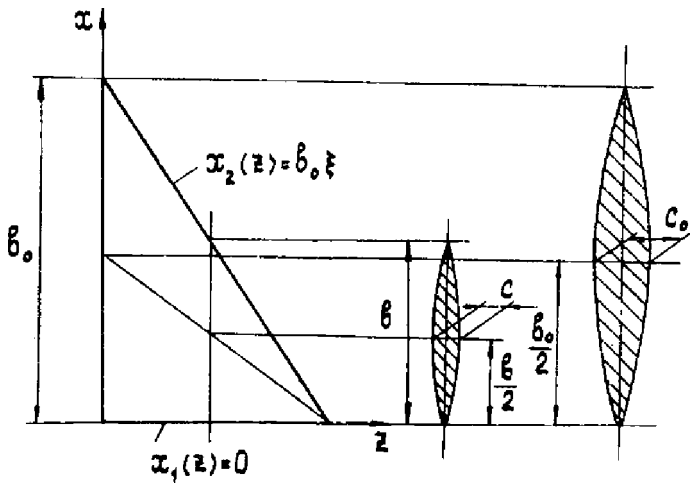


Рис.5.17 Формы передней и задней кромок и профиля крыла

Примем, что максимальная толщина сечений по размаху крыла изменяется по закону

$$C = C_0 \xi \qquad (5.101)$$

Параметр A найдем из условия, что при $x = \frac{b}{2}$ толщина крыла в сечении будет максимальной, т.е. $\delta = C$:

$$A = \frac{2C_0\,\xi}{b_0^2\,\xi^2} \qquad (5.102)$$

Тогда

$$\delta = 4\frac{C_0}{b_0^2\,\xi} x(b_0\xi - x) \qquad (5.103)$$

При этом цилиндрическая жесткость крыла будет равна

$$D = \frac{E\delta^3}{12(1-\mu^2)} = 64D_0 \frac{x^3(b_0\xi - x)^3}{b_0^6\,\xi^3}\,. \qquad (5.104)$$

Здесь

$$D_0 = \frac{EC_0^3}{12(1-\mu^2)}\,.$$

Далее найдем коэффициенты

$$a_0 = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} D dx = \frac{64D_0}{b_0^6\,\xi^3} \int_0^{b_0\xi} x^3(b_0\xi - x)^3\,dx = \frac{16}{35} D_0 b_0 \xi^4\,, \qquad (5.105)$$

$$a_1 = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} Dx dx = \frac{8}{35} D_0 b_0^2 \xi^5\,, \qquad (5.106)$$

$$a_2 = \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} D\,x^2 dx = \frac{8}{63} D_0 b_0^3 \xi^6\,, \qquad (5.107)$$

и погонные нагрузки

$$q = \int_0^{b_0\xi} p dx = p b_0 \xi \qquad (5.108)$$

$$m = \int_0^{b_0\xi} px dx = p\frac{b_0^2\xi^2}{2}\,. \qquad (5.109)$$

Учитывая, что $\xi = 1 - \frac{z}{L}$, $d\xi = -\frac{1}{L}dz$, получим

$$Q_y^P = -\int_z^L q dz = -pb_0 \int_z^L \xi dz = pb_0 L \int_\xi^0 \xi\, d\xi = -\frac{1}{2} pb_0 L \xi^2 , \quad (5.110)$$

$$M_x^P = -\int_z^L Q_y^P dz = \frac{1}{6} pb_0 L^2 \xi^3 , \quad (5.111)$$

$$M_z^P = -\int_z^L m dz = -\frac{1}{6} pb_0^2 L \xi^3 . \quad (5.112)$$

Подставим теперь все найденные величины в уравнение (5.99).
Так как

$$\varphi' = \frac{d\varphi}{dz} = \frac{d\varphi}{d\xi}\frac{d\xi}{dz} = -\frac{1}{L}\frac{d\varphi}{d\xi} = -\frac{1}{L}\dot{\varphi} , \quad (5.113)$$

$$\varphi'' = \frac{d^2\varphi}{dz^2} = \frac{1}{L^2}\frac{d^2\varphi}{d\xi^2} = \frac{1}{L^2}\ddot{\varphi}, \quad (5.114)$$

то это уравнение примет вид

$$\xi^3 \dddot{\varphi}_1 + 6\xi^2 \ddot{\varphi}_1 - \eta\xi\dot{\varphi}_1 = \overline{p} . \quad (5.115)$$

Здесь введены обозначения

$$\eta = 72(1-\mu)\frac{L^2}{b_0^2} , \quad (5.116)$$

$$\overline{p} = \frac{105}{8}\frac{pL^2}{D_0 b_0} . \quad (5.117)$$

Частное решение однородного уравнения (5.115) будем искать в форме

$$\varphi_1 = \xi^\nu . \quad (5.118)$$

Тогда характеристическое уравнение примет вид

$$\nu(\nu-1)(\nu-2) + 6\nu(\nu-1) - \eta\nu = 0 . \quad (5.119)$$

Корни этого уравнения будут равны

$$\nu_1 = 0 ,$$

$$\nu_2 = \frac{-3 + \sqrt{9 + 4(4+\eta)}}{2} = \alpha , \quad (5.120)$$

$$\nu_3 = \frac{-3 - \sqrt{9 + 4(4+\eta)}}{2} = \beta .$$

Из этого следует, что

$$\beta < 0 \quad \text{и} \quad |\beta| >> 4 . \tag{5.121}$$

Частное решение неоднородного уравнения (5.115) возьмем в виде

$$\varphi_1^* = B \ln \xi . \tag{5.122}$$

Тогда общий вид уравнения (2.115) запишется таким образом:

$$\varphi_1 = C_4 + C_5 \xi^{\alpha} + C_6 \xi^{\beta} - \frac{\overline{p}}{4+\eta} \ln \xi \tag{5.123}$$

Для определения постоянных интегрирования воспользуемся вторым, четвертым и восьмым граничными условиями.

Для записи условия 8) находим

$$a_1 \varphi_0'' + a_2 \varphi_1'' = \frac{1}{L^2}\left(a_1 \ddot{\varphi}_0 + a_2 \ddot{\varphi}_1\right) = \frac{1}{12} pL^2 b_0^2 \xi^4 +$$

$$+ \frac{28}{2205} \frac{b_0^2}{L^2} D_0 \xi^6 \left[C_5 \alpha(\alpha-1)\xi^{\alpha-2} + C_6 \beta(\beta-1)\xi^{\beta-2} + \frac{\overline{p}}{4+\eta} \frac{1}{\xi^2} \right]. \tag{5.124}$$

При $\xi = 0$, что соответствует $z = L$, это выражение в силу восьмого граничного условия должно обратиться в нуль.

Так как $\beta < 0$ и $|\beta| >> 4$, то это возможно только при $C_6 = 0$.

При $C_6 \neq 0$ слагаемое $C_6 \beta(\beta-1)\xi^6 \xi^{\beta-2}$ в выражении (5.124) при $\xi = 0$ становится бесконечным.

Второе и четвертое граничные условия дают

$$C_4 = -C_5 = -\frac{\overline{p}}{\alpha(4+\eta)} \tag{5.125}$$

Тогда

$$\varphi_1 = \frac{\overline{p}}{\alpha(4+\eta)} \left(\xi^{\alpha} - \alpha \ln \xi - 1 \right) \tag{5.126}$$

Для нахождения функции φ_0 обратимся к выражению (5.124).

Отсюда следует

$$\ddot{\varphi}_0 = \frac{35}{96} \frac{pL^4}{D_0 \xi} - \frac{1}{2} b_0 \xi \ddot{\varphi}_1 =$$

$$= \frac{35}{96} \frac{pL^4}{D_0 \xi} - \frac{1}{2} b_0 \frac{\overline{p}}{\eta+4} \left[(\alpha-1)\xi^{\alpha-1} + \frac{1}{\xi} \right] \tag{5.127}$$

После интегрирования получим

$$\dot{\varphi}_0 = \left(\frac{35}{96} \frac{pL^4}{D_0} - \frac{1}{2} b_0 \frac{\overline{p}}{\eta+4} \right) \ln \xi + \frac{1}{2} b_0 \frac{\overline{p}}{\alpha(\eta+4)} (\alpha-1)\xi^{\alpha} + C_7 \tag{5.128}$$

и

$$\varphi_0 = \left(\frac{35}{96}\frac{pL^4}{D_0} - \frac{1}{2}b_0\frac{\overline{p}}{\eta+4}\right)\xi(\ln\xi - 1) +$$

$$+\frac{1}{2}b_0\frac{\overline{p}}{\alpha(\eta+4)}\frac{\alpha-1}{\alpha+1}\xi^{\alpha+1} + C_7\xi + C_8 \qquad (5.129)$$

При $\xi = 1$ (или $z = 0$) выражения (5.128) и (5.129) в силу первого и третьего условий должны обратиться в нуль. Это дает

$$C_7 = -\frac{\alpha-1}{2}b_0\frac{\overline{p}}{\alpha(4+\eta)} \qquad (5.130)$$

и

$$C_8 = \left(\frac{35}{96}\frac{pL^4}{D_0} - \frac{1}{2}b_0\frac{\overline{p}}{\eta+4}\right)\frac{\alpha-1}{2(\alpha+1)}b_0\frac{\overline{p}}{4+\eta} \qquad (5.131)$$

Тогда для функции $\varphi_0(z)$ (5.129) после подстановки значения произвольных постоянных получаем следующее выражение:

$$\varphi_0 = \frac{35}{96}\frac{pL^4}{D_0}\left\{\left(1+\frac{18}{4+\eta}\right)\left[\xi(\ln\xi - 1) + 1\right] +\right.$$

$$\left. +\frac{18}{4+\eta}\frac{\alpha-1}{\alpha(\alpha+1)}\left[\xi(\xi^\alpha - \alpha - 1) + \alpha\right]\right\}. \qquad (5.132)$$

Таким образом, изогнутую срединную поверхность крыла можно представить выражением

$$w(x,\xi) = \frac{35}{96}\frac{pL^4}{D_0}\left\{\left(1+\frac{18}{4+\eta}\right)\left[\xi(\ln\xi - 1) + 1\right] +\right.$$

$$\left. +\frac{18}{4+\eta}\frac{\alpha-1}{\alpha(\alpha+1)}\left[\xi(\xi^\alpha - \alpha - 1) + \alpha\right] + \frac{2x}{b_0\alpha}\left(1 - \xi^\alpha + \alpha\ln\xi\right)\right\} \qquad (5.133)$$

Для вычисления напряжений при $y = \pm\frac{\delta}{2} = \pm\frac{2C_0}{b_0^2\xi}x(b_0\xi - x)$ имеем формулы

$$\sigma_z = \mp\frac{35}{4}p\left(\frac{L}{b_0}\right)^2\left(\frac{b}{c}\right)^2\frac{x}{b}\left(1-\frac{x}{b}\right)\left(1+\frac{1}{8}\frac{1-2\frac{x}{b}}{4+\eta}\right)\left[(\alpha-1)\xi^\alpha + 1\right], \qquad (5.134)$$

$$\tau_{xz} = \mp 315p\left(\frac{L}{b_0}\right)^3\left(\frac{b}{c}\right)^3\frac{1-\mu}{4+\eta}\frac{x}{b}\left(1-\frac{x}{b}\right)(1-\xi^\alpha) \qquad (5.135)$$

а $\sigma_x = \mu\sigma_z$.

На рис.5.18 представлены графики $\overline{w} = \dfrac{wD_0}{pL^4}$, характеризующие упругие линии передней и хвостовой кромок для крыла, нагруженного распределенной нагрузкой p. Ординаты эпюр вычислялись по формуле (5.133) при $L/b_0 = 0{,}577$.

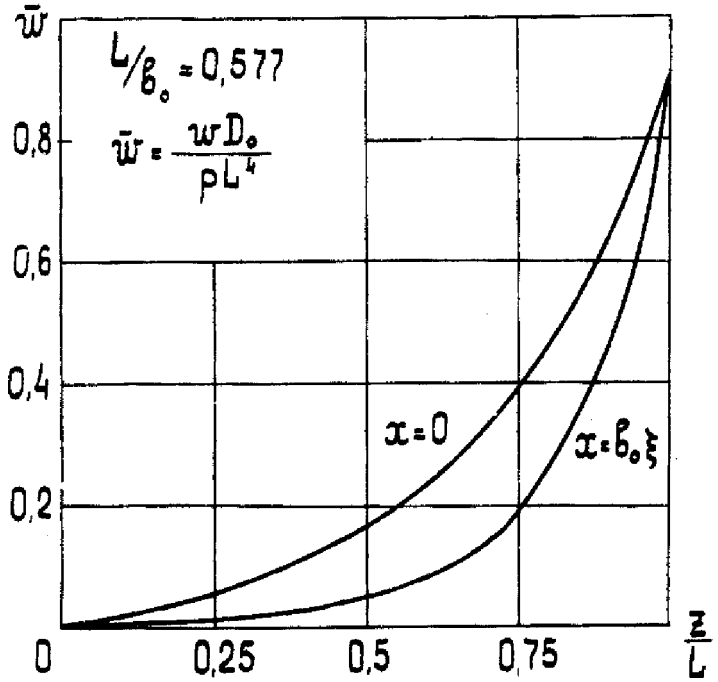


Рис.5.18 Графики, характеризующие положение упругих линий передней и задней кромок крыла

Графики, характеризующие напряженное состояние крыла, показаны на рис.5.19. Из них видно, что величины $\overline{\sigma}_z = \sigma_z/p$ для точек крыла, характеризующихся одинаковыми x/b в сечении при ξ=1, ξ=0,75, ξ=0,5, ξ=0,25, приблизительно равны.

Отношения же $\overline{\tau}_{xz} = \tau_{xz}/p$ переменны, но их величина мала по сравнению с $\overline{\sigma}_z$.

5.6 Подбор сечений силовых элементов треугольного крыла

5.6.1 Крыло с лонжеронами, перпендикулярными продольной оси самолета

При проектировочном расчете согласно рис.5.10, задавшись $\delta_r / \delta_{об} = 1{,}5 \div 2{,}5$, приближенно можно принять $\Delta m_{1Б} = 0{,}5 p_{ср} L^2$. Тогда в соответствии с формулами (5.27), (5.28) с учетом (5.35), (5.36), (5.22) и (5.25), найдем перерезывающую силу и изгибающий момент в бортовом сечении любого лонжерона

$$Q_Б = p_0 L(\bar{x} + \frac{4}{3}\bar{x}^3)\Delta x + \frac{1}{2L}(2\bar{x} - 3\bar{x}^2)\frac{p_{ср} L^2}{2}\Delta x =$$

$$= p_{ср} L(1{,}1\bar{x} - 0{,}75\bar{x}^2 + 0{,}8\bar{x}^3)\Delta x, \qquad (2.136)$$

$$M_Б = p_0 L^2(\frac{\bar{x}^2}{2} + \bar{x}^4)\Delta x + (3\bar{x}^2 - 4\bar{x}^3)\frac{p_{ср} L^2}{2}\Delta x =$$

$$= p_{ср} L(1{,}8\bar{x}^2 - 2\bar{x}^3 + 0{,}6\bar{x}^4)\Delta x. \qquad (5.137)$$

Здесь через Δx обозначен шаг лонжеронов.

Погонное касательное усилие в обшивке согласно формуле (5.29) будет равно

$$T_{об} = \frac{p_{ср} L^2 tg\, x}{4H}\bar{x}^2(1 - \bar{x}). \qquad (5.138)$$

Оно будет максимально при $\bar{x} = \frac{2}{3}$:

$$T_{об.\max} = 0{,}037\frac{p_{ср} L^2}{H} tg\, x. \qquad (5.139)$$

Суммы изгибающих моментов и перерезывающих сил лонжеронов в бортовом сечении должны равняться соответственно перерезывающей силе (5.37) и изгибающему моменту (5.38) консоли крыла:

$$\sum Q_Б = Q_Б^o = \frac{1}{2} p_{ср} L^2 tg\, x \qquad ,(5.140)$$

$$\sum M_Б = M_Б^o = 0{,}22 p_{ср} L^3 tg\, x. \qquad (5.141)$$

По известным изгибающим моментам, перерезывающим силам и максимальным касательным усилиям в обшивке подберем приведенные площади сечений поясов лонжеронов, толщину стенок и обшивки крыла:

$$F_л \geq \frac{M_Б^p}{H\sigma_{разр.}^n},$$

$$\delta_{ст} \geq \frac{Q_Б^p}{H\tau_{разр.}^{ст}},$$

$$\delta_{об} \geq \frac{T_{об.\max}}{\tau_{разр.}^{об}}.$$

Определив в соответствии с формулой (5.5) потребную приведенную площадь сечения пояса лонжерона, назначаем сечения стрингеров.

5.6.1 Монолитное крыло

График $\overline{\sigma}_z$, представленный на рис.5.19, показывает, что монолитное

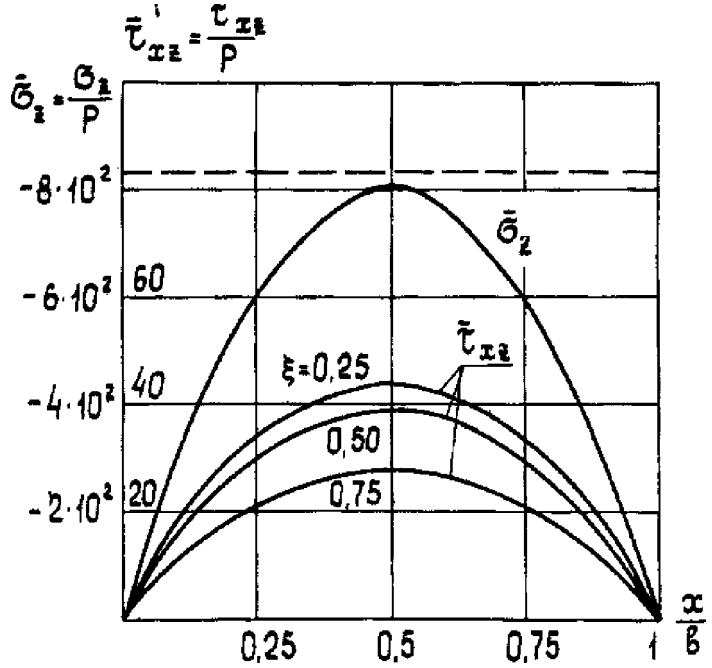


Рис.5.19 Графики, характеризующие распределение напряжений в сечениях монолитного крыла

крыло с профилем, образованным в сечении параболами, при постоянной интенсивности нагрузки будет равнопрочным.

Площадь поточного сечения крыла равна $\frac{2}{3}C_0 b_0 \xi^2$, тогда высота равновеликого прямоугольника будет $\frac{2}{3}C_0\xi$.

Момент сопротивления прямоугольного сечения, равновеликого исходному, будет равен

$$W = \frac{2}{27} b_0 C_0^2 \xi^3$$

Согласно формуле (5.111)

$$M_x = \frac{p b_0 L^2}{6} \xi^3 .$$

Тогда, следуя балочной теории, получим формулу для назначения геометрических параметров крыла, способного воспринять нагрузку, имеющую среднюю интенсивность $p_{ср}$:

$$\left(\frac{b_0}{L}\right)^2 \left(\frac{C_0}{b_0}\right)^2 \geq \frac{27}{12} \frac{p_{ср}}{\sigma_{разр.}} . \qquad (5.142)$$

Здесь $\sigma_{разр.}$ - разрушающее напряжение для материала крыла.

В произвольном поточном сечении крыла:

$$C = C_0 \xi ,$$

$$b = b_0 \xi .$$

Предисловие к главе 3-5

Выше был рассмотрен расчет на прочность и жесткость различных силовых схем крыльев большого удлинения – стреловидных и нестреловидных, крыльев малого удлинения. Был произведен анализ работы конструкции крыльев большого удлинения с регулярной силовой схемой, а также произведен анализ работы в зоне влияния стреловидности крыла. Изучив работу элементов силовой схемы конструкции в этих особых узлах, следует получать более точные результаты расчетов на основе применения вычислительных методов и использования конечно-элементных моделей. При этом получаемые результаты станут более ясными и понятными для лиц, занимающихся расчетом конструкции на прочность.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационные Правила. Ч.25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, 2004.236 с.

2. Кан С. Н., Свердлов И. А. Расчет самолета на прочность – Изд. 5-е перераб. и доп. – Машиностроение, 1996.

3. Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Киев, изд-е объединение «..... школа», Головноие изд-во, 1978, 488с.

4. Образцов И. Ф., Савельев Л. М. Хазанов Х. С., Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов.

Высшая школа. М., 1985.

5. Методы расчета местной прочности авиационных конструкций. М.: А. Е. Ушаков, В. И. Гришин. !999, - С.254с. ил.

6. Одиноков Ю. Г. Расчет самолета на прочность. М.: Машиностроение, 1973, 392с.

7. Стригунов В. М. Расчет самолета на прочность. Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376с., ил.

8. Ю. Л. Тарасов. Расчет на прочность стреловидных и треугольных крыльев. Учебное пособие по курсу «Расчет самолета на прочность». Изд-во Куйбышевского авиационного института. Куйбышев, 1973, 96с.

9. Тарасов Ю. Л. и др. Надежность элементов конструкций летательных аппаратов. Методология обеспечения / Ю.Л. Тарасов, Э. Н. Миноранский, В. М.Дуплякин. – М.: Машиностроение. 1992. -224с.: ил

10. Расчет на прочность элементов конструкций самолета. Учебное пособие. Изд. Третье, переработанное / Ю. Л. Тарасов, Б. А. Лавров; СГАУ, Самара, 2000.-112с.

11. Фигуровский В. И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1973, стр. 356.

12. Авлоник А. С. Фигуровский В. И. Расчет на прочность летательных аппаратов. Учебное пособие для высших учебных заведений. - М.: Машиностроение, 1985. - 440с. ил.

13. Оболенский Е. И. и др. Прочность летательных аппаратов и их агрегатов: учебник для студентов авиационных специальностей вузов. / Е.И. Оболенский, Б.И. Сахаров, В.А. Сибиряков; под ред. И.Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1995 – 504с.: ил.

14. Строительная механика летательных аппаратов: Учебник для авиационных специальностей вузов / И.Ф. Образцов, Л.А. Булычев, В.В. Васильев и др.; под ред. И.Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1986. – 536с.: ил.

15. Оболенский Е.П. и др. Прочность агрегатов оборудования и элементов систем жизнеобеспечения летательных аппаратов / Е.П. Оболенский, Б.И. Сахаров, Н.П. Стренозов. – М.: Машиностроение, 1989. – 248с.: ил.

16. Прочность ракетных конструкций: учебное пособие для машиностроительных специальностей вузов / В.И. Люссаковский, А.Г. Макаренков, П.И. Никитин и др.; под ред. В.И. Люссаковского. – М.: Высш. шк., 1990 – 359с.: ил.

17. Основы технологии производства летательных аппаратов (в конспектах лекций). Учебное пособие / А.С. Чумадин, В.И. Ершов, В.А. Барвинок и др.; М.: Наука и технологии. 2005. 912с.: ил.

18. Основы авиа-и ракетостроения: учеб. Пособие для вузов. / А.С.Чумадин, В.И.Ершов, К.А. Макаров и др. – М.: Инфра – М. 2008. 992с.: ил.

19. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. Совет К.В. Фролов (пред) и др. – М.: машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование,

конструкция и системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеенко, А.И. Акимов, М.Г. Акопов идр.; под общей ред. А.М. Матвеенко. – 752с.; ил.

20. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. Совет К.В. Фролов (пред) и др. – М.: машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Аэродинамика, динамика полета и прочность. Кн. 1 / В.Г. Дмитреев, Г.С. Бютгенс, К.С. Колесников и др. Под общей ред. В.Г. Дмитреева. – 850 с.; ил.

21. Житомирский Г.И. Конструкциясамолетов. Учебник для студентов авиационных специальностей взов. – 3-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 2005. – 406с.: ил.

22. Проектирование гражданских самолетов: Теория и методы. / И.Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейник и др.; под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672с.

23. AIRFRAME STRESS ANALISIS AND SIZING, Second Edition., Michail Chun-Yung Niu, HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, 2005.

24. COMPOSITE AIRFRAME STRUCTURES, PRACTICAL DESIGN INFORMATION AND DATA. Michail Chun-Yung Niu, HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, 2005.

25. AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN, Second Edition, Michail Chun-Yung Niu, HONG KONG CONMILIT PRESS LTD, 2002.

26. PRACTICAL STRESS ANALISIS for DESIGN ENAINEERS, Jean Claude Flabel, Lake City Publishing Company, USA, 1997.