

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»

П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ САМОЛЕТА

Часть 1

Конспект лекций

Харьков «ХАИ» 2017

УДК 629.735.33.025.015.4(075.8)
ББК 39.53Я73
Ф76

Розглянуто питання розрахунку літака на міцність. Висвітлено методики визначення перевантажень при маневрах і польоті у неспокійному повітрі. Викладено особливості розрахунку навантажень на крило великого подовження. Описано послідовність проведення проектувального і перевірного розрахунків перетину крила літака, а також процедуру вибору критеріїв міцності для елементів конструкції крила.

Для студентів і аспірантів, які вивчають курси "Розрахунок на міцність літальних апаратів", "Міцність літаків і вертольотів".

Рецензенти: д-р техн. наук, проф. Г. И. Львов,
д-р техн. наук, проф. О. К. Морачковский

Фомичев, П. А.

Ф76 Расчет на прочность самолета [Электронный ресурс] : консп. лекций / П. А. Фомичев, А. В. Заруцкий, С. Ф. Мандзюк. – Харьков : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2017. – Ч. 1. – 165 с.

Рассмотрены вопросы расчета самолета на прочность. Освещены методики определения перегрузок при маневрах и полете в неспокойном воздухе. Изложены особенности расчета нагрузок на крыло большого удлинения. Описаны последовательность проведения проектировочного и проверочного расчетов сечения крыла самолета, а также процедура выбора критериев прочности для элементов конструкции крыла.

Для студентов и аспирантов, изучающих курсы "Расчет на прочность летательных аппаратов", "Прочность самолетов и вертолетов".

Ил. 27. Табл. 14. Библиогр. : 13 назв.

УДК 629.735.33.025.015.4(075.8)
ББК 39.53Я73

© Фомичев П. А., Заруцкий А. В., Мандзюк С. Ф., 2017
© Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», 2017

Оглавление

1 Введение в курс "Расчет на прочность самолета"	5
1.1 Историческая справка о развитии науки о прочности авиационных конструкций.....	6
1.2 Заключение о прочности конструкции	11
1.3 Функциональная система «Расчет на прочность»	15
2 Классификация нагрузок на несущую конструкцию самолета	17
2.1 Коэффициент перегрузки	19
2.2 Зависимость перегрузки от параметров траектории движения самолета при маневрировании.....	22
2.2.1 Маневры в вертикальной плоскости	22
2.2.2 Маневр в горизонтальной плоскости	26
2.2.3 Полет вне границ атмосферы.....	27
2.2.4 Невесомость на самолете.....	28
2.3 Перегрузка в произвольной точке самолета (вне его центра тяжести).....	29
2.4 Определение массовых сил	33
2.5 Измерение перегрузок в полете.....	33
2.6 Значение перегрузок в расчете нагрузок на самолет	35
3 Перегрузки при полете в неспокойном воздухе	35
3.1 Резко ограниченный горизонтальный порыв.....	36
3.2 Резко ограниченный вертикальный порыв	38
3.3 Зависимость перегрузки от профиля порыва	40
3.3.1 Порыв прямоугольной структуры	42
3.3.2 Порыв трапециевидного профиля.....	43
3.4 Действительная и эффективная скорости порыва	45
4 Нормы летной годности самолетов	47
4.1 Основные этапы в развитии отечественных Норм прочности	47
4.2 Типовая структура Норм летной годности.....	50
4.3 Область применения Норм летной годности	51
4.4 Максимальная и минимальная маневренные перегрузки.....	53
4.5 Расчетные скорости полета	54
4.6 Упрощенная огибающая полетных режимов $V - n$	58
4.7 Основные расчетные случаи для крыльев.....	59
4.7.1 Характеристика расчетных случаев	61
4.8 Коэффициент безопасности.....	63
5 Расчет нагрузок на крыло самолета	64
5.1 Расчет равнодействующей нагрузки на крыло	64
5.2 Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла.....	67
5.3 Распределение воздушных нагрузок по хорде крыла	72
5.4 Распределение нагрузки от веса конструкции крыла	73
5.5 Распределение нагрузки от веса топлива	73
5.6 Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и приведенных моментов по размаху крыла	75
5.7 Проверка правильности построения эпюр поперечных сил, изгибающих и приведенных моментов	82
5.8 Особенности расчета нагрузок для стреловидного крыла.....	85
5.9 Расчет поперечных сил и изгибающих моментов в сечении крыла в связанной системе координат	85
6 Критерии прочности элементов конструкций	87
6.1 Критерии прочности материала при растяжении и сжатии.....	87
6.2 Критерии прочности тонкостенных элементов авиационных конструкций при растяжении	91

6.3 Критерии прочности тонкостенных элементов авиационных конструкций при сжатии	92
6.3.1 Общая потеря устойчивости	92
6.3.2 Местная потеря устойчивости	97
6.3.3 Местная потеря устойчивости цилиндрической оболочки при равномерном сжатии	99
6.3.4 Потеря устойчивости цилиндрической подкрепленной панели	100
6.4 Критерии прочности при сдвиге	100
6.4.1 Потеря устойчивости пластины	100
6.4.2 Потеря устойчивости длинной цилиндрической панели	101
6.4.3 Потеря устойчивости цилиндрической оболочки	102
6.5 Критерии прочности элементов при совместном действии сжатия и сдвига	103
6.6 Расчет равномерно сжатой панели	103
6.7 Расчет плоской, равномерно сжатой панели из различных материалов	110
6.8 Расчет ширины присоединенной обшивки для цилиндрической панели из различных материалов	111
6.9 Расчет шага заклепок в сжатой панели	112
6.10 Предельное состояние трубчатых элементов стоек шасси	113
7 Проектировочный расчет сечения крыла большого удлинения	118
7.1 Распределение поперечной силы между лонжеронами в сечении крыла ..	120
7.2 Распределение изгибающего момента между лонжеронами крыла	122
7.3 Методика приближенного определения положения центра жесткости сечения крыла	123
7.4 Последовательность проектировочного расчета сечения крыла с двумя лонжеронами	125
7.4.1 Выбор аэродинамического профиля и расположения лонжеронов крыла	125
7.4.2 Выбор толщины обшивки и шага стрингеров в растянутой и сжатой панелях крыла	126
7.4.3. Расчет потребных площадей продольного силового набора	128
7.4.4 Расчет потребных площадей продольного силового набора в растянутой зоне	129
7.4.5 Расчет потребных площадей продольного силового набора в сжатой зоне	132
7.4.6 Расчет толщины стенки лонжерона	134
7.4.7 Расчет расстояния между рядовыми нервюрами	137
8 Проверочный расчет сечения крыла большого удлинения	139
8.1 Расчет нормальных напряжений в сечении крыла большого удлинения ...	140
8.1.1 Последовательность проверочного расчета сечения методом редуцированных коэффициентов	142
8.1.2 Выбор коэффициентов редукции нулевого приближения	146
8.2 Расчет касательных напряжений в сечении крыла большого удлинения (по текущему модулю)	151
8.3 Проверочный расчет положения центра жесткости сечения крыла	160
Библиографический список	163

1 Введение в курс "Расчет на прочность самолета"

К самолету, как летательному аппарату, предъявляются сложные, разнообразные и, зачастую, противоречивые требования, а именно:

– аэродинамические (сводятся к выбору внешних форм и расположению агрегатов), позволяющие получить назначенные тактико-технические характеристики при наименьших экономических затратах);

– прочностные (способность воспринимать нагрузки при эксплуатации без разрушения);

– надежности (способность воспринимать заданные функции в течение установленного времени);

– живучести (способность выполнять задачи при наличии повреждений);

– эксплуатационные (удобные доступы к агрегатам, узлам и оборудованию);

– ремонтпригодности, технологичности, экономичности, минимума веса конструкции и др.

Прочностные требования входят в группу важнейших требований, предъявляемых к летательному аппарату. Проверка достаточной прочности конструкции означает проверку целостности при различных воздействиях, возможных в условиях эксплуатации.

Задачи курса: изучение внешних нагрузок, действующих на летательный аппарат при различных режимах полета; методов расчета и испытаний авиационных конструкций.

При проведении расчетов реальная конструкция идеализируется (рисунок 1.1).

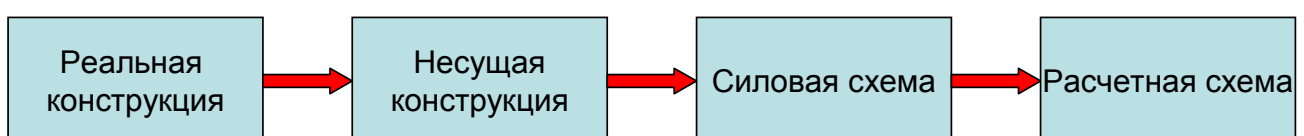


Рисунок 1.1 – Идеализация реальной конструкции

Строительная механика занимается изучением математических моделей (зависимостей для определения напряжений, деформаций и перемещений) для различных расчетных схем. При этом внешние нагрузки считаются известными и расчетная схема выбранной.

Расчет на прочность занимается методами определения и нормирования нагрузок на летательный аппарат и его агрегаты, выявлением силовой схемы конструкции, изучением методов расчета конкретных силовых схем.

1.1 Историческая справка о развитии науки о прочности авиационных конструкций

Наука о прочности авиационных конструкций в своем становлении прошла ряд этапов, на каждом из которых происходило развитие знаний о методах расчета и испытаний летательных аппаратов.

Начальный период становления авиации (до 20-х годов прошлого века):

– максимальная скорость $V_{\max} = 100 \dots 200 \text{ км/ч}$; удельная нагрузка на крыло $p = 50 \text{ кг/м}^2$;

– силовая схема – пространственная ферма, образованная плоскостями крыльев, стойками и тросовыми расчалками, мягкая обшивка крыла (рисунок 1.2);

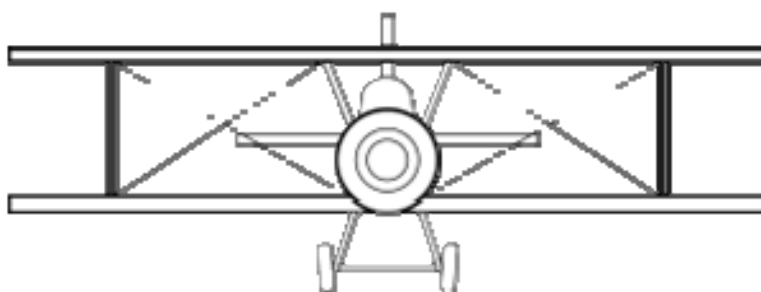


Рисунок 1.2 – Силевая схема – пространственная ферма

– расчеты проводились с использованием строительной механики стержневых систем на базе результатов, полученных в судостроении и мостостроении;

– открытым являлся вопрос о влиянии предварительного натяжения тросов на напряженное состояние фермы;

– начата разработка первых норм прочности, проведены первые статические испытания на прочность.

Разработкой расчета на прочность конструкций в этот период занимались: В. П. Ветчинкин, Н. Е. Жуковский, А. А. Архангельский, А. Н. Туполев, С. П. Тимошенко, В. С. Пышков и др.

Двадцатые годы характеризуются началом применения в авиастроении алюминиевых сплавов:

– максимальная скорость $V_{\max} = 200...300 \text{ км/ч}$; удельная нагрузка на крыло $p = 100 \text{ кг/м}^2$;

– силовая схема – ферменные лонжероны с мощными поясами (рисунок 1.3), гофрированная обшивка, работающая на сдвиг (рисунок 1.4);

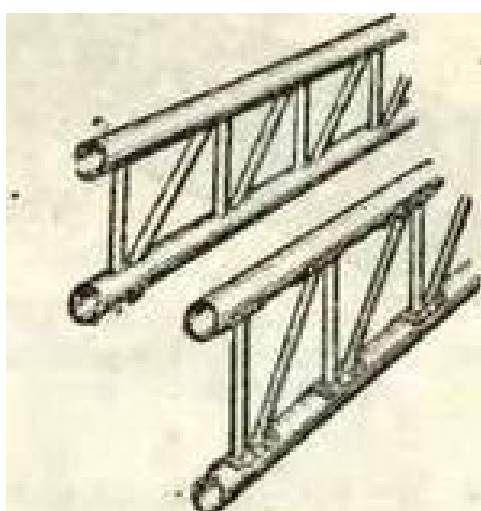


Рисунок 1.3 – Ферменные лонжероны с мощными поясами



Рисунок 1.4 – Гофрированная обшивка

– созданы первые отечественные нормы прочности, в которых обобщены работы В. П. Ветчинкина, В. Л. Александрова, А. А. Горяинова, Г. И. Кузьмина и др.

Тридцатые годы:

– максимальная скорость $V_{\max} = 500 \dots 600 \text{ км/ч}$; удельная нагрузка на крыло $p = 100 \dots 200 \text{ кг/м}^2$;

– силовая схема – гладкая обшивка, воспринимающая нормальные напряжения, стрингерный набор;

– разработаны специальные методы расчета тонкостенных авиационных конструкций;

– нормы прочности существенно изменены, увязаны с научными основами аэродинамики, динамики полета и базируются на данных летных испытаний;

– новые вопросы, требовавшие разработки: флаттер, статическая устойчивость (дивергенция, реверс органов управления).

Сороковые годы:

– максимальная скорость $V_{\max} \approx 1000 \text{ км/ч}$; удельная нагрузка на крыло $p = 250 \dots 450 \text{ кг/м}^2$;

– силовая схема крыла, оперения и фюзеляжа – тонкостенная конструкция с распределением материала по контуру поперечного сечения, внедряются панели с толстой обшивкой;

– разрабатываются методы расчета на прочность стреловидных крыльев (В. Н. Беляев), ведутся фундаментальные исследования флаттера (М. В. Келдыш, С. С. Кричевский, Е. П. Гроссман);

– новые вопросы: показана существенная роль повторно-статических нагрузок на долговечность конструкции планера, начато широкое использование электротензометрии в прочностных исследованиях.

Пятидесятые – шестидесятые годы характеризуются достижением сверхзвуковых скоростей:

– максимальная скорость $V_{\max} \approx 3000 \text{ км/ч}$; удельная нагрузка на крыло $p = 350 \dots 600 \text{ кг/м}^2$;

– силовая схема: используются крылья малого удлинения, стреловидные и треугольные крылья, применяются слоистые панели;

– разработаны методы определения температурных полей, дана оценка влияния температур на прочность и жесткость конструкции;

– начата разработка экспериментальных методов определения выносливости конструкций при повторно-статических воздействиях.

Семидесятые – восьмидесятые годы характеризуются интенсивными работами по созданию:

1) широкофюзеляжных самолетов повышенной грузоподъемности и ресурса (рисунок 1.5);

2) маневренных самолетов с интегрированными силовыми схемами (рисунок 1.6), для которых характерно объединение силовых схем крыла и фюзеляжа в единую силовую схему конструкции (Су-27, Миг-29 и др.);



Рисунок 1.5 – Широкофюзеляжные самолеты повышенной грузоподъемности и ресурса

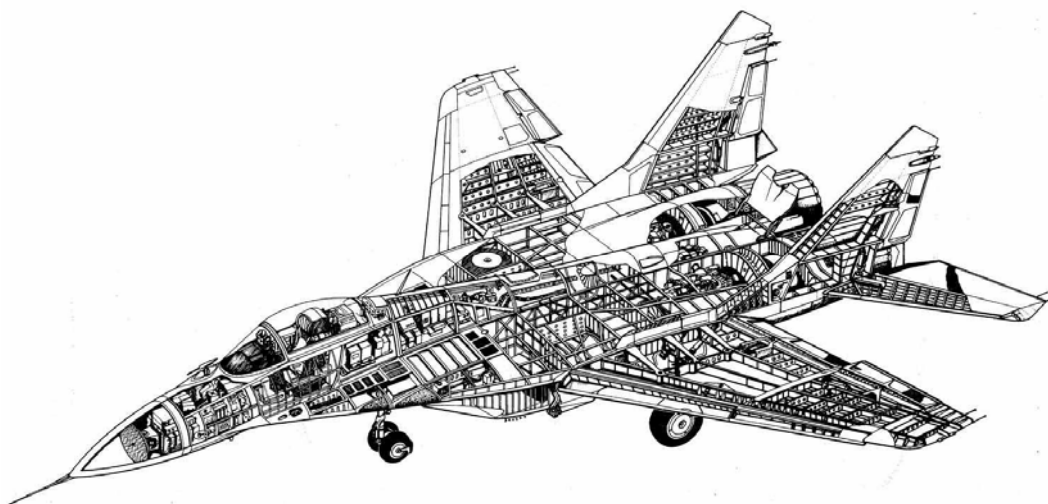


Рисунок 1.6 – Маневренный самолет с интегрированными силовыми схемами

3) воздушно-космических летательных аппаратов типа "Шаттл", "Буран" и др. (рисунок 1.7).



Рисунок 1.7 – Воздушно-космический летательный аппарат "Буран"

В эти годы интенсивно внедряются в практику инженерных расчетов численные методы, основанные на применении вычислительной техники.

Создаются системы Норм летной годности гражданских самолетов (в США – FAR, в СССР – НЛГС).

Совершенствуются методы расчета ресурса и эксплуатации самолетов по фактическому состоянию, ползучести материалов при повышенных температурах и нагрузках, прочности при акустических нагрузках. Начато внедрение композиционных материалов (КМ) в силовую

конструкцию, что привело к необходимости разработки методов расчета на прочность конструкций из КМ.

В настоящее время ведущим направлением развития пассажирских и транспортных самолетов является повышение их экономической эффективности. В связи с этим актуальными являются следующие задачи:

- оптимальное проектирование конструкции с учетом условия минимума массы;
- расчет ресурса конструкции с учетом реальных воздействий в типовом полете;
- разработка методов проектирования и расчетов на прочность конструкций из КМ;
- расчет живучести и остаточной прочности тонкостенных авиационных конструкций. При проектировании используется принцип допустимости повреждений. Эксплуатация конструкции по фактическому состоянию.

1.2 Заключение о прочности конструкции

Целью прочностного исследования является получение заключения о прочности летательного аппарата, т. е. подтверждение его соответствия требованиям Норм летной годности.

Заключение о прочности должно содержать следующие разделы:

1. Информация о целостности конструкции при всех расчетных случаях, возможных в эксплуатации. При этом получают значения коэффициентов избытка прочности для всех основных силовых элементов. Должно быть показано, что эти коэффициенты больше единицы: $\eta > 1$.

2. Ресурс в часах и число типовых полетов допустимой длительности эксплуатации летательного аппарата.

3. Значение предельных нагрузок, приводящих к разрушению конструкции в расчетных случаях, регламентированных в Нормах летной годности.

4. Действительные значения характеристик напряженно-деформированного состояния (НДС), необходимых для решения задач усталости, термоупругости и др. Получают эти значения при испытаниях.

5. Экспертные рекомендации по внесению изменений в конструкцию с выделением слабых и переупрочненных мест. В случае необходимости предлагаются варианты возможного усиления конструкции.

Заключение о прочности принимают на основе большого объема теоретических и экспериментальных исследований. Объем прочностных исследований для каждой категории самолетов определен соответствующими Нормами летной годности.

Экспериментальные исследования включают:

1. Исследование образцов и элементов конструкций с целью получения механических характеристик материалов и исходных данных, необходимых для теоретических расчетов (коэффициенты концентрации, опирания и т. д.).

2. Испытания моделей и опытных отсеков для выбора рациональных силовых схем конструкции, проверки методик расчета.

3. Контрольные испытания отдельных элементов, отсеков и агрегатов для проверки прочности и жесткости конструкции при расчетных нагрузках.

4. Экспериментальные исследования натурной конструкции по обширной программе, предусматривающей проверку прочности основных агрегатов при различных расчетных случаях нагружения.

5. Контроль прочности в серийном производстве проводится путем периодических испытаний серийной конструкции, узлов, агрегатов, материалов.

Во время эксплуатации самолетов конкретного типа назначается группа самолетов-лидеров, которые летают с опережающим ресурсом. Эти самолеты подлежат частым и тщательным осмотрам с целью сбора статистических данных, проведения доработок при возникновении повреждений и исследования характера работы элементов в реальных условиях.

Расчетно-теоретический путь прочностных исследований является чрезвычайно важным в процессе создания летательного аппарата.

В общем машиностроении расчет на прочность проводят на основе коэффициентов запаса прочности и допускаемых напряжений:

$$[\sigma] = \frac{\sigma_B}{n} \text{ – для хрупких материалов;}$$

$$[\sigma] = \frac{\sigma_T}{n} \text{ – для пластичных материалов.}$$

Здесь $[\sigma]$ – допускаемое напряжение; σ_B – предел прочности материала; σ_T – предел текучести материала; n – коэффициент запаса прочности.

Такой подход требует анализа эксплуатационных нагрузок и допускаемых напряжений. При этом он не обеспечивает условие минимума массы конструкции.

В авиации принят другой подход, основанный на определении эксплуатационных $P^Э$ и расчетных P^P нагрузок.

Эксплуатационная нагрузка $P^Э$ – это максимальная нагрузка, возможная в эксплуатации. Такая нагрузка встречается достаточно редко, но она возможна. При действии эксплуатационной нагрузки в конструкции не должны возникать остаточные пластические деформации, которые приводят к искажению аэродинамических форм и раннему возникновению трещин.

Расчетная нагрузка P^P должна соответствовать нагрузке, приводящей к разрушению конструкции. Эту нагрузку необходимо

учитывать при проектировании конструкции. Величину P^P находят путем умножения эксплуатационной нагрузки на коэффициент безопасности f :

$$P^P = P^Э \cdot f.$$

Расчетные и эксплуатационные нагрузки находят для всех расчетных случаев согласно требованиям Норм летной годности.

Прочность конструкции должна быть подтверждена путем статических испытаний. В наиболее опасном расчетном случае конструкцию доводят до разрушения и устанавливают действительную величину разрушающей нагрузки $P^{Разр}$. В этом случае коэффициент избытка прочности составит

$$\eta = \frac{P^{Разр}}{P^P}.$$

Если $\eta \geq 1$ – прочность подтверждена.

Принятый в авиации подход обеспечивает минимум массы конструкции.

В зависимости от цели проводимого расчета различают:

- 1) проектировочный расчет;
- 2) проверочный расчет.

Цель проектировочного расчета: на основании упрощенной схематизации геометрии конструкции и механических характеристик материалов выбрать наиболее рациональные варианты силовых схем и компоновок, оценить основные параметры силовых элементов. Методика должна быть проста, показывать качественную зависимость прочности от геометрических параметров конструкции. Точность проектировочного расчета 15 – 20 %. Применяют на стадии проектной разработки конструкции.

Проверочный расчет проводят с целью получения количественной оценки прочности конструкции и ее силовых элементов. Используют

полное описание геометрии конструкции и механических характеристик материалов. Точность проверочного расчета должна составлять $\approx 5\%$.

1.3 Функциональная система «Расчет на прочность»

Ни один из видов исследований (экспериментальный или расчетно-теоретический) самостоятельно не обеспечивает получения надежных характеристик несущей способности конструкции летательного аппарата и ее элементов. Поэтому экспериментальные и расчетно-теоретические исследования проводят совместно на всех этапах создания конструкции.

Процесс проведения прочностного исследования и получения заключения о прочности можно представить графически в виде следующей блок-схемы (рисунок 1.8).

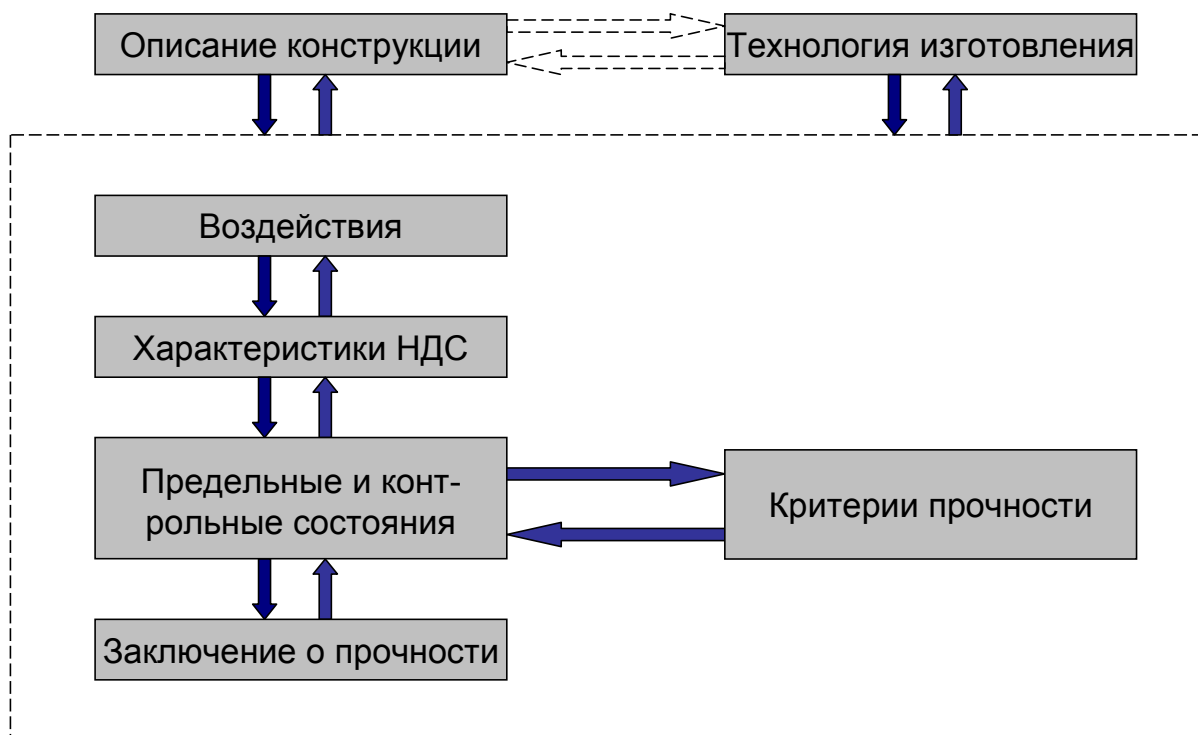


Рисунок 1.8 – Процесс проведения прочностного исследования и получения заключения о прочности

Блок «Воздействия». Назначение блока – определить воздействие внешней среды на конструкцию летательного аппарата для всех

расчетных случаев, т. е. рассчитать нагрузки, их частоту и число повторений, тепловые потоки и т. д. Вид и форма выдаваемых результатов зависят от потребностей последующих блоков. Это могут быть эпюры внутренних силовых факторов, таблицы давлений по поверхности крыла, аналитические зависимости и т. д.

Блок «Характеристики НДС». Назначение блока – определение характеристик НДС (напряжений, деформаций, перемещений) элементов конструкции при любых комбинациях внешних воздействий во всех расчетных случаях.

Характеристики НДС определяют для выбранных расчетных схем методами строительной механики с использованием необходимых экспериментальных данных.

Блок «Критерии прочности». Назначение блока – выбор критериев прочности и определение (расчетным или экспериментальным путем) характеристик, характеризующих выбранный критерий.

При сложном напряженно-деформированном состоянии условие разрушения может быть записано в виде

$$\sigma^{\text{эке}} = \sqrt{\frac{1}{2}((\sigma_1 - \sigma_2) + (\sigma_2 - \sigma_3) + (\sigma_3 - \sigma_1))} = \sigma_B,$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения.

В качестве интегральных критериев можно рассматривать критическую силу потери устойчивости элемента при сжатии, кривую усталости элемента и др.

Блок «Предельные и контрольные состояния». Назначение блока – определение наступления предельных (контрольных) состояний конструкции и величин соответствующих воздействий на основе характеристик НДС и критериев прочности.

Предельное состояние – это невозможность выполнять конструкцией своего функционального назначения. Это может быть разрушение, потеря устойчивости и др.

Наступление предельного состояния для элемента может не означать наступления предельного состояния для всей конструкции, если она обладает живучестью. В этом случае констатируют контрольное состояние конструкции. Принято четко разделять:

- контрольное состояние начала разрушения (наступает разрушение первого элемента);

- контрольное эксплуатационное состояние (ни в одном элементе напряжения не должны превышать предел пропорциональности).

Блок «Заключение о прочности». На основе анализа предельных и контрольных состояний элементов и конструкции в целом для каждого расчетного случая в соответствии с требованиями Норм летной годности формируют заключение о прочности. На его основе принимают решение о пригодности конструкции или о необходимых доработках.

Блок-схема «Расчет на прочность» сохраняется при расчете самолета в целом, его агрегатов (элементов, деталей) при всех видах прочностных исследований.

2 Классификация нагрузок на несущую конструкцию самолета

Нагрузки можно классифицировать по физической природе возникновения, по характеру приложения, по длительности воздействия.

По физической природе возникновения нагрузки подразделяют на:

- аэродинамические нагрузки (характеризуются поверхностным давлением с распределенной по поверхности эпюрой);
- инерционные силы (являются следствием движения с ускорением);
- силы тяготения;

- нагрузки при движении самолета по земле;
- нагрузки от двигателей;
- прочие воздействия (действие агрессивных сред, коррозия, радиационное воздействие и др.).

По характеру приложения нагрузки можно распределить на:

- поверхностные нагрузки (приложены к поверхности конструкции). К ним относятся аэродинамические нагрузки, тяга двигателей, силы реакции при движении самолета по земле, силы взаимодействия различных агрегатов, реакции грузов;
- массовые нагрузки (приложенные распределенно по объему конструкции). К ним относятся силы тяготения и инерционные силы;
- смешанные нагрузки. К ним относятся различные виды нагрева (аэродинамический, газовыми струями, радиационный).

По длительности воздействия нагрузки делят на статические и динамические.

Статическими называются нагрузки, которые изменяются настолько медленно, что их можно рассматривать как стационарные. При этом можно пренебречь силами инерции или считать их постоянными по величине и направлению. Для этого вида нагрузок характерно соотношение

$$\frac{\tau}{T} \gg 1,$$

где τ – время действия нагрузки; T – период собственных колебаний конструкции (0,1 – 0,5 с).

Динамические нагрузки существенно изменяются по времени, т. е.

$\frac{\tau}{T} \ll 1$. Исследование динамического нагружения сопровождается решением уравнений динамики (движения). При этом учитывают изменение активных и инерционных сил во времени.

В соответствии с видами нагружения рассматриваются задачи статической и динамической прочности. В статике изучают однократное нагружение без учета изменения массовых сил во времени. В динамике решают задачи о колебаниях (свободных и вынужденных), об автоколебаниях (аэроупругих), исследуют нестационарные процессы.

В практике исследований выделяется промежуточный класс задач повторно-статических, в которых нагрузки прикладываются статически, но многократно.

2.1 Коэффициент перегрузки

Коэффициентом перегрузки называется отношение равнодействующей поверхностных сил, действующих на самолет, к его весу:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}}{G}.$$

Так как \vec{R} – векторная величина, то коэффициент перегрузки \vec{n} – вектор.

Разделив числитель и знаменатель на массу самолета, получим

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}/m}{G/m} = \frac{\vec{j}_n}{g},$$

где \vec{j}_n – вектор ускорения центра масс самолета, создаваемый поверхностной силой \vec{R} ; g – модуль ускорения силы тяжести.

Следовательно, перегрузку можно определить как отношение ускорения, создаваемого равнодействующей поверхностных сил, к ускорению силы тяжести.

Полное ускорение центра масс самолета:

$$\vec{j} = \vec{j}_n + \vec{g}.$$

Векторные величины (перегрузка, ускорение) описываются тремя своими проекциями на координатные оси. В качестве основных приняты скоростная и связанная системы координат (рисунок 2.1).

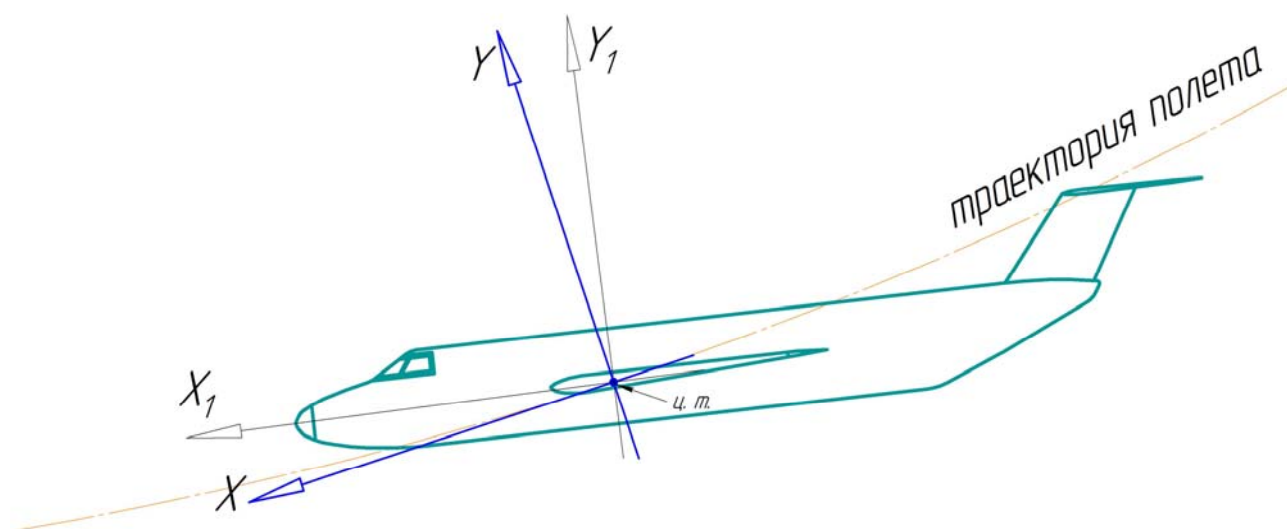


Рисунок 2.1 – Системы координат: скоростная и связанная

В скоростной системе координат оси X, Y, Z совпадают, соответственно, с касательной, нормалью и бинормалью к траектории центра тяжести самолета, ось X совпадает с вектором скорости полета. В этой системе координат задаются все аэродинамические характеристики, это основная система координат в аэродинамике.

В связанной системе координат ось X_1 направлена по оси самолета (иногда ось X_1 направляют параллельно САХ, либо по главной оси инерции самолета). Оси X_1, Y_1, Z_1 образуют правую тройку векторов. Связанная система координат связана с объектом, а не с траекторией и является основной при расчетах на прочность.

Разложив равнодействующую поверхностных сил \vec{R} на составляющие по осям X, Y, Z скоростной системы координат (см. рисунок 2.2), получим составляющие перегрузки (см. рисунок 2.3):

по оси X :

$$n_x = \frac{\sum X_i}{G} = \frac{T \cdot \cos \gamma - Q}{G};$$

по оси Y :
$$n_y = \frac{\sum Y_i}{G} = \frac{Y + T \cdot \sin \gamma}{G};$$

по оси Z :
$$n_z = \frac{\sum z_i}{G}.$$

Здесь: Y – подъемная сила самолета; Q – сила лобового сопротивления; T – сила тяги; γ – угол между осью X и направлением тяги.

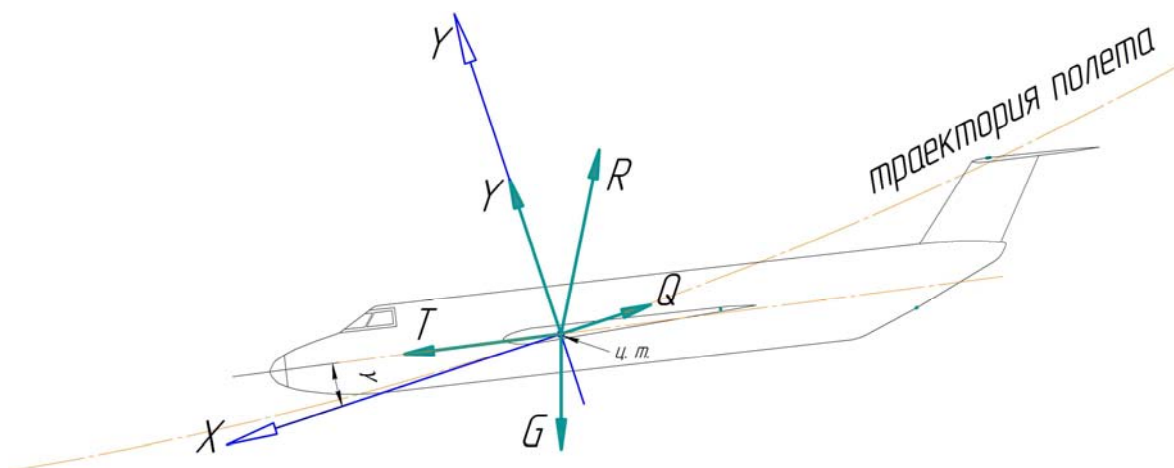


Рисунок 2.2 – Силы, действующие на самолет в полете

При малых углах атаки угол γ также мал, поэтому

$$n_x = \frac{T - Q}{G}; \quad n_y = \frac{Y}{G}.$$

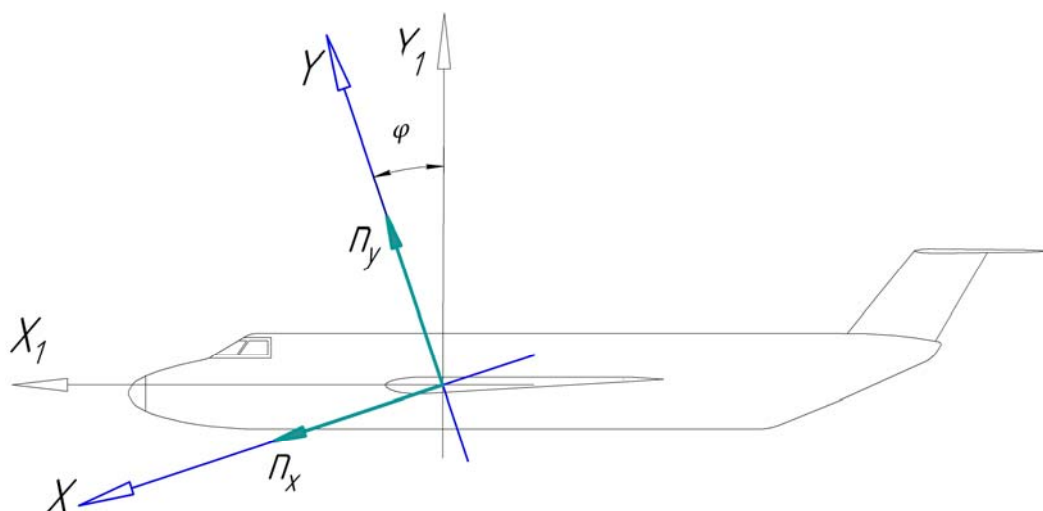


Рисунок 2.3 – Компоненты вектора перегрузки в скоростной системе координат

Для крылатых летательных аппаратов наибольшей по величине поверхностной силой является подъемная сила крыла, а для бескрылых – тяга двигателей, поэтому наибольшими перегрузками будут:

n_y – для летательных аппаратов с обычным крылом;

n_y и n_z – для летательных аппаратов с крестообразными или кольцевыми крыльями;

n_x – для бескрылых летательных аппаратов.

Аналогично можно получить разложение вектора перегрузки в связанной системе координат. Связь перегрузок в скоростной и связанной системах координат:

$$n_{y1} = n_y \cdot \cos \varphi - n_x \cdot \sin \varphi;$$

$$n_{x1} = n_y \cdot \sin \varphi + n_x \cdot \cos \varphi.$$

2.2 Зависимость перегрузки от параметров траектории движения самолета при маневрировании

При определении нагрузки в центре тяжести самолет представим в виде материальной точки, к которой приложены поверхностные и массовые силы.

2.2.1 Маневры в вертикальной плоскости

На рисунке 2.4 схематически показаны маневры, выполняемые самолетом в вертикальной плоскости.

Рассмотрим силы, действующие на самолет при выходе из пикирования (рисунок 2.5). Приняты следующие обозначения: γ – угол между вектором тяги и осью X скоростной системы координат; θ – угол траектории;

$F_{цб} = \frac{m \cdot V^2}{R}$ – центробежная сила; $F_{\tau} = m \cdot \frac{dV}{d\tau} = m \cdot \dot{V}$ –

тангенциальная составляющая инерционной силы.

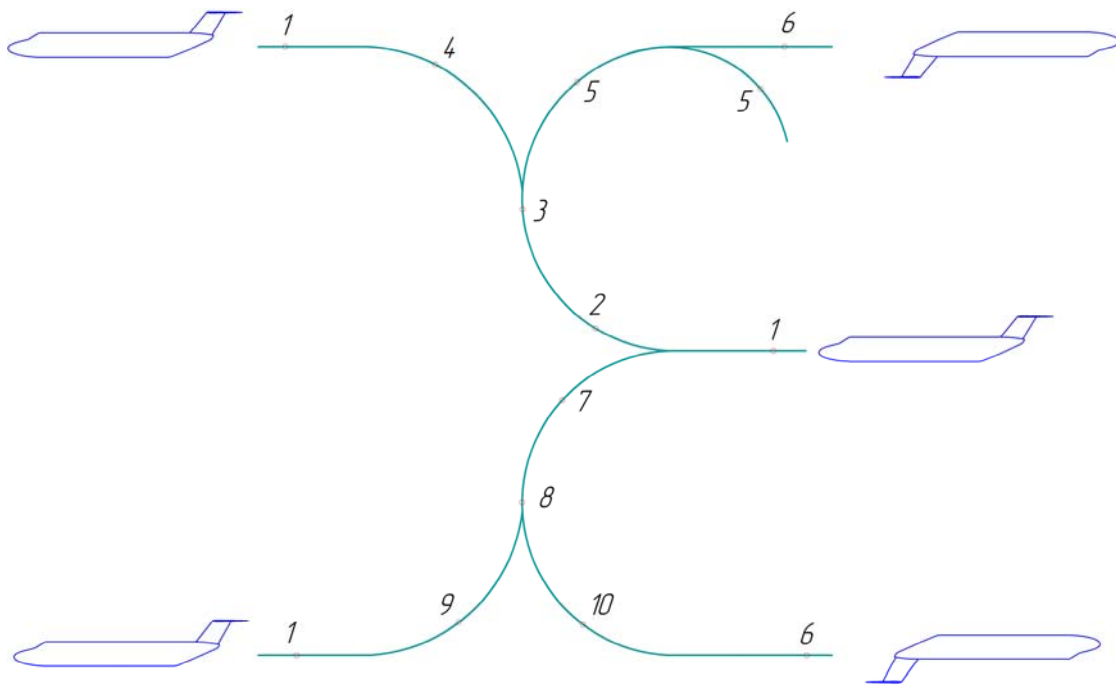


Рисунок 2.4 – Маневры в вертикальной плоскости: 1 – горизонтальный полет; 2 – вход в горку; 3 – вертикаль; 4 – выход из горки; 5 – петля; 6 – перевернутый полет; 7 – вход в пикирование; 8 – пикирование; 9 – выход из пикирования; 10 – отрицательный выход из пикирования

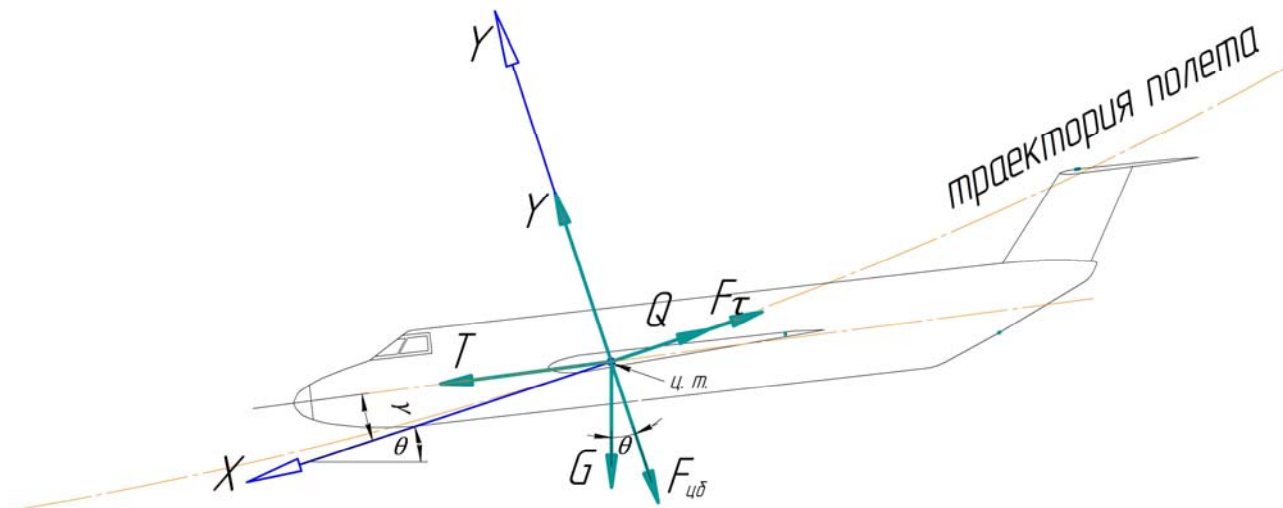


Рисунок 2.5 – Силы, действующие на самолет при выходе из пикирования

Коэффициенты перегрузки составят:

$$n_x = \frac{R_x}{G}; \quad n_y = \frac{R_y}{G}; \quad n_z = \frac{R_z}{G},$$

где R_x, R_y, R_z – проекции равнодействующей поверхностных сил на оси скоростной системы координат.

Для того, чтобы установить зависимость перегрузки от параметров траектории, необходимо равнодействующую поверхностных сил определить через равнодействующую массовых сил.

В соответствии с принципом Даламбера:

$$\begin{aligned} \sum F_y = 0; & \quad Y + T \cdot \sin \gamma - F_{цб} - G \cdot \cos \theta = 0; \\ \sum F_x = 0; & \quad T \cdot \cos \gamma - Q + G \cdot \sin \theta - F_\tau = 0. \end{aligned}$$

Равнодействующие поверхностных сил через равнодействующие массовых сил будут, соответственно, равны

$$\begin{aligned} R_y &= Y + T \cdot \sin \gamma; \\ R_x &= T \cdot \cos \gamma - Q. \end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned} Y + T \cdot \sin \gamma &= \frac{m \cdot V^2}{R} + G \cdot \cos \theta; \\ T \cdot \cos \gamma - Q &= m \cdot \dot{V} - G \cdot \sin \theta. \end{aligned}$$

Следовательно, коэффициенты перегрузки будут, соответственно, равны

$$\begin{aligned} n_y &= \frac{V^2}{g \cdot R} + \cos \theta; \\ n_x &= \frac{\dot{V}}{g} - \sin \theta. \end{aligned}$$

В условиях горизонтального полета $\theta=0$, $R \rightarrow \infty$. Тогда коэффициенты перегрузки:

$$n_y = 1; \quad n_x = \frac{\dot{V}}{g}.$$

Если горизонтальный полет установившийся (рисунок 2.6), то $V = \text{Const}$. Тогда

$$\sum F_y = Y + T \cdot \sin \gamma - G = 0;$$

$$\sum F_x = T \cdot \cos \gamma - Q = 0;$$

$$n_y = 1; \quad n_x = 0.$$

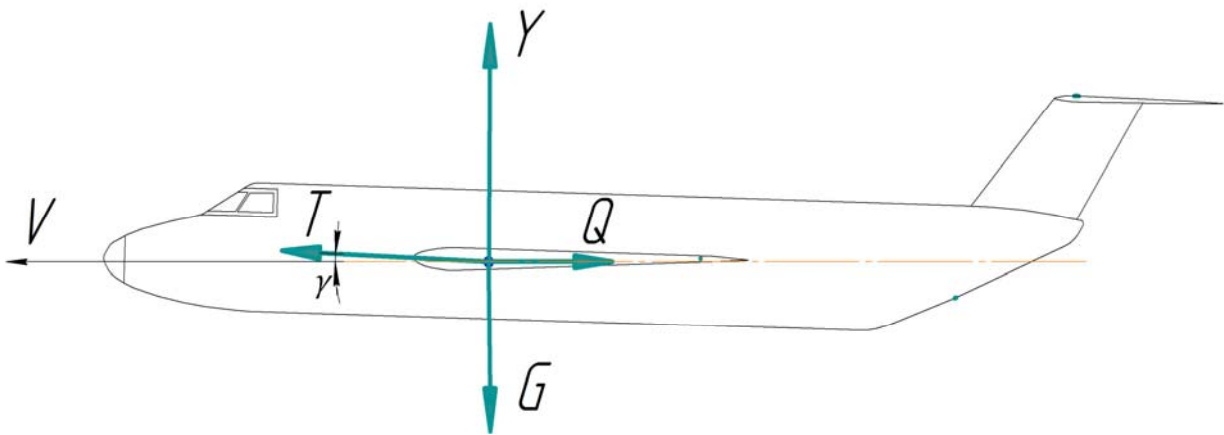


Рисунок 2.6 – Силы, действующие на самолет в горизонтальном установившемся полете

Рассмотрим вход самолета в пикирование (рисунок 2.7). Зависимости для вычисления коэффициентов перегрузки будут иметь вид:

$$n_y = \frac{R_y}{G} = \frac{-Y + T \cdot \sin \gamma}{G};$$

$$\sum F_y = -Y + T \cdot \sin \gamma - G \cdot \cos \theta + F_{цб};$$

$$-Y + T \cdot \sin \gamma = -\frac{m \cdot V^2}{R} + G \cdot \cos \theta;$$

$$n_y = \cos \theta - \frac{V^2}{g \cdot R}; \quad n_x = \frac{\dot{V}}{g} - \sin \theta.$$

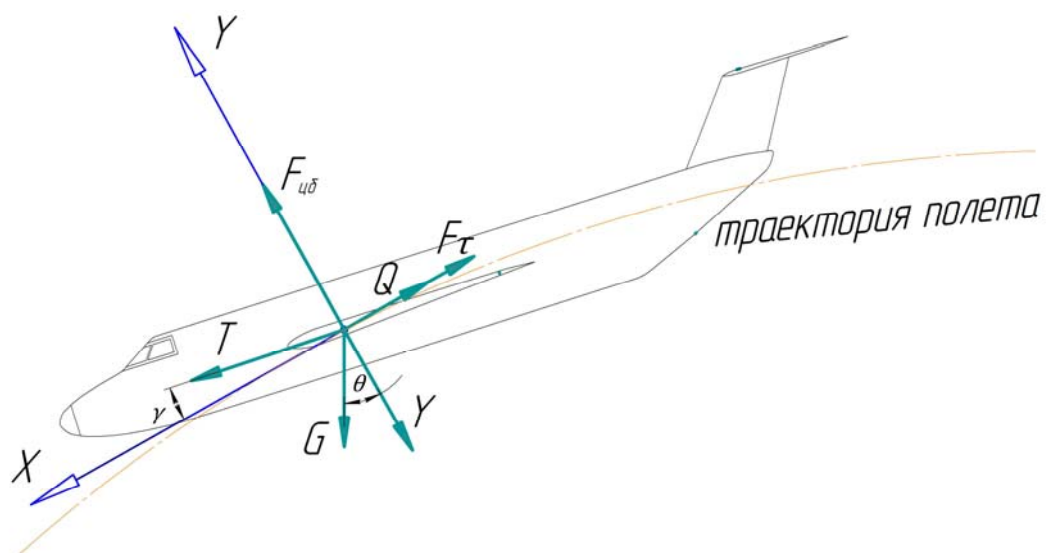


Рисунок 2.7 – Силы, действующие на самолет при входе в пикирование

2.2.2 Маневр в горизонтальной плоскости

Рассмотрим установившийся вираж, когда скорость и высота полета постоянны ($V = \mathbf{Const}$; $H = \mathbf{Const}$), скольжения нет. На рисунке 2.8 показаны нагрузки, действующие на самолет при установившемся вираже в горизонтальной плоскости.

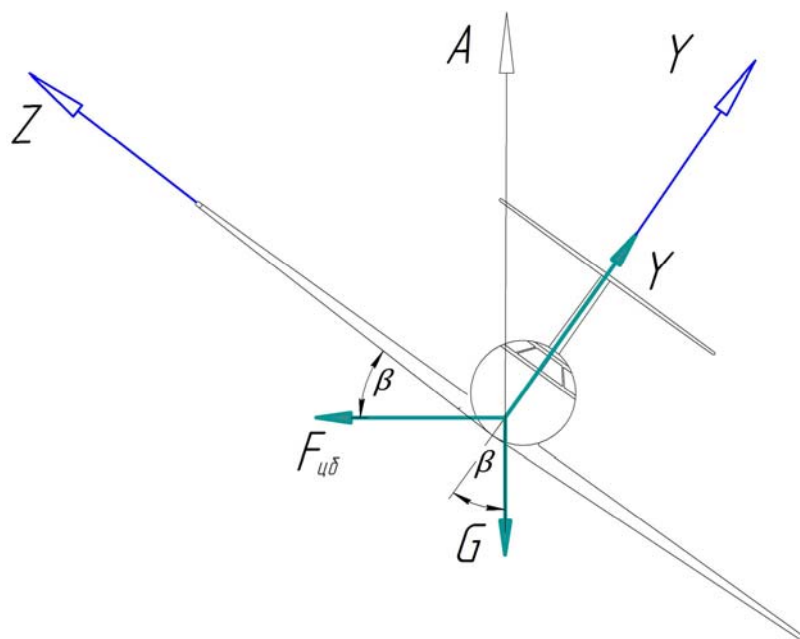


Рисунок 2.8 – Силы, действующие на самолет при установившемся вираже в горизонтальной плоскости

Запишем сумму всех сил, спроецировав их на ось **A**:

$$\sum F_A = Y \cdot \cos \beta - G = 0; \rightarrow Y = \frac{G}{\cos \beta},$$

где β – угол крена самолета.

Тогда перегрузка

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos \beta}.$$

Установим зависимость перегрузки от скорости полета и радиуса траектории:

$$\sum F_z = F_{\text{цб}} \cdot \cos \beta - G \cdot \sin \beta = 0; \rightarrow G \cdot \sin \beta = F_{\text{цб}} \cdot \cos \beta;$$

$$\frac{\sin \beta}{\cos \beta} = \frac{F_{\text{цб}}}{G}; \rightarrow \frac{\sqrt{1 - \cos^2 \beta}}{\cos \beta} = \frac{V^2}{g \cdot R}; \rightarrow \frac{1 - \cos^2 \beta}{\cos^2 \beta} = \frac{V^4}{g^2 \cdot R^2};$$

$$\frac{1}{\cos^2 \beta} = 1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot R^2}; \rightarrow \frac{1}{\cos \beta} = \sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot R^2}}; \rightarrow n_y = \sqrt{1 + \frac{V^4}{g^2 \cdot R^2}}.$$

Реальные величины перегрузок при выполнении некоторых маневров составляют:

боевой разворот.....	3 – 4;
полупетля с переворотом....	4 – 5;
вираж.....	3 – 4;
штопор.....	2 – 3;
петля Нестерова.....	3 – 6.

2.2.3 Полет вне границ атмосферы

На рисунке 2.9 показаны нагрузки, действующие на самолет при полете вне границ атмосферы.

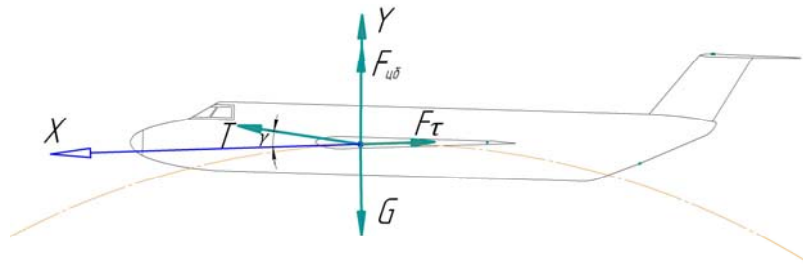


Рисунок 2.9 – Силы, действующие на самолет при полете вне границ атмосферы

Зависимости для вычисления коэффициентов перегрузки будут иметь вид

$$n_y = \frac{T \cdot \sin \gamma}{G}; \quad n_x = \frac{T \cdot \cos \gamma}{G}.$$

При $T = 0$

$$n_y = 0; \quad n_x = 0.$$

2.2.4 Невесомость на самолете

На рисунке 2.10 показаны нагрузки, действующие на самолет при условии невесомости.

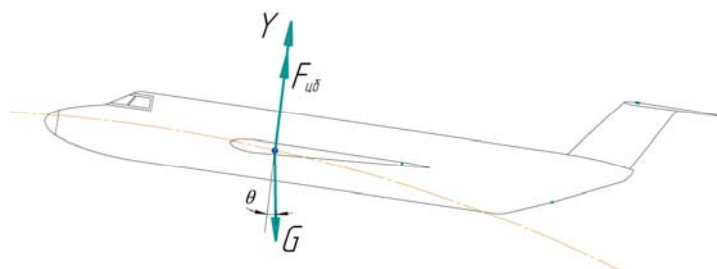


Рисунок 2.10 – Силы, действующие на самолет в невесомости

Тогда коэффициент перегрузки будет равен

$$n_y = \frac{Y}{G}; \quad Y + F_{цб} - G \cdot \cos \theta;$$

$$n_y = \cos \theta - \frac{V^2}{g \cdot R}.$$

2.3 Перегрузка в произвольной точке самолета (вне его центра тяжести)

При определении перегрузки в произвольной точке самолет будем считать твердым деформируемым телом.

Движение самолета будем рассматривать в связанной и неподвижной (земной) системах координат (рисунок 2.11). Перегрузка в произвольной точке **A** соответствует

$$\vec{n}_A = \frac{\vec{j}_{An}}{g} = \frac{\vec{j}_A - \vec{g}}{g},$$

где \vec{j}_A – полное ускорение точки **A**; \vec{j}_{An} – ускорение точки **A** от действия поверхностных сил.

Движение точки **A** можно представить в виде суммы движений:

- точки абсолютно твердого тела, перемещающегося в пространстве;
- движения, связанного с деформированием неподвижного самолета.

Тогда радиус-вектор точки **A** равен

$$\vec{r}_A = \vec{r}_{ATT} + \vec{r}_{Aдеф}.$$

Так как $\vec{j}_A = \ddot{\vec{r}}_A$, то полное ускорение точки **A** может быть представлено аналогично:

$$\vec{j}_A = \vec{j}_{ATT} + \vec{j}_{Aдеф}.$$

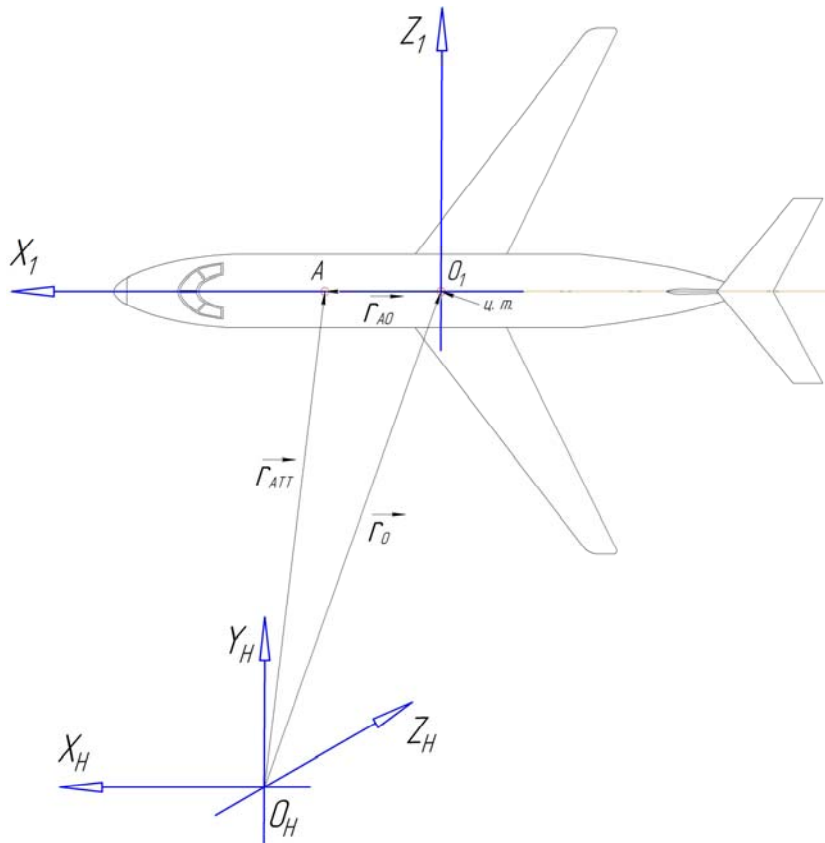


Рисунок 2.11 – Движение самолета в земной системе координат

Ускорение точки **A** от деформации неподвижного самолета – это вектор, компоненты которого – вторые производные от перемещений по времени в связанной системе координат:

$$\vec{j}_{A\text{деф}} = \vec{i} \cdot \ddot{U} + \vec{j} \cdot \ddot{V} + \vec{k} \cdot \ddot{W}.$$

Движение свободного твердого тела в пространстве можно представить состоящим из поступательного движения тела вместе с полюсом (центром масс) и мгновенного вращательного движения вокруг полюса:

$$\vec{r}_{ATT} = \vec{r}_o + \vec{r}_{Ao}.$$

Выполнив двукратное дифференцирование перемещений по времени, получим

$$\vec{j}_{ATT} = \vec{j}_o + \vec{j}_{Ao}.$$

В большинстве случаев $\overrightarrow{j_{Aдеф}} = \mathbf{0}$, тогда $\overrightarrow{j_A} = \overrightarrow{j_{ATT}}$.

Если точка **A** лежит на продольной оси самолета **X** (рисунок 2.12), то

$$\begin{aligned} j_{Aoy} &= \varepsilon_z \cdot x; \\ j_{Aoz} &= \varepsilon_y \cdot x; \\ j_{Aox} &= -(\omega_z^2 + \omega_y^2) \cdot x. \end{aligned}$$

Следовательно,

$$\begin{aligned} j_{Ax} &= j_{ox} - (\omega_z^2 + \omega_y^2) \cdot x; \\ j_{Ay} &= j_{oy} + \varepsilon_z \cdot x; \\ j_{Az} &= j_{oz} + \varepsilon_y \cdot x. \end{aligned}$$

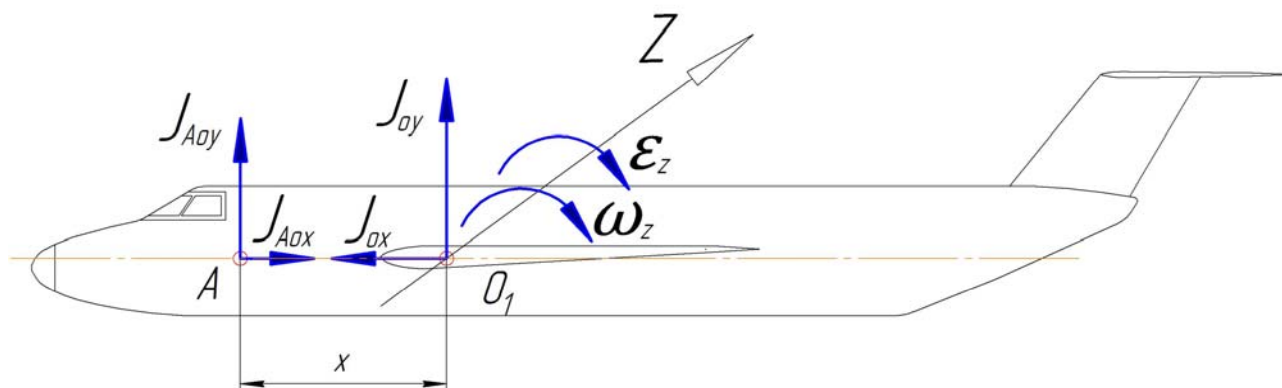


Рисунок 2.12 – Направление векторов ускорений при движении самолета

Разделим левую и правую части уравнений на коэффициент свободного падения **g**, получим

$$\begin{aligned} n_{Ax} &= n_{ox} - (\omega_z^2 + \omega_y^2) \cdot \frac{x}{g}; \\ n_{Ay} &= n_{oy} + \varepsilon_z \cdot \frac{x}{g}; \\ n_{Az} &= n_{oz} + \varepsilon_y \cdot \frac{x}{g}. \end{aligned}$$

Здесь ω_z, ω_y – угловые скорости относительно осей Z и Y ; x – расстояние от точки A до центра тяжести самолета; ε_z и ε_y – угловые ускорения, создаваемые поверхностными силами относительно центра тяжести самолета.

Угловые ускорения можно определить по следующим зависимостям:

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{I_z}; \quad \varepsilon_y = \frac{M_y}{I_y}; \quad \varepsilon_x = \frac{M_x}{I_x}.$$

Здесь M_x, M_y, M_z – моменты, создаваемые поверхностными силами относительно центра тяжести самолета; I_x, I_y, I_z – массовые осевые моменты инерции.

Значения I_x, I_y и I_z могут быть найдены по следующим зависимостям:

$$I_x = \sum m_i \cdot (y_i^2 + z_i^2); \quad I_y = \sum m_i \cdot (x_i^2 + z_i^2); \quad I_z = \sum m_i \cdot (y_i^2 + x_i^2).$$

Пример:

$$n_{y_{10}} = 1; \quad n_{x_{10}} = n_{z_{10}} = 0; \quad \omega_x = 0,4 \frac{1}{c}; \quad \omega_y = 0; \quad \omega_z = -1 \frac{1}{c};$$

$$X_A = -15 \text{ м}; \quad Y_A = Z_A = 0; \quad \varepsilon_x = 1 \frac{1}{c^2}; \quad \varepsilon_y = 0; \quad \varepsilon_z = -2 \frac{1}{c^2}.$$

Определить значение компонентов перегрузки в точке A (рисунок 2.13).

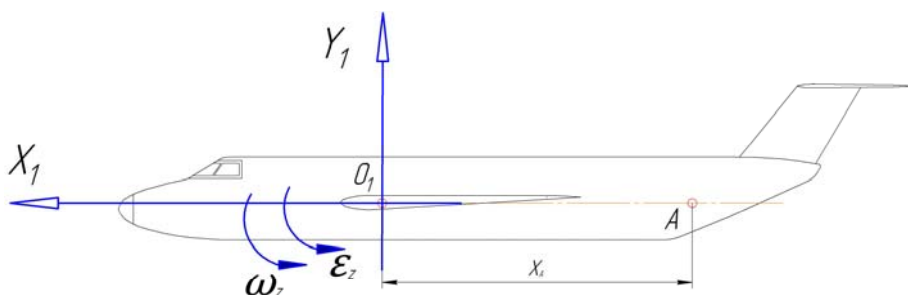


Рисунок 2.13 – Положение точки A

Компоненты перегрузки в точке А равны

$$n_{Ax1} = \frac{1}{9,8}(-0,4 \cdot 0,4 \cdot 15 + 15 \cdot 1,16) = 1,53;$$

$$n_{Ay1} = \frac{1}{9,8}(2 \cdot 15) + 1 = 4,06;$$

$$n_{Az1} = \frac{1}{9,8}(1 \cdot 0,4 \cdot 15) = 0,61.$$

Видно, что перегрузка в удаленных от центра тяжести самолета точках может существенно отличаться от перегрузки в центре тяжести.

2.4 Определение массовых сил

В любой точке самолета массовая сила, действующая на груз с массой m_i , помещенный в этой точке:

$$\vec{F}_i = -m_i \cdot \vec{j}_{ni},$$

где \vec{j}_{ni} – ускорение в точке i под действием поверхностных сил.

Знак минус означает, что сила направлена противоположно ускорению.

Выразив ускорение через перегрузку, получим

$$\vec{F}_i = -m_i \cdot g \cdot \frac{\vec{j}_{ni}}{g} = -G_i \cdot \vec{n}_i,$$

где G_i – вес груза, расположенного в i -й точке.

Массовая сила равна $G_i \cdot n_i$ и направлена противоположно перегрузке.

2.5 Измерение перегрузок в полете

Значения перегрузок могут быть получены расчетным и экспериментальным путем.

Впервые перегрузки в полете были измерены профессором В. П. Ветчинкиным.

Если в измеряемую точку, в которой ускорение \vec{j}_i , условно положить груз весом G_i , то на этот груз будет действовать массовая сила $(-\frac{G_i}{g} \cdot \vec{j}_i)$, направленная противоположно ускорению (перегрузке). Пружинные весы покажут отсчет $G_i \cdot n_i$. Это дает возможность замерять перегрузку с помощью инерционных приборов – **акселерометров** (рисунок 2.14).

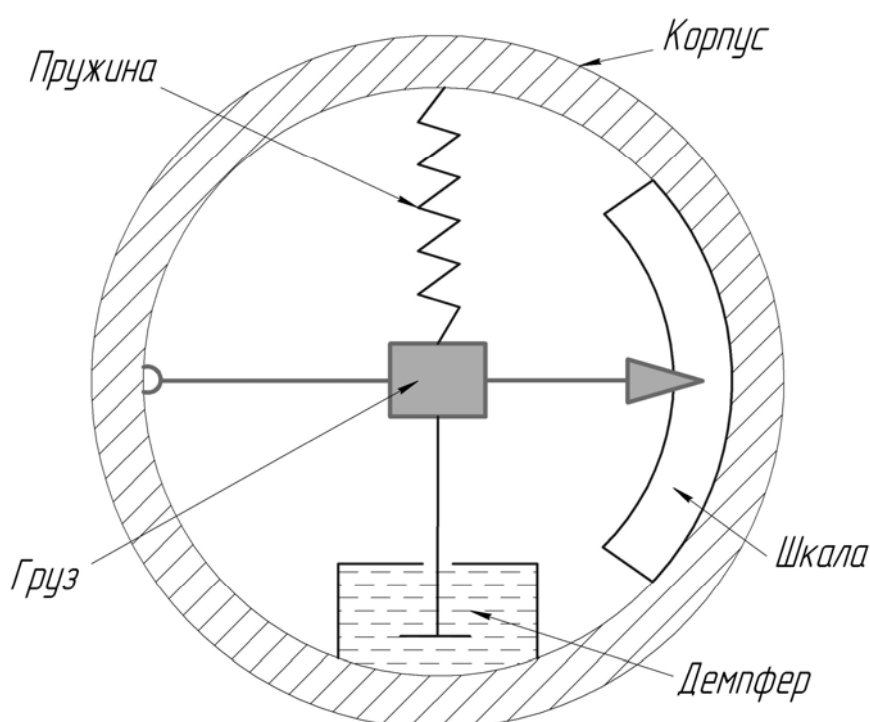


Рисунок 2.14 – Схема акселерометра

Поскольку датчик перегрузок имеет известную массу (корпус), то эта масса должна быть существенно меньше массы измеряемой «точки», иначе будут искажения при измерении.

Для измерения перегрузок в центре тяжести самолета устанавливают несколько датчиков и обрабатывают их показания для получения надежных результатов с использованием зависимостей, связывающих перегрузки в центре тяжести и произвольной точке.

2.6 Значение перегрузок в расчете нагрузок на самолет

1. Перегрузки – безразмерные параметры интенсивности нагружения самолета. По сравнению с нагрузками они изменяются в более узком диапазоне.

2. Перегрузки связаны с ускорениями и выражаются через характеристики траектории полета.

3. Знание перегрузки позволяет определять силы на грузы, приборы и системы самолета.

4. Знание перегрузки дает возможность оценить распределение внешних нагрузок по агрегатам самолета.

5. Перегрузки допускают непосредственные измерения (сбор статистических данных для систематизации нагрузок).

3 Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

Маневренные перегрузки возникают в результате действий летчика при управлении самолетом. Кроме того, независимо от действия летчика, при полете в турбулентной атмосфере возникают перегрузки вследствие неравномерного распределения температуры, а следовательно, из-за разных плотности и давления воздуха всегда существуют воздушные течения, порывы. Скорость воздушных порывов зависит от высоты полета, погодных условий, рельефа местности и др.

При образовании мощных кучевых облаков в приземном слое скорость воздушных потоков достигает 15 м/с, а при полете в грозовой облачности в отдельных случаях скорость потока – 40 м/с и более. При полете через Кавказский хребет на относительно малой высоте над вершинами гор были зафиксированы скорости воздушных потоков до 20 м/с.

Экстремальные скорости порывов действуют довольно редко и могут определять статическую прочность пассажирских и транспортных самолетов.

При определении перегрузки в центре тяжести самолета при полете в неспокойном воздухе самолет будем считать абсолютно жестким телом, учитывая только вертикальное перемещение, пренебрегая его поворотом в плоскости тангажа. Первоначальный порыв считаем резко ограниченным, т. е. скорость порыва мгновенно (скачком) изменяется от нуля до максимального значения.

3.1 Резко ограниченный горизонтальный порыв

От действия горизонтального порыва (рисунок 3.1) горизонтальная скорость полета будет равна

$$V = V_o + W_x,$$

где W_x – скорость порыва; V_o – скорость самолета до действия порыва.

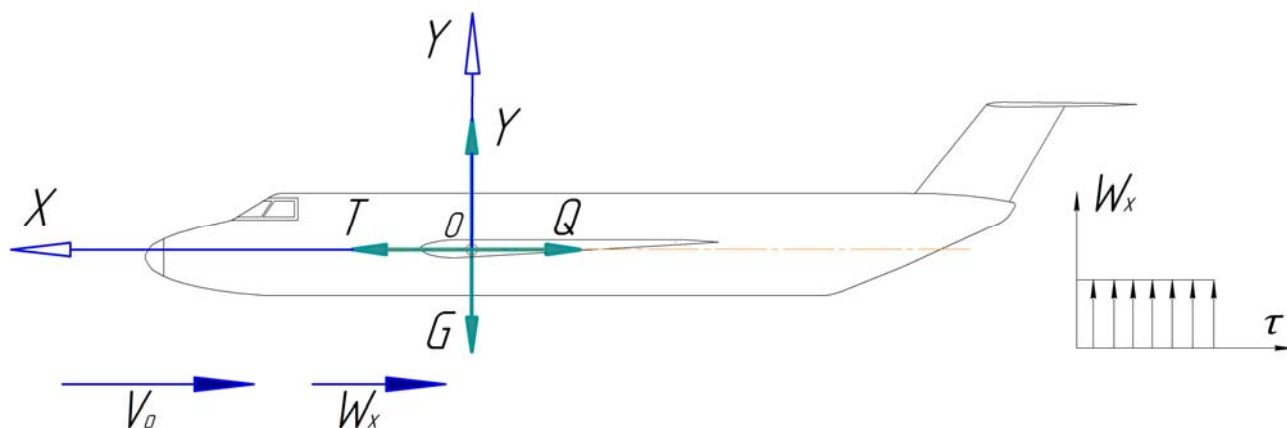


Рисунок 3.1 – Нагрузки на самолет при действии горизонтального порыва

Тогда подъемная сила и сила лобового сопротивления:

$$\begin{cases} Y = \frac{C_y \cdot \rho \cdot (V_o + W_x)^2}{2} S_{кр} = \frac{C_y \cdot \rho \cdot S_{кр} \cdot V_o^2}{2} \left(1 + \frac{W_x}{V_o}\right)^2, \\ Q = \frac{C_x \cdot \rho \cdot S_{кр} \cdot V_o^2}{2} \left(1 + \frac{W_x}{V_o}\right)^2. \end{cases}$$

Здесь C_y , C_x – коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления соответственно; ρ – плотность воздуха; $S_{кр}$ – площадь крыла.

Компоненты перегрузки:

$$n_y = \frac{Y}{G} = n_{y0} \left(1 + \frac{W_x}{V_o} \right)^2,$$

где n_{y0} – перегрузка до действия порыва.

$$n_x = \frac{T - Q}{G} = \frac{T - \frac{C_x \cdot \rho \cdot S_{кр} \cdot V_o^2}{2} \left(1 + \frac{2 \cdot W_x}{V_o} + \frac{W_x^2}{V_o^2} \right)}{G} = n_{x0} - \frac{C_x \cdot \rho \cdot S_{кр} \cdot V_o \cdot W_x}{G};$$

$$n_x = n_{x0} - \frac{C_x \cdot \rho \cdot V_o \cdot W_x}{p}.$$

Здесь $p = \frac{G}{S_{кр}}$ – удельный вес крыла.

Пример

Определить приращение перегрузки при действии горизонтального порыва: $V_o = 200 \frac{м}{с}$, $\rho = 0,1 \frac{кг \cdot с^2}{м^4}$, $C_x = 0,02$, $W_x = 20 \frac{м}{с}$, $p = 500 \frac{кг}{м^2}$, $n_{y0} = 1$.

По результатам расчетов: $\Delta n_y = 0,21$; $\Delta n_x = 0,016$.

Приращение перегрузки при действии горизонтальных порывов мало. Горизонтальный порыв не определяет общую прочность конструкции самолета.

3.2 Резко ограниченный вертикальный порыв

На рисунке 3.2 показаны силы, действующие на самолет при действии вертикального порыва.

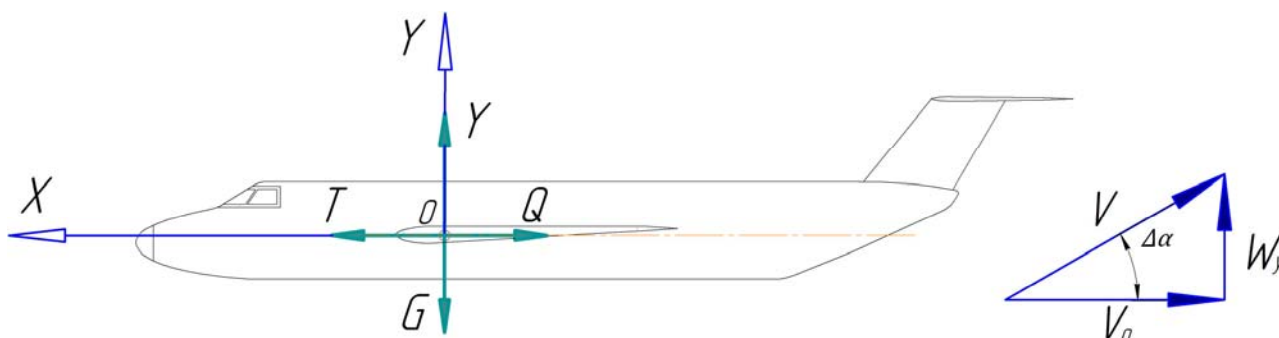


Рисунок 3.2 – Нагрузки на самолет при действии вертикального порыва

От действия вертикального порыва скорость набегающего потока станет равной

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

а угол атаки изменится на величину $\Delta\alpha \approx \operatorname{tg} \Delta\alpha = \frac{W_y}{V_0}$.

Подъемная сила и сила лобового сопротивления будут, соответственно, равны

$$Y = Y_0 + \Delta Y; \quad Q = Q_0 + \Delta Q,$$

где Y_0 , Q_0 – подъемная сила и сила лобового сопротивления до действия порыва.

Компоненты перегрузки будут равны

$$n_y = \frac{Y_0 + \Delta Y}{G} = n_{y0} + \Delta n_y;$$

$$n_x = \frac{P - Q_0 - \Delta Q}{G} = n_{x0} - \Delta n_x.$$

Изменение подъемной силы и силы лобового сопротивления

$$\Delta Y = \frac{C_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot S_{кр} \cdot \rho \cdot V_o^2}{2}; \quad \Delta Q = \frac{A \cdot \rho \cdot V_o^2 \cdot S_{кр}}{2} \left(2\alpha_o \frac{W_y}{V_o} + \left(\frac{W_y}{V_o} \right)^2 \right),$$

где A – коэффициент, зависящий от профиля; α_o – угол атаки до действия порыва.

Тогда

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \cdot \frac{W_y}{V_o} \cdot S_{кр} \cdot \rho \cdot V_o^2}{2G} = \frac{C_y^\alpha \cdot W_y \cdot \rho \cdot V_o^2}{2p};$$

$$\Delta n_x = \frac{A \cdot \rho \cdot V_o^2 \cdot S_{кр}}{2G} \left(2\alpha_o \frac{W_y}{V_o} + \left(\frac{W_y}{V_o} \right)^2 \right) = \frac{A \cdot \rho \cdot V_o \cdot W_y}{2p} \left(2\alpha_o + \frac{W_y}{V_o} \right).$$

Приращение перегрузки Δn_x достаточно мало. Определяющим является приращение вертикальной составляющей перегрузки Δn_y .

Величина Δn_y зависит от характеристик профиля крыла самолета, высоты и скорости полета, удельной нагрузки на крыло и скорости порыва. При больших значениях числа Маха (сверхзвуковые скорости) величина Δn_y не зависит от скорости полета.

Пример

Определить приращение перегрузки при действии вертикального порыва:

$$C_y^\alpha = 5; \quad \rho = 0,125 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}; \quad V_o = 150 \frac{\text{м}}{\text{с}}; \quad W_y = 15 \frac{\text{м}}{\text{с}}; \quad p = 150 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}.$$

По результатам расчета:

$$\Delta n_y = 4,69.$$

3.3 Зависимость перегрузки от профиля порыва

Приведенная выше зависимость для приращения перегрузки Δn_y приводит к завышенным значениям. Причина заключается в том, что профиль порыва был принят резко ограниченным. В действительности скорость воздуха в различных точках порыва различна, т. е. порыв имеет сложную структуру, и от нее зависит значение перегрузки (рисунок 3.3).

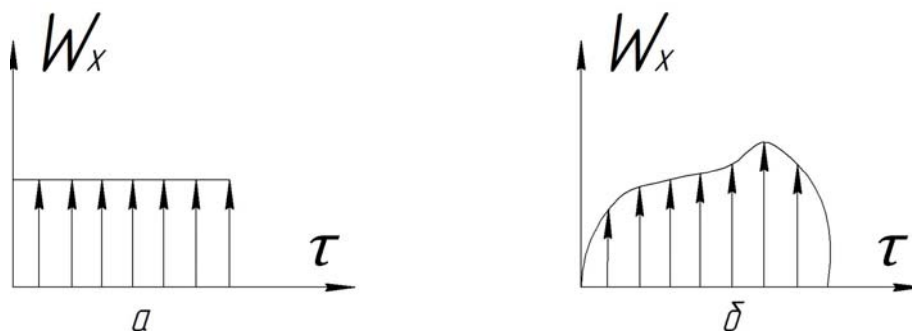


Рисунок 3.3 – Профили порыва:

а – резко ограниченный; б – сложной структуры

Во время пролета переходного участка порыва самолет приобретает собственную вертикальную скорость V_y , в результате чего приращение угла атаки будет зависеть от разности вертикальной скорости порыва и вертикальной скорости самолета (рисунок 3.4).

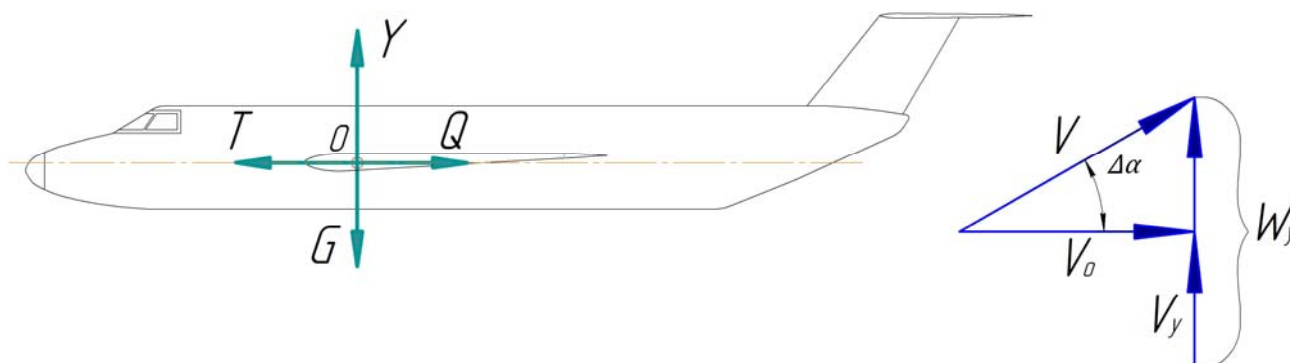


Рисунок 3.4 – Нагрузки на самолет во время пролета переходного участка порыва

Будем считать самолет жестким телом. Независимо от структуры порыва предположим, что в данный момент времени на все точки самолета действует одна и та же скорость порыва.

Дифференциальное уравнение движения самолета в направлении порыва:

$$m \cdot \dot{V}_y = \Delta Y,$$

где V_y – вертикальная скорость самолета; ΔY – приращение подъемной силы вследствие порыва.

При этом считаем, что самолет совершает лишь вертикальное перемещение и пренебрегаем его поворотом в плоскости тангажа:

$$\Delta Y = \frac{C_y^\alpha \cdot (W_y - V_y)}{V_o} \cdot \frac{\rho \cdot V_o^2}{2} S_{кр} = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V_o \cdot (W_y - V_y)}{2} S_{кр}.$$

Введем обозначение

$$A = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V_o \cdot g}{2\rho}.$$

Тогда

$$\dot{V}_y + A \cdot V_y = A \cdot W_y.$$

Имеем линейное дифференциальное уравнение первого порядка с правой частью. Решение этого уравнения будем искать в виде суммы общего и частного:

$$V_y = V_{y\text{общ}} + V_{y\text{частн}}.$$

Общее решение уравнения:

$$\begin{aligned} \dot{V}_y + A \cdot V_y = 0 &\rightarrow \frac{dV_y}{d\tau} = -A \cdot V_y; \\ \frac{dV_y}{V_y} &= -A \cdot d\tau. \end{aligned}$$

Проинтегрировав последнее выражение, получим

$$\ln(V_y) = -A \cdot \tau + C_1;$$

$$V_y = e^{-A \cdot \tau + C_1};$$

$$V_{y \text{ общ}} = C \cdot e^{-A \cdot \tau}.$$

Поскольку частное решение зависит от структуры порыва, рассмотрим последовательно два порыва: резко ограниченный прямоугольный и трапециевидный.

3.3.1 Порыв прямоугольной структуры

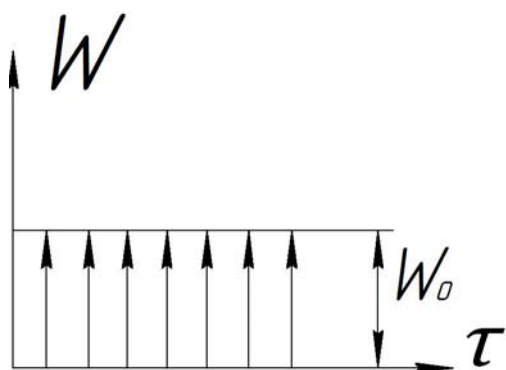


Рисунок 3.5 – Порыв
прямоугольной структуры

На рисунке 3.5 показано изменение во времени скорости воздуха при действии порыва прямоугольной структуры.

Вид частного решения

$$V_{y \text{ частн}} = B.$$

Поскольку в этом случае правая часть исходного дифференциального уравнения постоянная, будем искать неизвестную константу. Подставим этот результат в исходное уравнение

$$0 + A \cdot B = A \cdot W_{y0} \rightarrow B = W_{y0}.$$

Решение исходного уравнения примет вид

$$V_y = C \cdot e^{-A \cdot \tau} + W_{y0}.$$

Начальные условия: при $\tau = 0$; $V_y = 0$:

$$V_y = W_{y0} (1 - e^{-A \cdot \tau}).$$

Приращение перегрузки равно отношению ускорения самолета к ускорению свободного падения:

$$\Delta n_y = \frac{\dot{V}_y}{g} = \frac{A \cdot W_{y0} \cdot e^{-A \cdot \tau}}{g} = \frac{W_{y0} \cdot V_o \cdot C_y^\alpha \cdot \rho}{2p} e^{-A \cdot \tau} = \Delta n_{y \max} \cdot e^{-A \cdot \tau}.$$

При действии резко ограниченного вертикального порыва максимальное значение приращения перегрузки будет при $\tau = 0$, т. е. в первоначальный момент времени. Дальше приращение перегрузки быстро убывает по экспоненциальной зависимости (рисунок 3.6).

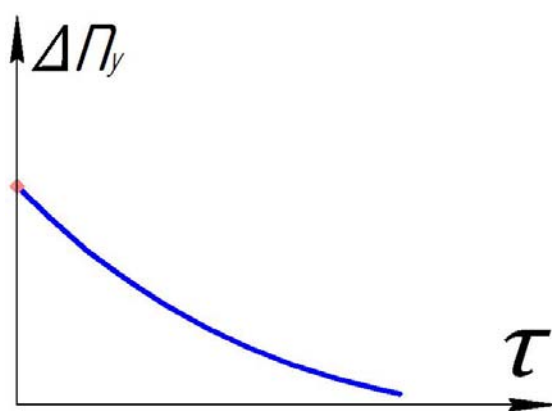


Рисунок 3.6 – Изменение приращения перегрузки при действии резко ограниченного вертикального порыва

3.3.2 Порыв трапецевидного профиля

Рассмотрим случай, когда градиентный (переходной) участок порыва может быть аппроксимирован линейной зависимостью (рисунок 3.7):

$$\tau < \tau_0 \rightarrow W_y = W_{y0} \frac{\tau}{\tau_0};$$

$$\tau \geq \tau_0 \rightarrow W_y = W_{y0}.$$

Поскольку правая часть исходного уравнения – линейная функция, то частное решение будем искать в виде линейной функции:

$$V_{y \text{ частн}} = B \cdot \tau + D.$$

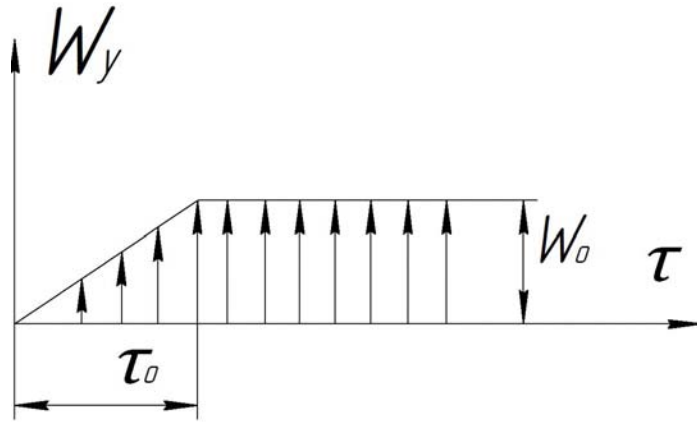


Рисунок 3.7 – Порыв с переходным участком, аппроксимированным линейной зависимостью

Подставим это частное решение в исходное дифференциальное уравнение:

$$B + A \cdot B \cdot \tau + A \cdot D = \frac{A \cdot W_{y0} \cdot \tau}{\tau_0}.$$

Равенство должно выполняться в любой момент времени:

$$\tau = 0 \rightarrow B + A \cdot D = 0;$$

$$\tau \neq 0 \rightarrow A \cdot B \cdot \tau = \frac{A \cdot W_{y0} \cdot \tau}{\tau_0}; \rightarrow B = \frac{W_{y0}}{\tau_0},$$

отсюда

$$D = -\frac{B}{A} = -\frac{W_{y0}}{A \cdot \tau_0}.$$

Решение исходного уравнения примет вид

$$V_y = C \cdot e^{-A \cdot \tau} + \frac{W_{y0} \cdot \tau}{\tau_0} - \frac{W_{y0}}{A \cdot \tau_0}.$$

Константу **C** найдем из начального условия:

$$\text{при } \tau = 0 \rightarrow V_y = 0;$$

$$0 = C - \frac{W_{y_0}}{A \cdot \tau_0}; \quad \rightarrow \quad V_y = \frac{W_{y_0}}{A \cdot \tau_0} \cdot e^{-A \cdot \tau} + \frac{W_{y_0} \cdot \tau}{\tau_0} - \frac{W_{y_0}}{A \cdot \tau_0}.$$

Приращение перегрузки составит:

$$\Delta n_y = \frac{\dot{V}_y}{g} = \frac{W_{y_0}}{g \cdot \tau_0} (1 - e^{-A \tau}) + \frac{W_{y_0} \cdot \tau}{\tau_0}.$$

Максимальная перегрузка имеет место в конце переходного участка.

При $\tau = \tau_0$

$$\Delta n_y = \frac{W_{y_0} \cdot (1 - e^{-A \tau_0})}{g \cdot \tau_0} \cdot \left(\frac{A}{A} \right) = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V_0 \cdot g}{2p} K,$$

где $K = \frac{(1 - e^{-A \tau_0})}{A \cdot \tau_0}$ – коэффициент демпфирования.

Поскольку встреча с максимальными экстремальными порывами – явление очень редкое, то принято считать, что максимальные порывы действуют на самолет в горизонтальном полете с $n_{y_0} = 1$.

3.4 Действительная и эффективная скорости порыва

Сбор статистических данных о скоростях порывов при полете в возмущенной атмосфере реализуется в виде сбора данных о приращении перегрузки.

Длина переходного участка неизвестна. В связи с этим, принято длину входного участка считать равной $l_0 = 30 \text{ м}$.

Тогда по изменению приращения перегрузки находят эффективную скорость порыва:

$$\Delta n_y = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V_0 \cdot W_{\text{эф}}}{2p} K; \quad W_{\text{эф}} = \frac{2p \cdot \Delta n_y}{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot V_0 \cdot K},$$

где \bar{K} – коэффициент ослабления порыва при длине переходного участка $l_0 = 30 \text{ м}$.

В соответствии с Европейскими нормами системы CS и американскими нормами летной годности FAR, регламентированы вертикальные скорости порывов, которые следует принимать в расчетах, в зависимости от скорости и высоты полета.

Необходимо рассматривать действие нисходящих и восходящих порывов. Форма порыва определяется зависимостью

$$W_y = \frac{W_{эф}}{2} \left(1 - \cos \frac{2l \cdot \pi}{25b_{сгх}} \right),$$

где l – длина градиентного участка порыва, $l = V \cdot \tau$;

V – скорость полета;

$b_{сгх}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла.

В этом случае следует численно решать уравнение

$$\dot{V}_y + A \cdot V_y = A \frac{W_{эф}}{2} \left(1 - \cos \frac{2l \cdot \pi}{25b_{сгх}} \right).$$

Для приближенной оценки перегрузки при полете в неспокойном воздухе можно использовать зависимость

$$n_y = 1 + \frac{C_y^\alpha \cdot \rho_0 \cdot V \cdot W_{эф}}{2p} K_g.$$

Коэффициент ослабления порыва находят так:

$$K_g = \frac{0,88\mu}{5,3 + \mu}; \quad \mu = \frac{2M}{C_y^\alpha \cdot \rho_H \cdot S_{кр} \cdot b_{сгх}}; \quad p = \frac{M \cdot g}{S_{кр}}.$$

Здесь $\rho_0 = 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность воздуха у земли; M – масса самолета; $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ – ускорение свободного падения; ρ_H – плотность воздуха на высоте H .

4 Нормы летной годности самолетов

Нормы летной годности (НЛГ) – это свод обязательных положений, требований к летной годности гражданских воздушных судов, их двигателей и оборудования, направленные на обеспечение безопасности полетов. В НЛГ регламентированы величины нагрузок на летательные аппараты, их агрегаты и элементы при проектировании и испытаниях на прочность. Сформулированы полетные условия, для которых прочность конструкции должна быть обеспечена.

Одна из основных функций НЛГ состоит в том, чтобы получить обоснованную экстраполяцию накопленного опыта при разработке конструкций новых самолетов.

На первых этапах развития авиации конструирование основывалось на подражании летающим самолетам, поскольку отсутствовали данные о внешних нагрузках. Это делало полеты крайне опасными.

В 1910 году во Франции 50% катастроф произошло из-за поломки планеров в воздухе. Причина заключалась в том, что не было известно, каким требованиям прочности должен удовлетворять самолет.

В 1911 году на международном съезде авиаторов в Турине договорились установить величину расчетной перегрузки $n_y^p = 3$. Эта величина была назначена без учета должного опыта, и ее задание не решало вопроса безопасности полетов.

Из-за большого числа поломок в последующие годы расчетную перегрузку n_y^p увеличивают ($n_y^p = 3,5$ в 1912 г., $n_y^p = 4,5$ в 1914 г.). В этот период были созданы предпосылки для возникновения Норм прочности (части НЛГ) как инженерной дисциплины.

4.1 Основные этапы в развитии отечественных Норм прочности

1918 г. – проводятся первые исследования маневренных перегрузок в полете (проф. Ветчинкин).

1925 – 1927 гг. – созданы первые отечественные Нормы прочности. В 1926 г. на основе работ ЦАГИ были опубликованы «Нормы прочности самолетов при статических испытаниях».

1931 – 1934 гг. – дальнейшие исследования ЦАГИ привели к появлению новых Норм прочности. Впервые введена зависимость n_y^p не только от назначения самолета, но и от его веса и максимальной скорости горизонтального полета.

1936 – 1937 гг. – Нормы прочности пересмотрены. Введены: понятия эксплуатационной перегрузки $n_y^э$ и коэффициента безопасности f ; ряд новых расчетных случаев (полет в неспокойном воздухе, отклонение элеронов); распределение воздушных нагрузок в соответствии с теорией и экспериментом вместо приближенных эпюр; требования по флаттеру и реверсу.

Флаттер (от англ. Flutter – дрожание, вибрация) – сочетание самовозбуждающихся незатухающих изгибающих и крутящих автоколебаний элементов конструкции летательного аппарата – главным образом крыла самолёта либо несущего винта вертолётa. Как правило, флаттер проявляется при достижении некоторой критической скорости, зависящей от характеристик конструкции летательного аппарата; возникающий резонанс может привести к его разрушению.

1940 – 1943 гг. – пересмотрены величины эксплуатационной перегрузки для различных категорий самолетов. Уточнены нагрузки на хвостовое оперение и шасси. Введен учет сжимаемости воздуха на различных режимах полета.

1945 – 1947 гг. – введен учет динамических колебаний и сжимаемости воздуха на до- и сверхзвуковых скоростях полета при расчете самолета.

1967 г. – созданы Нормы летной годности гражданских самолетов. Последняя редакция этих норм – НЛГ-3 была в 1984 году.

В НЛГ максимальная эксплуатационная перегрузка $n_{y\max}^3$, не вызывающая остаточных деформаций в конструкции, устанавливается в зависимости от категории самолета.

Все самолеты разделяются на три категории:

1. *Маневренные самолеты.* Могут выполнять фигуры высшего пилотажа ($n_{y\max}^3 = 6...9$).

2. *Ограниченно маневренные самолеты (многоцелевая категория).* Могут совершать маневры в основном из горизонтального полета ($n_{y\max}^3 = 4...6$).

3. *Неманевренные самолеты.* Могут совершать маневры, необходимые для поддержания режима полета, захода на посадку ($n_{y\max}^3 = 2,5...4$). К этой категории относятся пассажирские и транспортные самолеты.

В связи с тем, что к различным категориям самолетов предъявляются разные требования, для каждой категории разработаны свои НЛГ, которые объединены в систему норм.

В настоящее время в мире существуют три системы Норм летной годности.

Система FAR – Федеральные авиационные требования (США). Разработчик – FAA (Федеральная авиационная администрация).

Данная система включает:

FAR. 21 – регламентированы процедурные вопросы сертификации типа, экземпляра воздушного судна, разработчика, производителя и др.

FAR. 23 – требования к легким самолетам и самолетам местных воздушных линий. Первая редакция FAR-23 была опубликована в 1964 году.

FAR. 25 – требования к тяжелым самолетам и самолетам с реактивными двигателями.

FAR. 27, 29 – требования к тяжелым и легким вертолетам.

Система CS – единые авиационные требования (Европа).
Разработчик – JAA (Объединенная авиационная администрация европейских стран-участниц).

Система включает:

CS. 21 – аналог FAR. 21;

CS -VLA – требования к сверхлегким самолетам с взлетным весом не более 750 кг. Первая редакция – 1990 г;

CS. 23, 25, 27, 29 – аналоги соответствующих норм системы FAR.

Система AP – авиационные правила (СНГ). Разработчик – МАК (Межгосударственный авиационный комитет СНГ).

Система включает:

AP. 21, 23, 25, 27, 29 – аналоги соответствующих норм системы FAR.

В СНГ признаны временно действующими нормы CS-VLA для сверхлегких самолетов.

За основу норм системы AP и CS приняты соответствующие нормы системы FAR. При этом сохранены структура, нумерация разделов, подразделов и большая часть содержания.

4.2 Типовая структура Норм летной годности

Часть 1 – Требования

Раздел А – Общие положения.

Раздел В – Полет. Содержит требования к летным характеристикам, устойчивости и управляемости самолета.

Раздел С – Прочность.

Раздел D – Проектирование и конструкция.

Раздел E – Силовая установка (двигатель, винт).

Раздел F – Оборудование.

Раздел G – Эксплуатационные ограничения.

В CS-VLA, FAR. 23 содержатся приложения А, В, С, F и H, в которых приведены упрощенные методы оценки нагрузок на самолет и его агрегаты в полете и при посадке (А, В, С), требования к испытаниям образцов материалов (F), формы документов, предъявляемых при сертификации (H).

Часть 2 – Методы определения соответствия (МОС)

Требования к прочности самолета содержатся в разделах С и частично в D.

Нормы летной годности определяют полетные условия, для которых прочность самолета должна быть обеспечена. Однако в них не содержится изложение математических моделей и методов для расчета нагрузок и доказательства прочности (т. е. методов получения доказательной документации). В разделе «Общие положения» Британских требований к летной годности гражданских самолетов, раздел S – «Сверхлегкие самолеты», – подчеркнуто – «Данные требования не следует рассматривать как справочник по современной авиационной науке. Понимание требований предполагает наличие знаний основ авиационных наук». Это замечание относится в полной мере и к другим Нормам летной годности.

4.3 Область применения Норм летной годности

CS-VLA

Предписывает Нормы летной годности для одно- или двухместного самолета с поршневым двигателем, максимальным взлетным весом не более 750 кг и скоростью сваливания в посадочной конфигурации не более 83 км/ч. Нормы рассчитаны только для самолетов неманевренной категории.

Неманевренные виды эксплуатации включают:

- 1) любые маневры, присущие горизонтальному полету;
- 2) сваливание (кроме фигуры «колокол»);
- 3) горизонтальные восьмерки, боевые развороты, виражи с углом крена не более 60°.

FAR. 23

Это Нормы летной годности легких самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической категорий и самолетов местных линий.

К нормальной категории относятся самолеты с числом посадочных мест, исключая места для летчиков, не более девяти, с максимальным взлетным весом не более 5670 кг и предназначенные для неманевренных видов эксплуатации.

К многоцелевой категории относят такие же самолеты, но имеющие ограниченное акробатическое применение, которое включает:

- штопор (если он утвержден для данного типа самолета);
- горизонтальные восьмерки, боевые развороты, виражи с углом крена более 60°.

К акробатической категории относят самолеты этого же типа, но предназначенные для эксплуатации без ограничений, кроме тех, которые окажутся необходимыми по результатам летных испытаний.

К категории местных линий относят винтовые самолеты с несколькими двигателями, числом посадочных мест, исключая места для летчиков, не более 19, с максимальным взлетным весом не более 8600 кг. Предназначены для неманевренных видов эксплуатации.

Самолеты, не соответствующие области применения норм CS-VLA или FAR. 23, должны разрабатываться и сертифицироваться в соответствии с требованиями FAR. 25 или аналогов CS. 25 или AP. 25.

4.4 Максимальная и минимальная маневренные перегрузки

Максимальные положительная и отрицательная маневренные перегрузки задаются в НЛГ в зависимости от категории самолета.

В соответствии с CS-VLA.

Максимальная перегрузка при маневре не должна быть меньше, чем 3,8, т. е.

$$n_{y\max}^{\circ} \geq 3,8.$$

Отрицательная перегрузка принимается не меньше, чем 1,5:

$$n_{y\max}^{\circ} \leq -1,5.$$

При выпущенных закрылках

$$n_{y\text{закр}}^{\circ} = 0,5 \cdot n_{y\max}^{\circ}.$$

В соответствии с FAR. 23

Для самолетов нормальной категории и самолетов местных линий

$$n_{y\max}^{\circ} \geq 2,1 + \frac{10886}{M + 4536},$$

где M – масса самолета (в килограммах).

Но не требуется, чтобы эта перегрузка была более 3,8, т. е.

$$n_{y\max}^{\circ} \leq 3,8.$$

Для самолетов многоцелевой категории

$$n_{y\max}^{\circ} \geq 4,4.$$

Для самолетов акробатической категории

$$n_{y\max}^{\circ} \geq 6.$$

Отрицательная маневренная перегрузка не должна быть меньше (по модулю), чем:

- а) $0,4 \cdot n_{y\max}^3$ – для самолетов нормальной и многоцелевой категории;
- б) $0,5 \cdot n_{y\max}^3$ – для самолетов акробатической категории.

В соответствии с АП. 25

Максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка для любой скорости полета должна быть равной

$$n_{y\max}^3 = 2,1 + \frac{10890}{M + 4540},$$

но при условии, что величина $n_{y\max}^3$ будет не менее 2,5 и не больше 3,8.

Минимальная эксплуатационная маневренная перегрузка $n_{y\min}^3$ для любой скорости полета должна быть не меньше, чем -1,0.

Значения маневренных перегрузок, меньшие, чем указанные, могут быть приняты в расчет лишь в том случае, если конструктивные особенности самолета делают невозможным превышение этих величин в полете.

4.5 Расчетные скорости полета

В НЛГ для каждой категории самолетов регламентированы различные расчетные скорости полета.

Расчетная скорость – это минимальная скорость полета, которую следует принимать для расчета нагрузок на самолет в соответствующем расчетном случае.

В качестве примера отметим несколько расчетных скоростей полета, регламентированных в CS-VLA и FAR. 23.

1. Расчетная скорость сваливания V_s

Эта скорость вычисляется при убранных закрылках, максимальном коэффициенте подъемной силы и расчетном весе самолета.

Это минимальная скорость, при которой подъемная сила самолета равна его весу:

$$Y = G;$$

$$Y = C_{y\max} \cdot \frac{\rho \cdot V_s^2}{2} \cdot S_{кр};$$

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y\max} \cdot \rho \cdot S_{кр}}}.$$

Здесь $C_{y\max}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы; $S_{кр}$ – площадь крыла самолета; ρ – плотность воздуха.

2. Расчетная скорость маневрирования V_a

Для вычисления скорости маневрирования принимаются следующие условия:

$$V_a \geq V_s \cdot \sqrt{n_{y\max}^3}, \text{ но при этом } V_a \leq V_c.$$

3 Расчетная скорость при максимальной интенсивности порыва

Для самолетов переходной категории (согласно АП-23) и самолетов, соответствующих требованиям АП-25, в качестве индикаторной эффективной скорости порывов максимальной интенсивности следует принимать 20,1 м/с до высоты 6096 м. При полете на больших высотах эта скорость может линейно уменьшаться от 20,1 м/с на высоте 6096 м до 11,2 м/с на высоте 15240 м.

Скорость V_B не должна быть меньше, чем скорость, определяемая точкой пересечения линии, соответствующей максимальному коэффициенту подъемной силы самолета $C_{y\max}$ с линией зависимости перегрузки при порыве на диаграмме $V - n$ (рисунок 4.1).

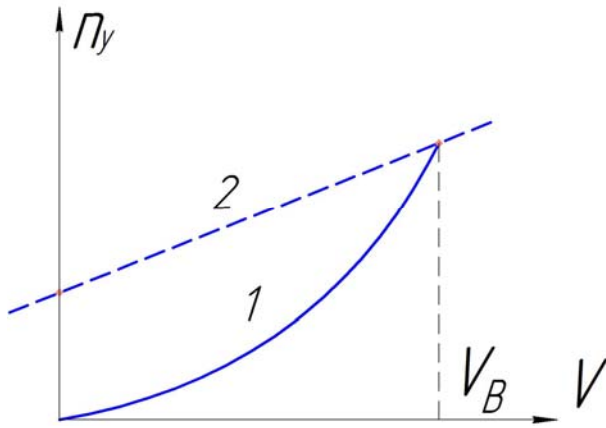


Рисунок 4.1 – Пояснения к определению скорости V_B

Линия 1:

$$n_y \cdot G = C_{y\max} \cdot \frac{\rho_o \cdot V^2}{2} \cdot S_{кр};$$

$$n_y = C_{y\max} \cdot \frac{\rho_o \cdot V^2}{2 \cdot p}, \quad p = \frac{G}{S_{кр}}.$$

Линия 2:

$$n_y = 1 + \frac{C_y^\alpha \cdot \rho_o \cdot w \cdot V}{2 \cdot p} \cdot K,$$

где C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки.

Приравняем правые части уравнений из условия равенства n_y :

$$C_{y\max} \cdot \frac{\rho_o \cdot V_B^2}{2 \cdot p} = 1 + \frac{C_y^\alpha \cdot \rho_o \cdot w \cdot V_B}{2 \cdot p} \cdot K;$$

$$C_{y\max} \cdot \rho_o \cdot V_B^2 - C_y^\alpha \cdot \rho_o \cdot w \cdot V_B \cdot K - 2 \cdot p = 0.$$

Это уравнение можно представить в виде

$$V_B^2 - a \cdot V_B - b = 0.$$

Тогда коэффициенты уравнения будут, соответственно, равны

$$a = \frac{C_y^\alpha \cdot w \cdot K}{C_{y\max}}, \quad b = \frac{2 \cdot p}{\rho_o \cdot C_{y\max}}.$$

Решив квадратное уравнение относительно V_B , получим

$$V_B = \frac{a}{2} + \sqrt{\left(\frac{a}{2}\right)^2 + b}.$$

При этом не требуется, чтобы скорость V_B была больше V_c , т. е.

$$V_B \leq V_c.$$

4. Расчетная крейсерская скорость V_c

Для скорости V_c (в км/ч) принимаются следующие условия:

- для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и самолетов переходной категории:

$$V_c \geq 27,7 \cdot \sqrt{\frac{M}{S_{кр}}};$$

- для самолетов акробатической категории:

$$V_c \geq 30,2 \cdot \sqrt{\frac{M}{S_{кр}}},$$

при этом

$$V_c \leq 0,9 \cdot V_H,$$

где V_H – скорость полета при максимальной продолжительной тяге двигателя.

5. Расчетная скорость пикирования V_d

При определении расчетной скорости пикирования принимаются следующие условия:

$$V_d \geq 1,25 \cdot V_c.$$

Для тяжелых пассажирских и транспортных самолетов, согласно НЛГ, расчетную скорость пикирования следует принимать:

$$V_d \geq V_{\max} + 50 \text{ (км / ч)},$$

где V_{\max} – максимальная скорость горизонтального полета при максимальной тяге двигателя.

Кроме указанных, в НЛГ регламентирован ряд дополнительных скоростей – при выпуске закрылков, выпуске шасси и т. д.

4.6 Упрощенная огибающая полетных режимов $V - n$

Все многообразие нагрузок, действующих на самолет в эксплуатации, в НЛГ сведено к ограниченному числу расчетных случаев, которые определяют прочность конструкции.

Соответствие требованиям прочности должно быть доказано для любой комбинации скорости полета V и перегрузки n_y на границах и внутри огибающей полетных условий $V - n$, обусловленной маневрированием или порывами ветра.

Огибающая $V - n$ имеет вид, показанный на рисунке 4.2.

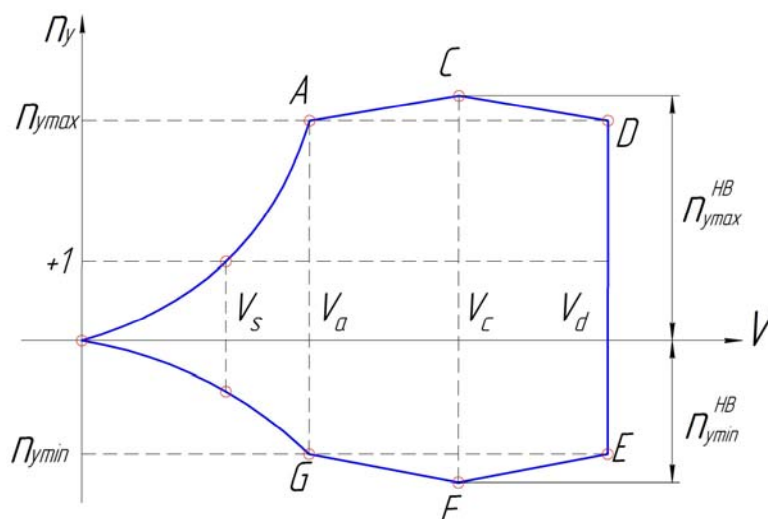


Рисунок 4.2 – Упрощенная огибающая полетных режимов

Здесь точки A, C, D, E, F, G – точки предельных режимов полета, которые характеризуются сочетаниями скорости полета и перегрузки; $n_{y \max}$, $n_{y \min}$ – максимальная и минимальная (отрицательная) перегрузки; $n_{y \max}^{HB}$, $n_{y \min}^{HB}$ – максимальная и минимальная перегрузки при полете в беспокойном воздухе.

Маневренные перегрузки задают согласно Нормам летной годности. Перегрузки при полете в беспокойном воздухе вычисляют с использованием приведенной ранее методики.

В зависимости от характеристик самолета перегрузка при полете в неспокойном воздухе может быть как больше, так и меньше нормируемой маневренной перегрузки.

В качестве максимальной (минимальной) эксплуатационной перегрузки, принимаемой при проектировании самолета, выбирают наибольшую (наименьшую) из маневренной перегрузки или перегрузки при полете в неспокойном воздухе:

$$n_{y \max}^{\text{э}} = \max(n_{y \max}, n_{y \max}^{\text{HB}});$$
$$n_{y \min}^{\text{э}} = \min(n_{y \min}, n_{y \min}^{\text{HB}}).$$

Для этого необходимо построить огибающую полетных режимов.

4.7 Основные расчетные случаи для крыльев

Все разнообразие нагрузок, действующих на самолет, сводится к нескольким расчетным случаям, которые соответствуют наиболее тяжелым условиям нагружения самолета в эксплуатации.

Расчетные случаи бывают полетные, посадочные и соответствующие наземной эксплуатации самолета. Прочность должна быть обеспечена по всем этим случаям.

Обычно расчетные случаи имеют буквенные обозначения и для каждого случая в НЛГ задается:

- f – коэффициент безопасности;
- $n_y^{\text{э}}$ – величина эксплуатационной перегрузки;
- C_y или $V(q)$ – коэффициент подъемной силы или скорость (скоростной напор).

Коэффициент подъемной силы и скоростной напор взаимосвязаны отношениями

$$Y = n_y^{\text{э}} \cdot G; \quad Y = C_y \cdot q \cdot S_{\text{кр}},$$

тогда

$$C_y \cdot q \cdot S_{кр} = n_y^3 \cdot G,$$

откуда

$$C_y = \frac{n_y^3 \cdot G}{q \cdot S_{кр}} \quad \text{или} \quad q = \frac{n_y^3 \cdot G}{C_y \cdot S_{кр}}.$$

Поскольку в имеющейся учебной литературе буквенные обозначения соответствуют НЛГС-3, то в данном разделе будем использовать такие же обозначения.

На рисунке 4.3 приведены возможные траектории полета с указанием точек, которым соответствуют расчетные случаи.

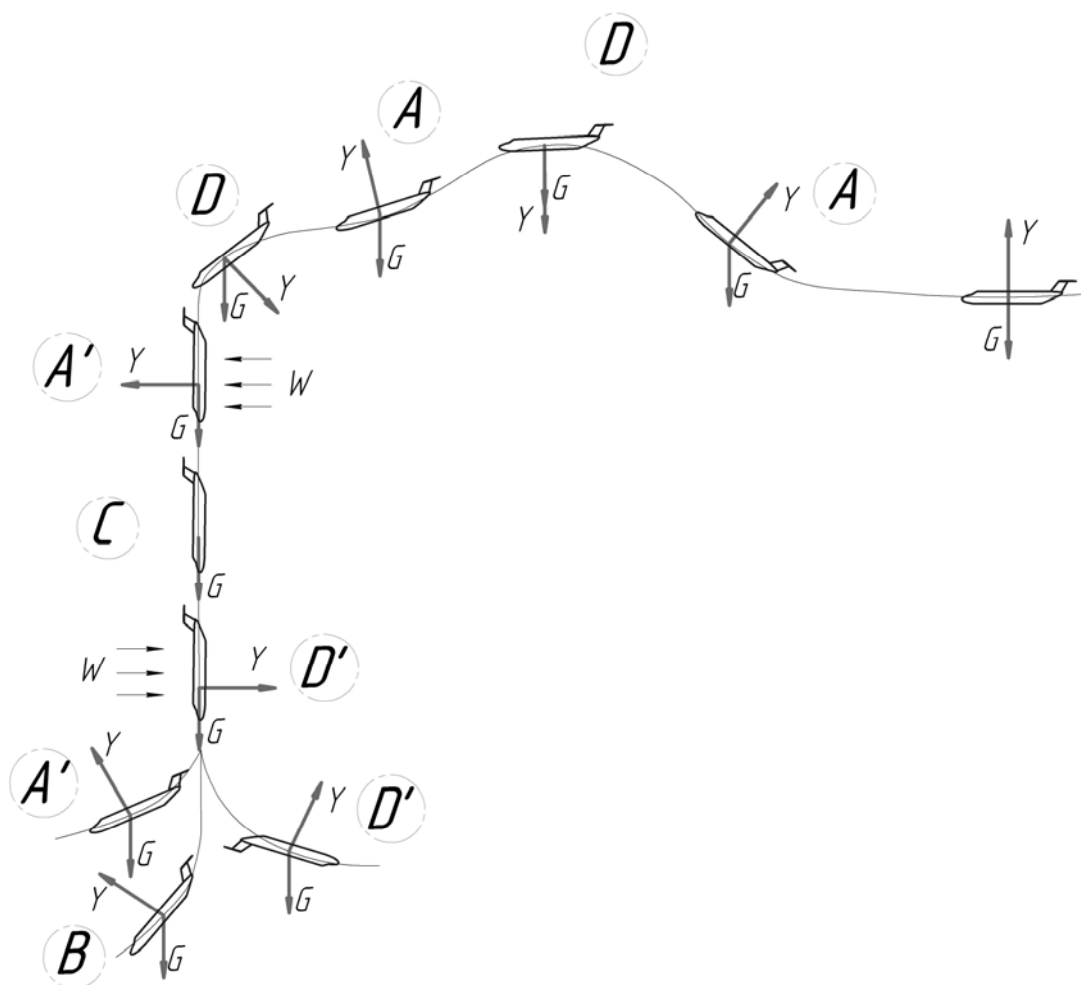


Рисунок 4.3 – Возможные траектории полета с указанием точек, которым соответствуют расчетные случаи

4.7.1 Характеристика расчетных случаев

A – криволинейный полет на углах атаки, соответствующих $C_{y\max}$ с перегрузкой $n_{y\max}^2$, $f = 1,5$. Это – вход и выход из горки, полет в болтанку для тяжелых самолетов:

$$q_A = \frac{n_{y\max}^2 \cdot \rho}{C_{y\max}}, \quad \rho = \frac{G}{S_{кр}}$$

A' – криволинейный полет с предельно допустимым скоростным напором $q_{\max\max}$, перегрузкой $n_{y\max}^2$, $f = 1,5$. Это начало выхода из пикирования, порыв при пикировании, полет тяжелых самолетов в болтанку с максимальной скоростью:

$$C_{yA'} = \frac{n_{y\max}^2 \cdot \rho}{q_{\max\max}}, \quad q_{\max\max} = \frac{\rho \cdot V_{\max\max}^2}{2}$$

В системе АП этот расчетный случай обозначен **D**, предельно допустимая скорость $V_{\max\max}$ обозначена V_d . Для тяжелых самолетов

$$V_{\max\max} = V_{\max} + 50 \text{ км/ч}$$

B – криволинейный полет с напором $q_{\max\max}$ и отклоненными элеронами. Плавный выход из пикирования или пологого планирования для тяжелых самолетов. Перегрузка – $n_{yB}^2 = 0,5 \cdot n_{y\max}^2$, $f = 2$.

В системе АП буквенное обозначение не имеет $f = 1,5$, а перегрузка равна $0,7 \cdot n_{y\max}^2$.

C – полет при $n_y^2 = 0$ со скоростным напором $q_{\max\max}$ и отклоненными элеронами, $f = 2$. Вертикальное пикирование – для маневренных самолетов или пологое планирование – для тяжелых самолетов при действии нисходящего порыва.

D – криволинейный полет на углах атаки, соответствующих $C_{y\min}$ с перегрузкой $n_{y\min}^3$, $f = 1,5$. Резкий вход в пикирование, полет в болтанку (в АП соответствует расчетному случаю **G**).

D' – криволинейный полет с напором $q_{\max\max}$ и перегрузкой $n_{y\min}^3$, $f = 1,5$. Отрицательный выход из пикирования, нисходящий порыв при пикировании или планировании (в АП соответствует случаю **E**).

Диаграммы $n_y^3 - q$ и $n_y^3 - C_y$ для расчетных случаев показаны на рисунке 4.4.

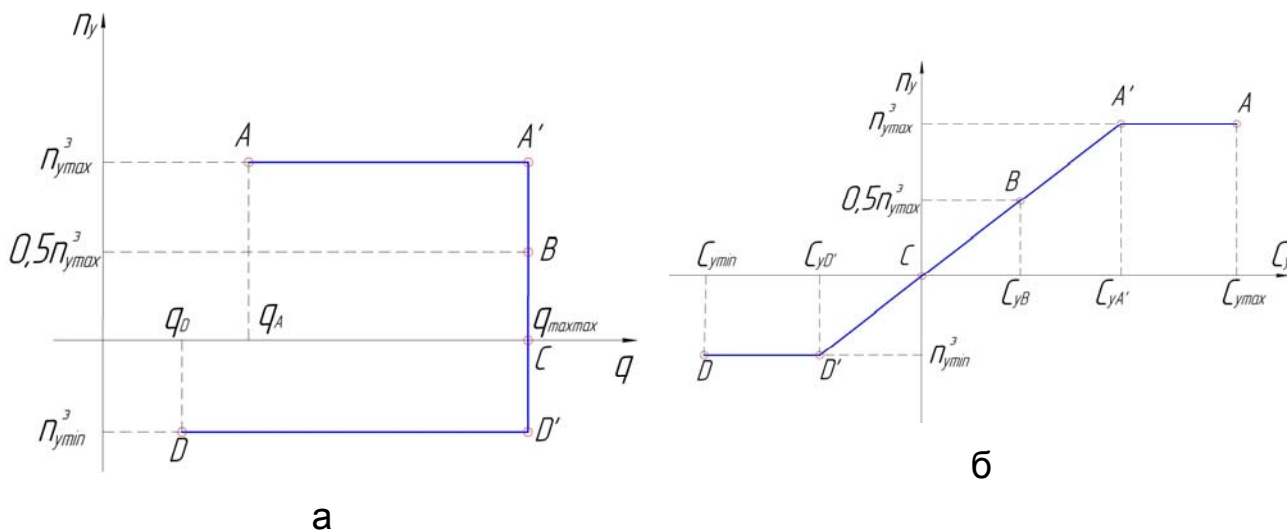


Рисунок 4.4 – Диаграммы $n_y^3 - q$ (а) и $n_y^3 - C_y$ (б) для расчетных случаев

Зависимости для определения скоростного напора и коэффициента подъемной силы для некоторых расчетных случаев будут иметь вид

$$q_A = \frac{n_{y\max}^3 \cdot \rho}{C_{y\max}};$$

$$q_D = \frac{n_{y\min}^3 \cdot \rho}{C_{y\min}}.$$

$$C_{yA'} = \frac{n_{y\max}^3 \cdot \rho}{q_{\max\max}};$$

$$C_{yB} = \frac{0,5 \cdot n_{y\max}^3 \cdot \rho}{q_{\max\max}};$$

$$C_{yD'} = \frac{n_{y\min}^3 \cdot \rho}{q_{\max\max}}.$$

Кроме величин n_y , C_y , q , f для каждого расчетного случая необходимо знать распределение воздушных и массовых нагрузок по агрегатам самолета.

Воздушные нагрузки распределяют по результатам продувок, массовые нагрузки рассчитывают по выражению

$$P_i^3 = n_y^3 \cdot G_i.$$

Расчетную нагрузку для каждого случая необходимо определять с использованием коэффициентов безопасности:

$$n_y^p = n_y^3 \cdot f ;$$

$$P_i^p = P_i^3 \cdot f .$$

4.8 Коэффициент безопасности

Это число, показывающее, во сколько раз расчетная нагрузка должна быть больше эксплуатационной.

Основное назначение коэффициента безопасности:

1. Обеспечение невозможности появления максимальной расчетной перегрузки n_y^p за все время эксплуатации всего парка самолетов данного типа.
2. Обеспечение эксплуатации конструкции без накопления остаточных деформаций.

Наряду с основным коэффициентом безопасности в разделе D регламентированы дополнительные коэффициенты безопасности для локальных мест конструкции – литья, стыковых узлов, сварки, шарнирных соединений, тросов, композиционных материалов и др.

5 Расчет нагрузок на крыло самолета

Расчет нагрузок на крыло самолета регламентирован расчетными случаями НЛГ, к которым относятся:

- 1) полетные случаи с убранной взлетно-посадочной механизацией при симметричных полетных условиях (А, А', В, С, D, D');
- 2) несимметричные нагрузки на крыло, условие вращения;
- 3) полетные случаи с выпущенной взлетно-посадочной механизацией ;
- 4) взлетно-посадочные случаи (практически все случаи нагружения основных стоек шасси).

В полете на крыло действуют поверхностные силы (аэродинамические, тяга двигателей) и массовые силы (вес конструкции крыла, агрегатов, топлива и инерционные силы при выполнении маневров).

Расчет нагрузок сводится к выполнению следующих этапов:

- определение равнодействующих воздушных и массовых нагрузок на крыло;
- расчет распределения аэродинамической нагрузки по размаху и хорде крыла;
- расчет распределения массовых нагрузок по крылу (масса крыла и топлива);
- расчет поперечных сил, изгибающих и приведенных моментов по размаху крыла.

5.1 Расчет равнодействующей нагрузки на крыло

В НЛГ для каждого расчетного случая задана величина эксплуатационной перегрузки. Расчет нагрузок принято выполнять для эксплуатационных перегрузок.

Эксплуатационную нагрузку на крыло и уравнивающую нагрузку на горизонтальное оперение (ГО) определяют из условия

$$\sum F_y = 0 \rightarrow Y_{кр} - Y_{го} = n_y^3 \cdot G;$$

$$Y_{кр} = n_y^3 \cdot G + Y_{го}.$$

В рассматриваемом случае нагрузка на ГО есть уравнивающая (балансирующая) нагрузка (рисунок 5.1).

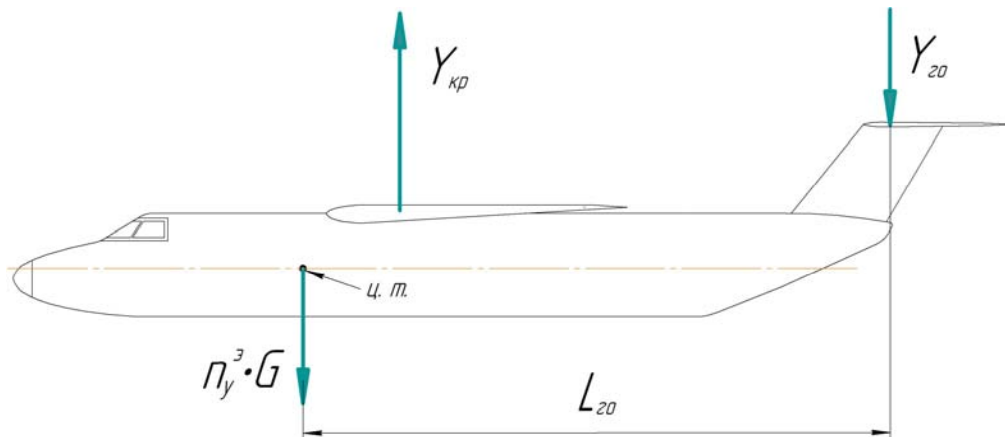


Рисунок 5.1 – Эксплуатационная нагрузка на крыло и уравнивающая нагрузка на горизонтальное оперение

Уравнивающую нагрузку следует находить из условия равенства момента самолета без ГО и момента, создаваемого ГО:

$$M_z^{\delta_{го}} = M_z^{20};$$

$$M_z^{20} = Y_{го} \cdot L_{го}, \quad M_z^{\delta_{го}} = m_z^{\delta_{го}} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_{кр} \cdot b_{сах}.$$

Коэффициент $m_z^{\delta_{го}}$ определяют в результате продувок для рассматриваемой центровки самолета. Для углов атаки, принимаемых в полете, значение $m_z^{\delta_{го}}$ равно

$$m_z^{\delta_{го}} = m_{z_0} + m_z^{C_y} \cdot C_y,$$

где m_{z_0} – коэффициент момента самолета без учета ГО при $C_y = 0$;

$m_z^{C_y}$ – производная коэффициента момента по C_y .

Уравновешивающая эксплуатационная нагрузка на ГО составит

$$Y_{zo}^{\text{э}} = m_z^{b_{zo}} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_{\text{кр}} \cdot \frac{b_{\text{сах}}}{L_{zo}}.$$

Согласно приложению А к **FAR. 23** на ранних стадиях проектирования уравновешивающую нагрузку на ГО можно принимать

$$Y_{zo}^{\text{э}} = 0,05n_y^{\text{э}} \cdot G,$$

тогда

$$Y_{\text{кр}}^{\text{э}} = 1,05n_y^{\text{э}} \cdot G,$$

Расчетное значение нагрузки на крыло и значение уравновешивающей нагрузки на ГО будут, соответственно, равны

$$Y_{\text{кр}}^{\text{р}} = Y_{\text{кр}}^{\text{э}} \cdot f, \quad Y_{zo}^{\text{р}} = Y_{zo}^{\text{э}} \cdot f,$$

где f – коэффициент безопасности.

Равнодействующая массовой нагрузки от веса крыла может быть найдена по формуле

$$P_{\text{кр}}^{\text{э}} = n_y^{\text{э}} \cdot G_{\text{кр}},$$

где $G_{\text{кр}}$ – вес крыла самолета.

По статистике принимают $G_{\text{кр}} = (8...12\%) \cdot G_{\text{взл}}$. В первом приближении $G_{\text{кр}} = 0,1 \cdot G_{\text{взл}}$.

Расчетное значение массовой нагрузки будет равно

$$P_{\text{кр}}^{\text{р}} = n_y^{\text{р}} \cdot G_{\text{кр}}; \quad n_y^{\text{р}} = n_y^{\text{э}} \cdot f.$$

Равнодействующая нагрузка от веса топлива определяется так:

$$P_m^s = n_y^s \cdot G_m; \quad P_m^p = n_y^p \cdot G_m.$$

Нагрузки от сосредоточенных весов и агрегатов, расположенных в крыле:

$$P_{agr}^s = n_y^s \cdot G_{agr}; \quad P_{agr}^p = n_y^p \cdot G_{agr}.$$

5.2 Распределение воздушной нагрузки по размаху крыла

Распределенная (погонная) воздушная нагрузка на крыло это есть подъемная сила, создаваемая отсеком крыла единичной длины (рисунок 5.2).

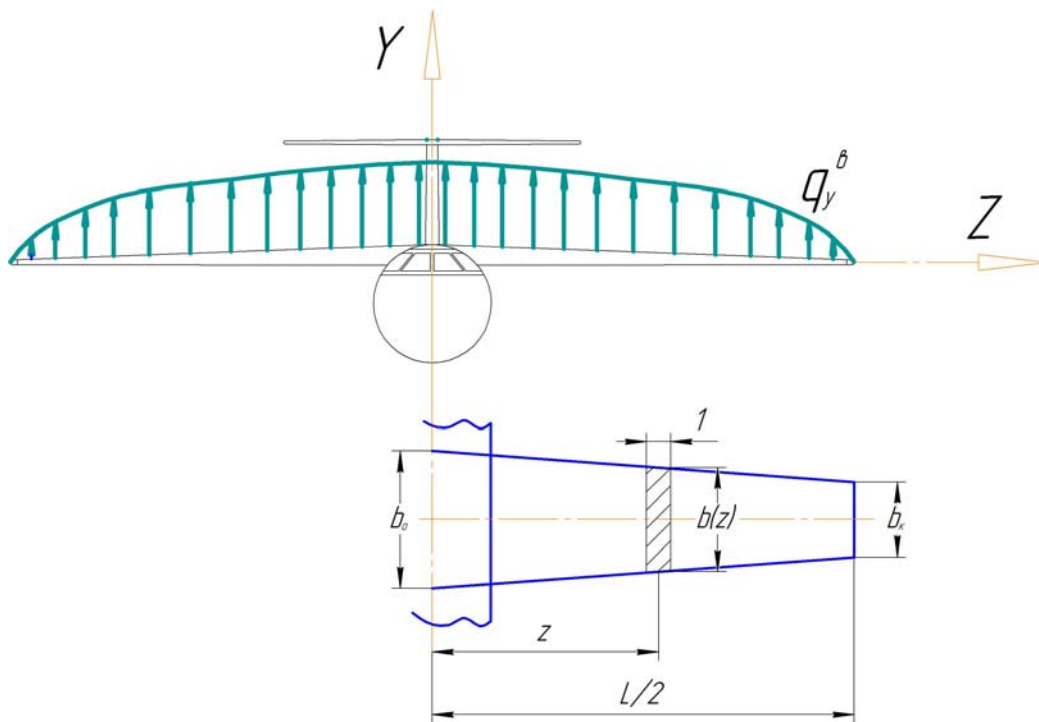


Рисунок 5.2 – Распределенная (погонная) воздушная нагрузка на крыло

Погонное значение подъемной силы в произвольном сечении крыла равно

$$q_y^e(z) = C_{y_{сеч}}(z) \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot b(z) \cdot 1,$$

где $C_{y_{сеч}}(z)$ – коэффициент подъемной силы для сечения;

$b(z)$ – хорда профиля в сечении крыла;

$\frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – скоростной напор.

Скоростной напор определим из уравнения

$$Y_{кр}^э = C_{у\ кр} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_{кр};$$

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} = \frac{Y_{кр}^э}{C_{у\ кр} \cdot S_{кр}}.$$

Тогда

$$q_y^э(z) = Y_{кр}^э \frac{C_{у\ сеч}(z) \cdot b(z)}{C_{у\ кр} \cdot S_{кр}} = \frac{Y_{кр}^э}{L} \cdot \frac{C_{у\ сеч}(z) \cdot b(z)}{C_{у\ кр} \cdot b_{сгх}},$$

где $C_{у\ кр}$ – коэффициент подъемной силы крыла в целом;

$b_{сгх}$ – средняя геометрическая хорда крыла;

$b(z)$ – хорда крыла в сечении z ;

L – размах крыла самолета.

Второй сомножитель обозначает относительную циркуляцию – это отношение действующей погонной нагрузки на крыло к погонной нагрузке прямоугольного крыла:

$$\Gamma(z) = \frac{C_{у\ сеч}(z) \cdot b(z)}{C_{у\ кр} \cdot b_{сгх}}.$$

Таким образом,

$$q_y^э(z) = \frac{Y_{кр}^э}{L} \Gamma(z).$$

Характер изменения циркуляции по размаху крыла зависит от:

- формы крыла в плане;
- стреловидности крыла;

- аэродинамической и геометрической крутки крыла;
- наличия надстроек (мотогондолы, влияния фюзеляжа и т. д.).

Относительную циркуляцию Γ принято задавать в виде суммы относительной циркуляции прямого плоского крыла с поправками учета стреловидности, крутки крыла, интерференции:

$$\Gamma = \Gamma_{пр} + \Delta\Gamma_{\chi} + \Delta\Gamma_{\phi} + \Delta\Gamma_{надстр},$$

где $\Gamma_{пр}$ – относительная циркуляция прямого плоского изолированного крыла, которая зависит от удлинения и сужения крыла ($\Gamma_{пр} = f(\lambda, \eta)$).

Удлинение крыла:

$$\lambda = \frac{L^2}{S_{кр}}.$$

Сужение крыла:

$$\eta = \frac{b_o}{b_k},$$

где b_o , b_k – корневая и концевая хорды крыла соответственно.

Поправка на стреловидность. Поправку на стреловидность принято рассчитывать по следующей зависимости:

$$\Delta\Gamma_{\chi} = \Delta\Gamma_{45^\circ} \frac{\chi^\circ}{45^\circ},$$

где $\Delta\Gamma_{45^\circ}$ – поправка на стреловидность с углом 45° ;

χ° – угол стреловидности, который принято определять по 0,25 хорд крыла.

На рисунке 5.3 показана зависимость относительной циркуляции от угла стреловидности.

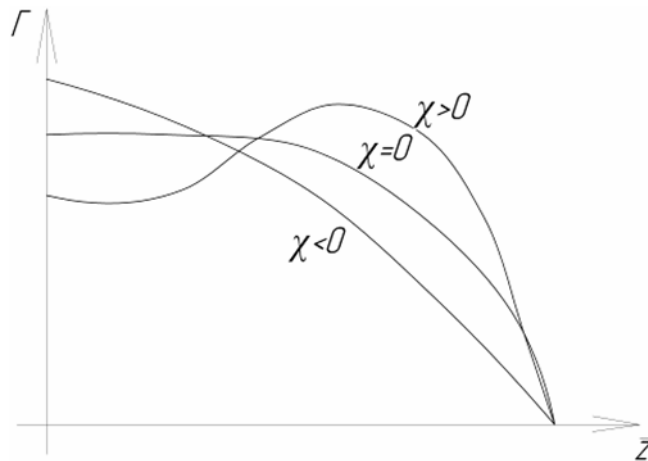


Рисунок 5.3 – Зависимость относительной циркуляции от угла стреловидности крыла

Поправка на крутку. Величину $\Delta\Gamma_\varphi$ определяют по следующей зависимости:

$$\Delta\Gamma_\varphi = \Delta\Gamma_{\varphi=1} \cdot \varphi^\circ,$$

где $\Delta\Gamma_{\varphi=1}$ – табулированное значение поправки на крутку с $\varphi = 1^\circ$.

На рисунке 5.4 показано изменение поправки на крутку по длине консоли крыла.

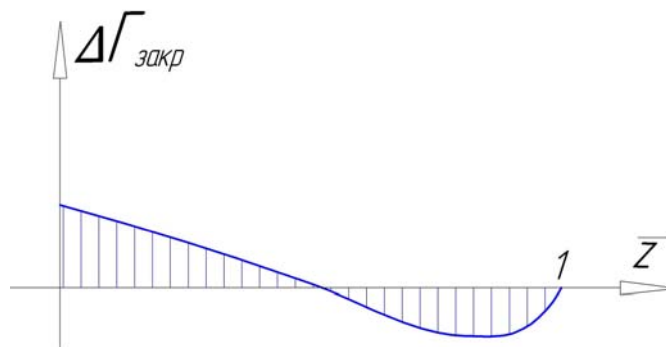


Рисунок 5.4 – Изменение поправки на крутку

Поправка от влияния надстроек. Для расчета поправки влияния фюзеляжа и мотогондол применяют результаты продувок. На участках, где расположены надстройки, подъемная сила уменьшается за счет ее перераспределения на остальной части крыла.

Влияние надстроек учитывается во всех расчетных случаях, кроме А, С и Д (учитывается на малых углах атаки).

При отсутствии продувок, перераспределение воздушной нагрузки учитывается следующим образом (рисунок 5.5):

- 1) строим эпюру относительной циркуляции прямого крыла $\Gamma_{пр}$;
- 2) определяем «провалы» на участках фюзеляжа и мотогондолы:

$$\Delta\Gamma_{\phi} = \Gamma_{пр\phi} \cdot k; \quad \Delta\Gamma_{м} = \Gamma_{прм} \cdot k,$$

где k – коэффициент, зависящий от величины C_y ;

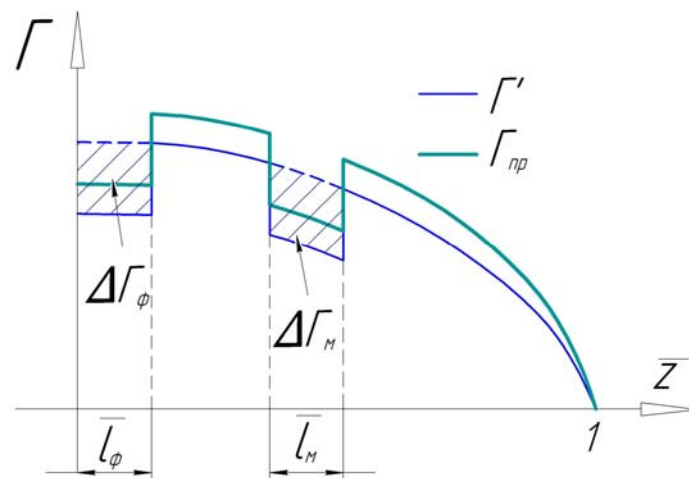


Рисунок 5.5 – Поправка от влияния надстроек

3) получаем эпюру $\Gamma' = \Gamma_{пр} - \Delta\Gamma_{\phi} - \Delta\Gamma_{м}$. Эпюра Γ' не является относительной циркуляцией, поскольку интеграл от Γ' не равен единице:

$$\int_0^1 \Gamma' d\bar{z} = \int_0^1 \Gamma_{пр} d\bar{z} - \int_0^1 \Delta\Gamma_{\phi} d\bar{z} - \int_0^1 \Delta\Gamma_{м} d\bar{z} = 1 - m \neq 1,$$

$$m = \int_0^1 \Delta\Gamma_{\phi} d\bar{z} + \int_0^1 \Delta\Gamma_{м} d\bar{z} = \frac{2k}{L} \cdot \left(\Gamma_{пр\phi} \frac{d_{\phi}}{2} + \Gamma_{прм} \cdot d_{м} \right);$$

4) нормируем эпюру Γ' и получаем эпюру относительной циркуляции:

$$\Gamma_{пр} = \frac{\Gamma'}{1-m}$$

5.3 Распределение воздушных нагрузок по хорде крыла

Точка приложения равнодействующей воздушной нагрузки по хорде крыла (центр давления) зависит от рассматриваемого расчетного случая.

В частности, для расчетного случая А:

$$n_y = n_{y\max}^3; \quad C_y = C_{y\max}$$

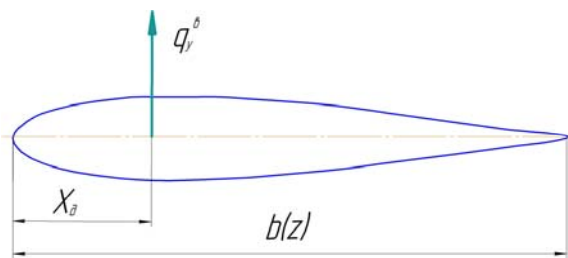


Рисунок 5.6 – Положение центра давления

По величине C_y и атласу авиационных профилей определяют относительную координату центра давления (рисунок 5.6):

$$\bar{X}_\delta = \frac{X_\delta}{b(z)} \rightarrow X_\delta = \bar{X}_\delta \cdot b(z)$$

$$\bar{X}_\delta = -\frac{C_{mкр}}{C_y},$$

где $C_{mкр}$ – среднее значение коэффициента момента крыла.

Для расчетного случая D характерны такие параметры:

$$n_y = n_{y\max}^3; \quad V = V_D$$

В этом случае коэффициент подъемной силы крыла C_y можно определить из следующих соотношений:

$$Y^3 = n_{y\max}^3 \cdot G_c; \quad Y^3 = C_y \frac{\rho \cdot V_o^2}{2} S_{кр}$$

$$C_y = 2 \frac{n_{y\max}^3 \cdot G_c}{\rho \cdot V_o^2 \cdot S_{кр}}$$

Зная величину C_y , можно определить координату центра давления \bar{X}_a .

Аналогичные вычисления проводятся и для других расчетных случаев.

5.4 Распределение нагрузки от веса конструкции крыла

На самолет, как в полете так и на земле, действует нагрузка от массы составляющих конструкцию агрегатов. На крыло также действует массовая нагрузка от его собственного веса. В приближенных расчетах можно считать, что погонная нагрузка массовых сил крыла пропорциональна хордам:

$$q_y^{кр}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{кр}}{S_{кр}} b(z),$$

где $G_{кр}$ – вес крыла.

По статистике точка приложения этой нагрузки (линия центров тяжести) в сечении крыла составляет $(0,4...0,45) \cdot b(z)$ от носка крыла.

5.5 Распределение нагрузки от веса топлива

В общем случае распределение нагрузки от веса топлива можно находить пропорционально площади поперечных сечений бака:

$$q_y^T(z) = n_y^3 \cdot \gamma \cdot g \cdot S_6(z),$$

где γ – удельный вес топлива, равный $0,8 \frac{т}{м^3}$ (для керосина);

$S_6(z)$ – площадь поперечного сечения бака.

Тогда

$$\int_0^{l_6} q_y^T(z) \cdot dz = n_y^3 \cdot G_T;$$

$$n_y^3 \cdot \gamma \int_0^{l_6} S_6(z) \cdot dz = n_y^3 \cdot \gamma \cdot V_6 = n_y^3 \cdot G_T.$$

На практике, поскольку происходит выработка топлива, допустимо распределять нагрузку от веса топлива по линейной зависимости (рисунок 5.7):

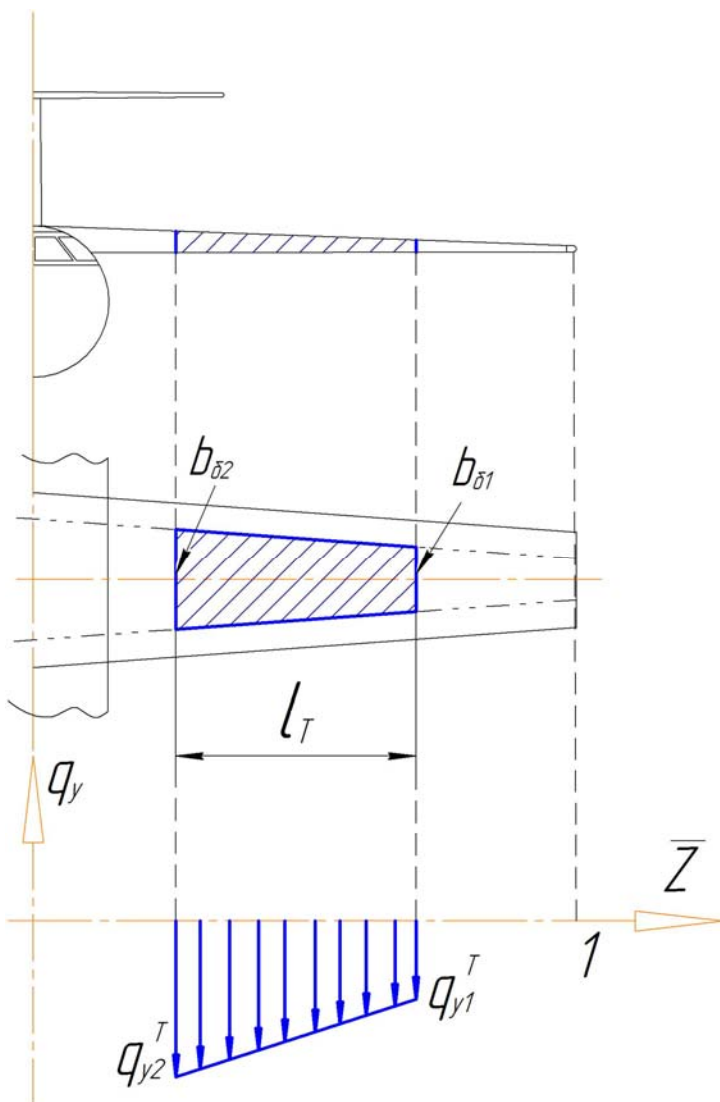


Рисунок 5.7 – Распределение нагрузки от веса топлива по линейной зависимости

$$\begin{cases} \frac{q_{y1}^T + q_{y2}^T}{2} l_6 = n_y^3 \cdot G_T; \\ \frac{q_{y1}^T}{q_{y2}^T} = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}}; \end{cases}$$

↓

$$\begin{cases} q_{y1}^T + q_{y2}^T = \frac{2 \cdot n_y^3 \cdot G_T}{l_6}; \\ q_{y1}^T = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} q_{y2}^T; \end{cases}$$

↓

$$\begin{cases} q_{y2}^T = \frac{2 \cdot n_y^3 \cdot G_T}{l_6 \left(1 + \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} \right)}; \\ q_{y1}^T = \frac{b_{\delta 1}}{b_{\delta 2}} q_{y2}^T; \end{cases}$$

Точка приложения

распределенной нагрузки от веса топлива в сечении крыла совпадает с центром тяжести поперечного сечения бака. По статистике это $0,45b(z)$ от носка крыла.

5.6 Построение эпюр поперечных сил, изгибающих и приведенных моментов по размаху крыла

Для крыльев большого удлинения широко используется расчетная схема тонкостенного стержня. Для этой расчетной схемы нагрузки представляют в виде эпюр поперечных усилий, изгибающих и крутящих моментов вдоль размаха крыла.

Эпюру поперечных сил получают путем интегрирования эпюры распределенной суммарной нагрузки с учетом сосредоточенных нагрузок. Суммарная распределенная нагрузка (рисунок 5.8) равна

$$q_y^{\Sigma}(z) = q_y^e(z) - q_y^{kp}(z) - q_y^T(z).$$

При исследовании закона распределения поперечных сил и изгибающих моментов по длине крыла вначале находят функции $Q(z)$ и $M(z)$ от воздействия распределенной нагрузки $q_y^{\Sigma}(z)$. Для этого методом численного интегрирования вычисляют интегралы:

$$Q(z) = \int_0^z q_y^{\Sigma}(z) dz - \sum G_{zpi} \cdot n_y^3;$$

$$M(z) = \int_0^z Q(z) dz.$$

В сумму включают сосредоточенные грузы, расположенные до сечения с координатой z от конца консоли крыла.

Интегрирование проводят, начиная от конца крыла.

На практике выполняют численное интегрирование, используя метод трапеций. При этом длину консоли крыла разбивают на k участков. Тогда длина участка:

$$\Delta z = \frac{L_k}{k},$$

где L_k – длина консоли крыла.

В рамках курсового проекта рекомендуется принимать $k = 10$.

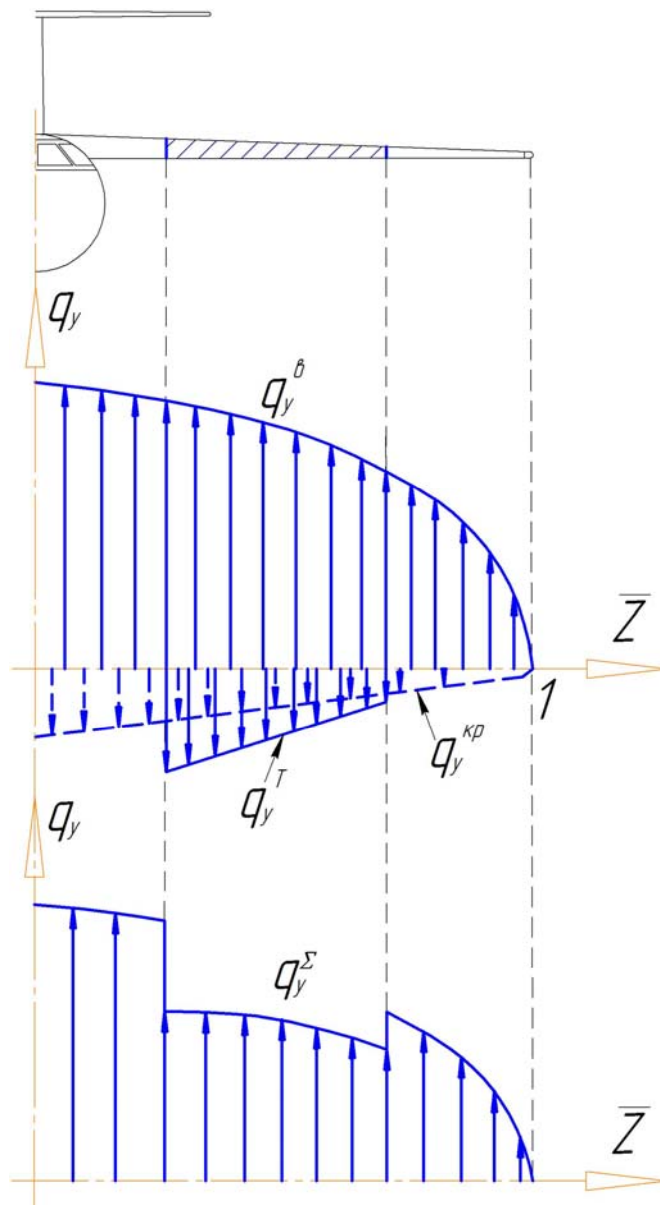


Рисунок 5.8 – Суммарная распределенная нагрузка

Далее необходимо пронумеровать точки соответствующих участков, начиная с первой точки на плоскости симметрии самолета.

Приращение поперечной силы на последнем участке составит:

$$\Delta Q_{10} = \frac{2}{3} q_{y10}^{\Sigma} \cdot \Delta z;$$

$$Q_{11} = 0; \quad Q_{10} = \Delta Q_{10}.$$

Для остальных участков зависимости в общем виде будут иметь вид:

$$\Delta Q_i = \frac{q_{y_i}^\Sigma + q_{y_{i+1}}^\Sigma}{2} \cdot \Delta z - G_{aэpi} \cdot n_y^3; \quad i = 9 \dots 1;$$

$$Q_i = Q_{i+1} + \Delta Q_i.$$

На рисунке 5.9 показан характерный вид эпюры поперечных сил по размаху консоли крыла с двумя двигателями.

Эпюра изгибающих моментов (рисунок 5.10) строится путем интегрирования эпюры поперечных сил $Q(z)$.

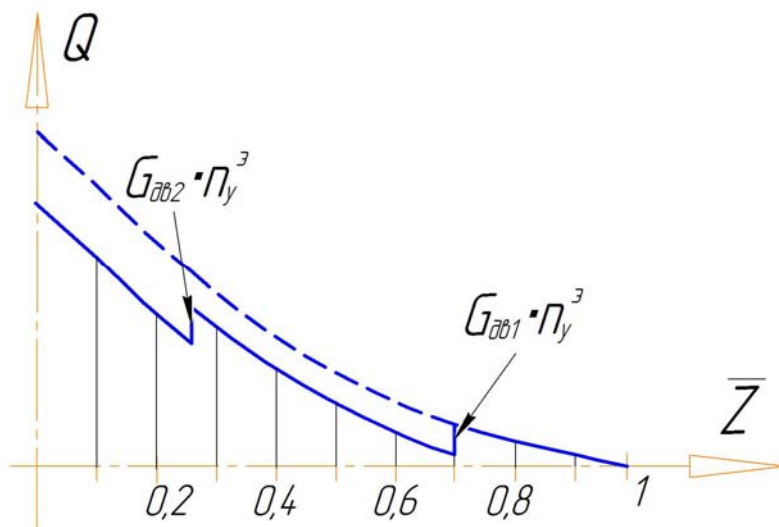


Рисунок 5.9 – Эпюра поперечных сил по размаху консоли крыла

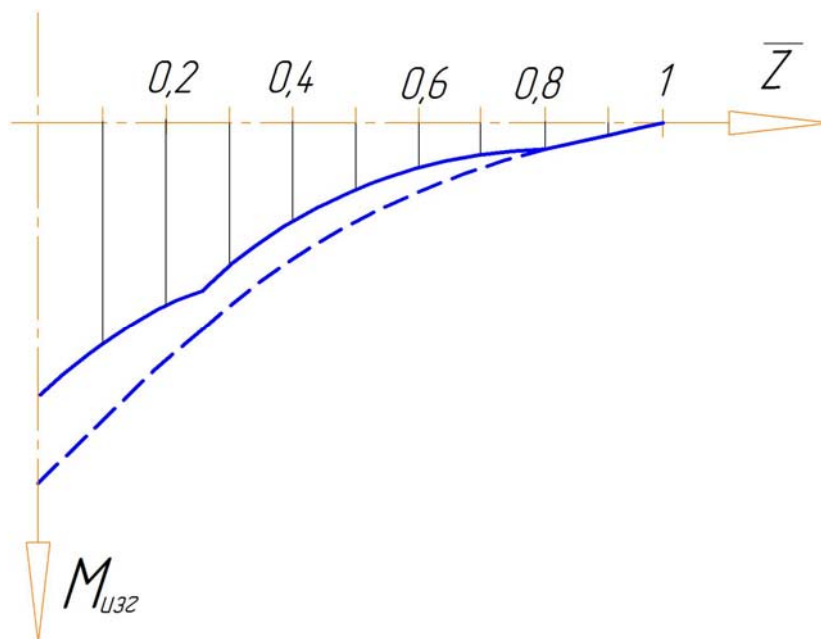


Рисунок 5.10 – Эпюра изгибающих моментов по размаху консоли крыла

При использовании процедуры численного интегрирования зависимости примут такой вид:

$$\Delta M_{10} = \frac{1}{2} Q_{10} \cdot \Delta z;$$

$$M_{11} = 0; \quad M_{10} = \Delta M_{10};$$

$$\Delta M_i = \frac{Q_i + Q_{i+1}}{2} \cdot \Delta z; \quad i = 9 \dots 1;$$

$$M_i = M_{i+1} + \Delta M_i.$$

Результаты расчета Q_i и M_i сводят в таблицу (таблица 5.1).

Таблица 5.1 – Результаты расчетов

Номер сечения	$\Gamma_{пр}$	$\Delta \Gamma_x$	Γ	$b(z)$	q_y^s	$q_y^{кр}$	q_y^T	q_y^Σ	ΔQ	Q^s	ΔM	M^s
1												
2												
...												
9												
10												

При проектировании крыла и его расчете на прочность должны быть известны крутящие моменты в сечениях по длине крыла.

Крутящий момент в сечении крыла есть произведение поперечной силы на величину расстояния до центра жесткости. На стадии расчета нагрузок положение центра жесткости в сечении неизвестно. Поэтому вместо эпюры крутящих моментов строят эпюру приведенных моментов относительно произвольно выбранной оси приведения. Для этого на виде сверху выбирают положение оси приведения (рекомендуется ось приведения направлять перпендикулярно плоскости симметрии самолета

через начало корневой хорды), линий центров давления и центров тяжести крыла и топлива (рисунок 5.11).

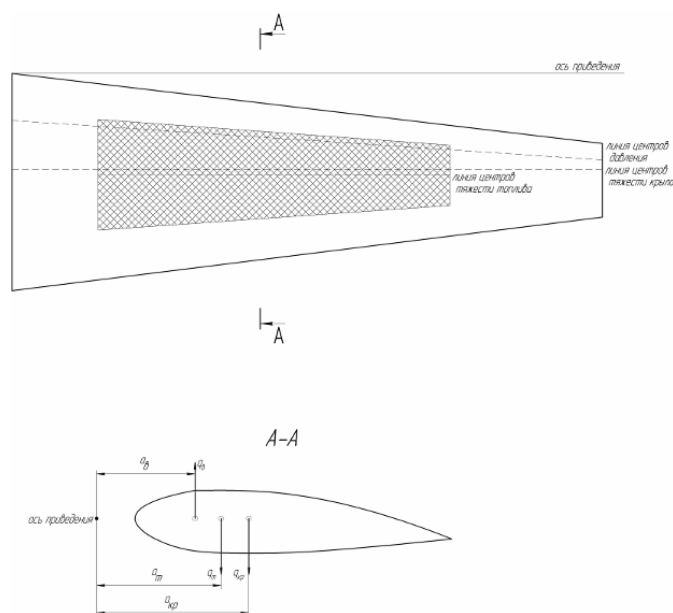


Рисунок 5.11 – Положение оси приведения, линий центров давления и центров тяжести крыла и топлива

Выражение для определения погонных приведенных моментов в сечениях крыла имеет вид

$$m_z(z) = q_y^e(z) \cdot a_e - q_y^{кр}(z) \cdot a_{кр} - q_y^T(z) \cdot a_T,$$

где a_e , $a_{кр}$, a_T – расстояния от оси приведения до соответствующих нагрузок в каждом сечении крыла.

Эпюру приведенных моментов $M_{пр}(z)$ (рисунок 5.12) получают путем интегрирования эпюры погонных приведенных моментов по длине крыла:

$$M_{пр}(z) = \int_0^z m_z(z) dz \pm \sum_{i=1}^n G_{агр i} \cdot n_y^3 \cdot a_{агр i},$$

где $a_{агр i}$ – расстояние от оси приведения до центра тяжести агрегата.

Если направление приведенного момента относительно оси приведения, создаваемого силой от веса агрегата, совпадает с

направлением крутящего момента, возникающего от действия нагрузки q_y^e , то необходимо принимать знак «+», в противоположном случае – знак «-».

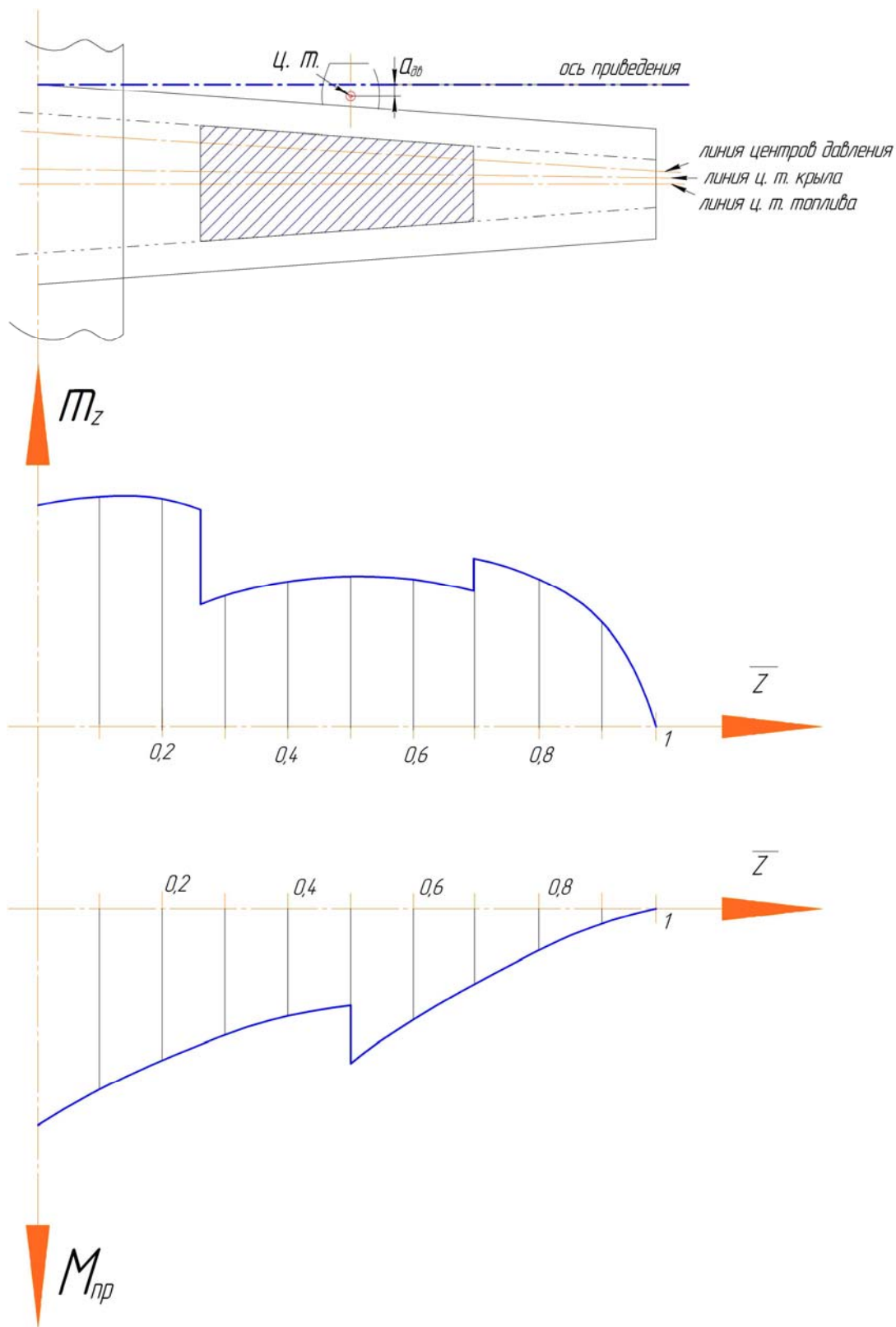


Рисунок 5.12 – Приведенные погонные моменты и крутящий момент по длине консоли

При вычислении $M_{пр}(z)$ используют процедуру численного интегрирования. В случае применения метода трапеций выражения примут такой вид:

$$\Delta M_{пр10} = \frac{2}{3} m_{z10} \cdot \Delta z;$$

$$M_{пр11} = 0; \quad M_{пр10} = \Delta M_{пр10};$$

$$\Delta M_{прi} = \frac{m_{zi} + m_{zi+1}}{2} \cdot \Delta z \pm \sum G_{азpi} \cdot n_y^3 \cdot a_{азpi}; \quad i = 9 \dots 1;$$

$$M_{прi} = M_{прi+1} + \Delta M_{прi}.$$

Эюра приведенных моментов позволяет определить расстояние от точки приложения равнодействующей нагрузки в сечении крыла до оси приведения.

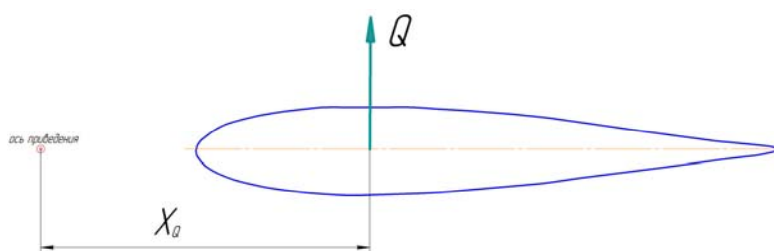


Рисунок 5.13 – Расстояние от точки приложения равнодействующей нагрузки в сечении крыла до оси приведения

Результаты расчета приведенных моментов приводят в виде таблицы (таблица 5.2).

Таблица 5.2 – Результаты расчета

№ сечения	q_y^e	a_e	$q_y^{кр}$	$a_{кр}$	q_y^T	a_T	m_z	$\Delta M_{пр}$	$M_{пр}$	X_Q
1										
2										
...										
9										
10										

5.7 Проверка правильности построения эпюр поперечных сил, изгибающих и приведенных моментов

На этапе проверки вес топлива принимают как сосредоточенную нагрузку.

Суммарная распределенная нагрузка составит

$$q_y^{\Sigma}(z) = q_y^e(z) - q_y^{kp}(z).$$

$$q_y^e(z) = \frac{Y_{kp}^3}{L} \Gamma(z); \quad \Gamma(z) = \frac{C_{ysech}(z) \cdot b(z)}{C_{ykp} \cdot b_{сгх}}.$$

На этапе проверки можно приближенно считать:

$$C_{ysech}(z) \approx C_{ykp},$$

$$q_y^e(z) = \frac{Y_{kp}^3}{L \cdot b_{сгх}} b(z) = \frac{Y_{kp}^3}{S_{kp}} b(z) = \frac{1,05 n_y^3 \cdot G_c}{S_{kp}} b(z),$$

$$q_y^{kp}(z) = \frac{n_y^3 \cdot G_{kp}}{S_{kp}} b(z).$$

Тогда суммарная нагрузка будет равна

$$q_y^{\Sigma}(z) = \frac{n_y^3 (1,05 G_c - G_{kp})}{S_{kp}} b(z).$$

Поперечную силу найдем как:

$$Q(z) = \int_0^z q_y^{\Sigma}(z) dz = \frac{n_y^3 (1,05 G_c - G_{kp})}{S_{kp}} \int_0^z b(z) dz.$$

$$Q(z) = \frac{n_y^3 (1,05 G_c - G_{kp})}{S_{kp}} S_{отс}(z).$$

При $z = L_k$:

$$Q_k = \frac{n_y^3 (1,05G_c - G_{кр})}{2} - \sum G_{аэpi} \cdot n_y^3.$$

В сумму нагрузок от агрегатов необходимо также включать и вес топлива в консоли крыла.

Целесообразно также проверить правильность расчета поперечной силы в корневом сечении по теореме о среднем.

Согласно теореме о среднем, поперечная сила в корневом сечении крыла может быть найдена по зависимости (рисунок 5.14):

$$Q_k = q_{y\text{cp}}^\Sigma \cdot L_k - \sum G_{аэpi} \cdot n_y^3.$$

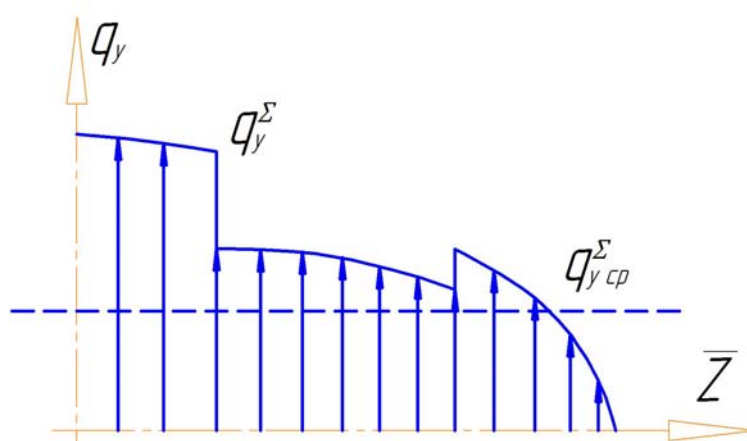


Рисунок 5.14 – Пояснение к определению поперечной силы в корневом сечении крыла

В данном случае вес топлива учитывать не следует, поскольку он уже учтен в суммарной нагрузке. Величину $q_{y\text{cp}}^\Sigma$ можно найти как среднее арифметическое значений q_y^Σ .

Проверить правильность построения эпюры изгибающих моментов можно по теореме о среднем (рисунок 5.15). Тогда величина изгибающего момента в корневом сечении будет равна

$$M = Q_{cp} \cdot L_k.$$

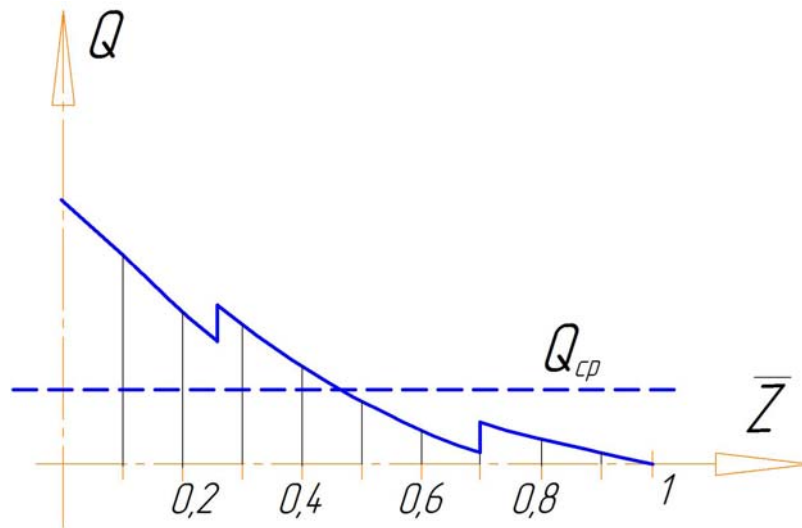


Рисунок 5.15 – Пояснение к определению изгибающего момента в корневом сечении крыла

Величину Q_{cp} можно найти как среднее арифметическое значений $Q(z)$ по сечениям крыла.

Согласно теореме о среднем, значение приведенного момента в корневом сечении будет равно (рисунок 5.16):

$$M_{пр} = m_{zcp} \cdot L_k \pm \sum G_{азpi} \cdot n_y^3 \cdot a_{азpi}$$

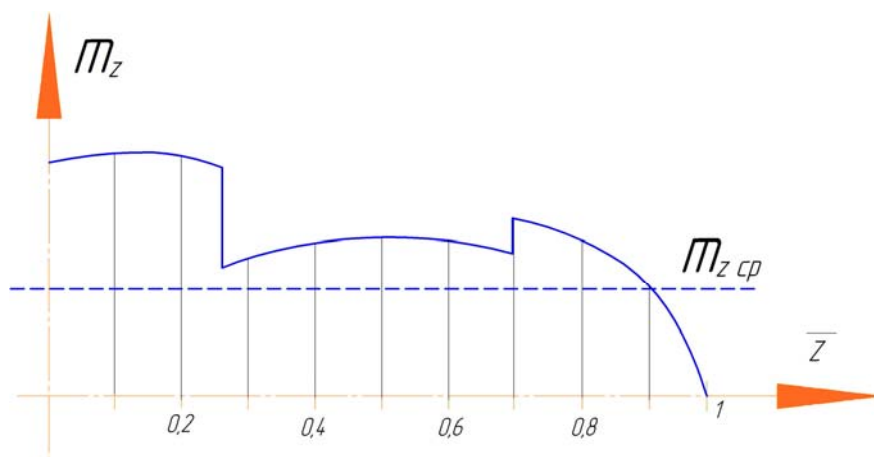


Рисунок 5.16 – Пояснение к определению приведенного момента в корневом сечении крыла

Погрешность вычисления эпюры поперечных сил не должна превышать 3 %, эпюр изгибающих и приведенных моментов – 5 %.

5.8 Особенности расчета нагрузок для стреловидного крыла

Нагрузки для стреловидных крыльев рассчитывают, используя рассмотренную методику, при этом выполняют спрямление крыла. Предварительно определяют поправку относительной циркуляции на стреловидность. Угол стреловидности принимают для 0,25 хорд крыла (рисунок 5.17).

Спрямление крыла проводят до равновеликого по площади прямого крыла по 0,5 хорд (рисунок 5.18).

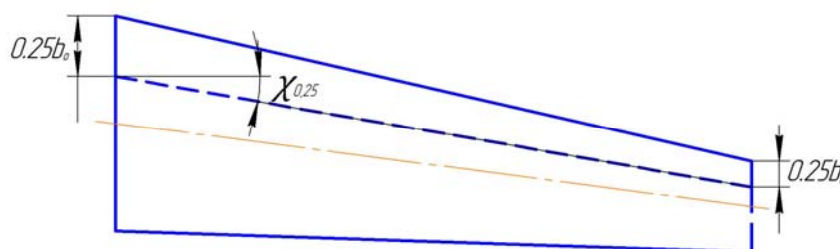


Рисунок 5.17 – Угол стреловидности для 0,25 хорд крыла

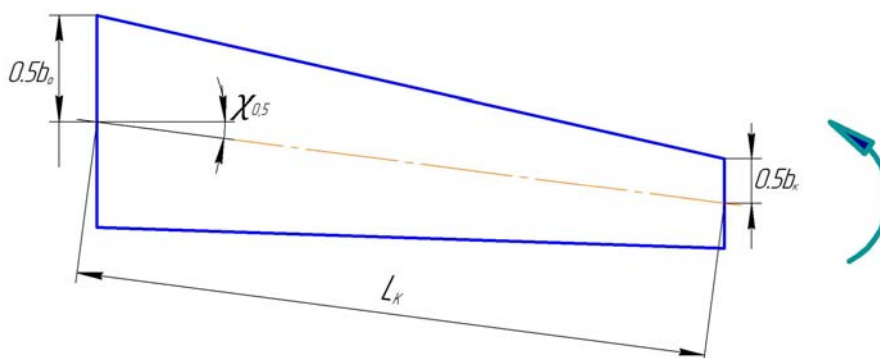


Рисунок 5.18 – Спрямление консоли крыла по 0,5 хорд

5.9 Расчет поперечных сил и изгибающих моментов в сечении крыла в связанной системе координат

Рассмотренная ранее методика расчета нагрузок соответствует определению поперечных сил и изгибающих моментов в скоростной системе координат. Фактически определены поперечная сила по оси Y , т. е. Q_y , и момент относительно оси X – M_x .

Получим соотношения для расчета поперечной силы и изгибающего момента в связанной системе координат (рисунки 5.19, 5.20).

Для этого должна быть известна поляра самолета для каждого расчетного случая и угол атаки α .

Тогда

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{C_x}{C_y}; \quad \theta = \operatorname{arctg}\left(\frac{C_x}{C_y}\right); \quad \beta = \theta - \alpha.$$

$$Q_R = \frac{Q_y}{\cos\theta}; \quad Q_x = Q_y \cdot \operatorname{tg}\theta;$$

$$M_R = \frac{M_x}{\cos\theta}; \quad M_y = M_x \cdot \operatorname{tg}\theta.$$

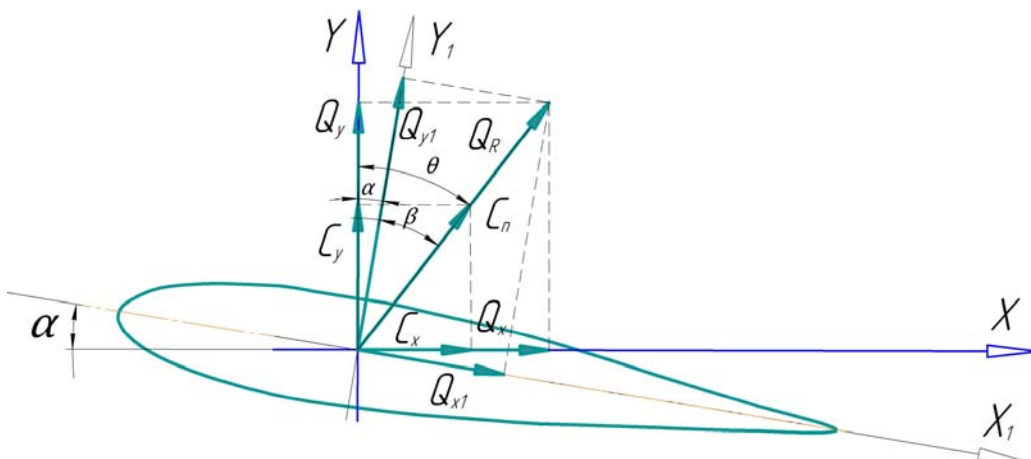


Рисунок 5.19 – Поперечная сила в скоростной и связанной системах координат

Проекции Q_R на оси связанной системы координат будут, соответственно, равны:

$$Q_{y1} = Q_R \cdot \cos\beta; \quad Q_{y1} = Q_y \cdot \frac{\cos\beta}{\cos\theta};$$

$$Q_{x1} = Q_R \cdot \sin\beta = Q_y \cdot \frac{\sin\beta}{\cos\theta};$$

Проекции M_R на связанные оси координат будут, соответственно, равны:

$$M_{x1} = M_R \cdot \cos \beta; \quad M_{x1} = M_x \cdot \frac{\cos \beta}{\cos \theta};$$

$$M_{y1} = M_R \cdot \sin \beta = M_x \cdot \frac{\sin \beta}{\cos \theta}.$$

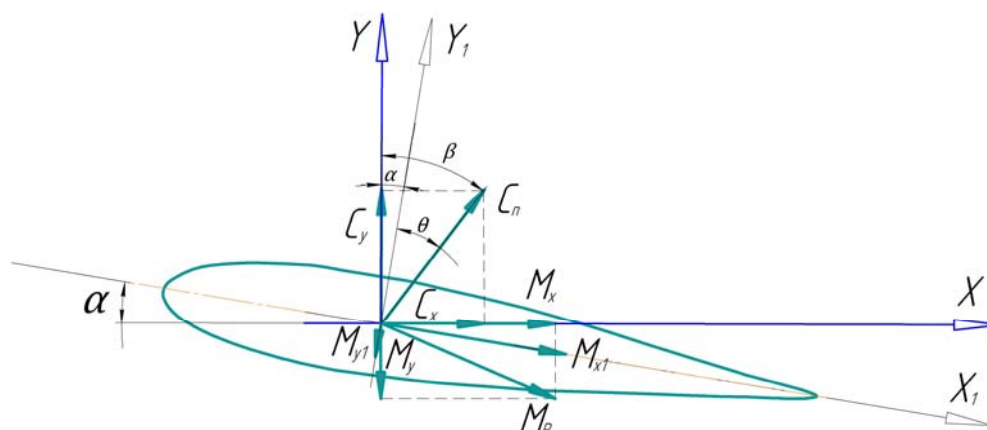


Рисунок 5.20 – Изгибающий момент в скоростной и связанной системах координат

6 Критерии прочности элементов конструкций

Различают критерии прочности при растяжении и сжатии. Используют критерии прочности для материала, а также для элементов конструкции.

6.1 Критерии прочности материала при растяжении и сжатии

В качестве критериев прочности материала при растяжении рассматривают напряжение и деформацию временного сопротивления. Эти величины определяют экспериментальным путем в результате построения диаграммы деформирования конструкционного материала в зависимости от состояния поставки.

Типовая диаграмма деформирования авиационных конструкционных материалов показана на рисунке 6.1. Приняты следующие обозначения: σ_B и ε_B – напряжение и деформация временного сопротивления, после достижения которых происходит разрушение материала; $\sigma_{пц}$ – предел пропорциональности материала (до достижения $\sigma_{пц}$ происходит линейное деформирование материала, справедлив закон Гука); $\sigma_{0,2}$ – напряжение условного предела текучести. После снятия напряжений $\sigma_{0,2}$ остаточная деформация составляет 0,2% (0,002).

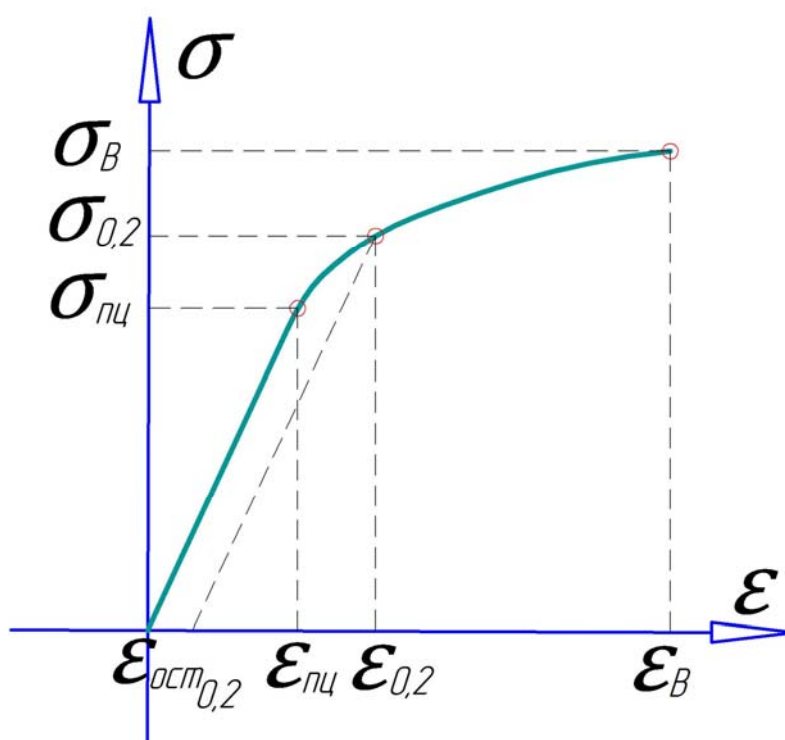


Рисунок 6.1 – Типовая диаграмма деформирования авиационных конструкционных материалов

При экспериментальном построении диаграммы монотонного деформирования в рабочей части образца устанавливают навесной тензомер (рисунок 6.2), предварительная тарировка которого позволяет измерить величину деформации при действующей нагрузке.

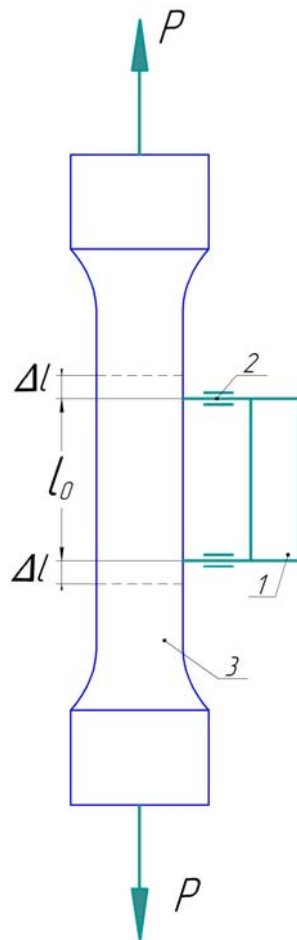


Рисунок 6.2 – Тензометр, установленный на образец:

1 – тензометр; 2 – тензодатчик, наклеенный на чувствительный элемент тензометра; 3 – рабочая часть образца; l_0 – начальная база (база тензометра); Δl – удлинение при приложении нагрузки P

При напряжениях меньше предела пропорциональности ($\sigma_{пл}$) между напряжениями и деформациями справедлива линейная зависимость (закон Гука):

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E},$$

где $E = \operatorname{tg}\alpha$ – модуль упругости материала.

Модуль упругости материала E определяют на линейном участке диаграммы деформирования материала:

$$E = \operatorname{tg} \alpha = \frac{\Delta \sigma}{\Delta \varepsilon}.$$

При напряжениях $\sigma > \sigma_{\text{пл}}$ используют различные зависимости для описания диаграммы деформирования материала. Например:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma - \sigma_{\text{пл}}}{K_c} \right)^{m_c},$$

где K_c , m_c – параметры диаграммы.

Параметры K_c и m_c вычисляют из условия наилучшего согласования с экспериментальными данными на линейном участке диаграммы $\sigma(\varepsilon)$.

При сложном напряженном состоянии в качестве критерия используют какую-либо гипотезу прочности материала. Например, для IV гипотезы находят интенсивность напряжений при сложном напряженном состоянии, которую сравнивают с величиной σ_B :

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{1}{2} \left[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2 \right]} \leq \sigma_B,$$

где σ_1 , σ_2 , σ_3 – главные напряжения.

В случае чистого сдвига в качестве критерия прочности принимают предел прочности по касательным напряжениям:

$$\tau_B = (0,6 \dots 0,65) \sigma_B.$$

В области сжатия экспериментальное получение диаграммы деформирования материала затруднено, поскольку может произойти потеря устойчивости образца. Испытания коротких образцов связаны с появлением так называемой бочкообразности (рисунок 6.3).

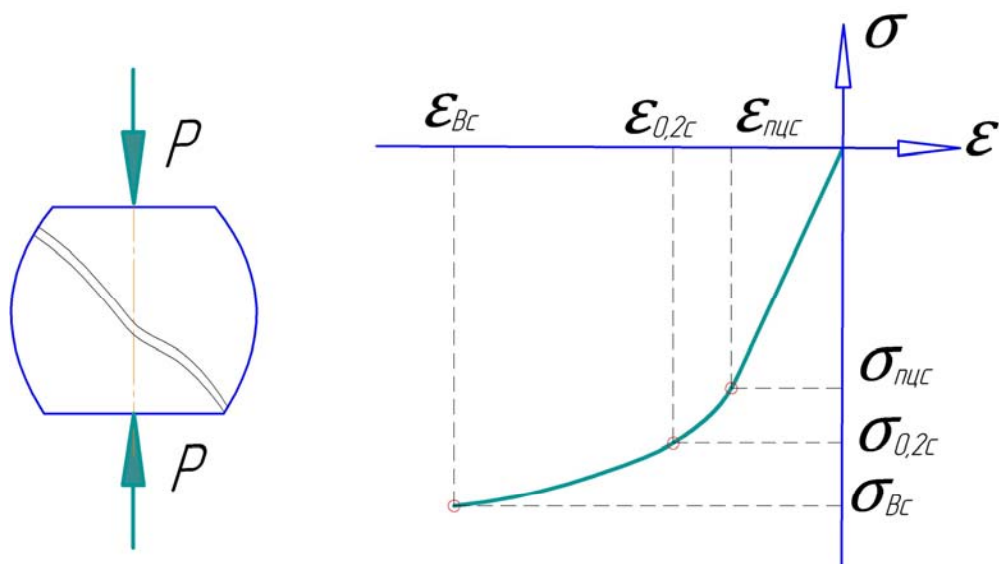


Рисунок 6.3 – Экспериментальное определение σ_B при сжатии

Для хрупких материалов разрушение имеет вид скола под углом примерно 45° , т. е. сдвигового характера.

Значение временного сопротивления при сжатии превышает величину такового при растяжении и составляет примерно

$$\sigma_{B\text{ сж}} \approx (1,4 \dots 1,6) \sigma_{B\text{ раст}}$$

6.2 Критерии прочности тонкостенных элементов авиационных конструкций при растяжении

При проведении экспериментальных исследований тонкостенных авиационных конструкций диаграмму деформирования материала в области сжатия принимают аналогичной таковой при растяжении. Это связано с тем, что потеря несущей способности тонкостенных элементов происходит вследствие потери устойчивости.

В качестве критериев прочности элементов конструкций при растяжении также принимают напряжения и деформации временного сопротивления. Эти величины получают экспериментально, путем

испытаний элементов конструкций (аналогично испытаниям образцов материала).

В случае отсутствия экспериментальных данных напряжение временного сопротивления элемента конструкции рассчитывают по напряжениям σ_B для гладкого материала:

$$\sigma_B^{\text{элемта}} = k_1 \cdot \sigma_B,$$

где k_1 – коэффициент, учитывающий ослабление площади поперечного сечения отверстиями под болты и заклепки, а также неоднородность напряженного состояния в сечении элемента.

Коэффициент $k_1 = 0,85 \dots 0,95$ зависит от пластических свойств материала. Чем более пластичен материал, тем больше величина k_1 .

6.3 Критерии прочности тонкостенных элементов авиационных конструкций при сжатии

При сжатии элементов тонкостенных конструкций наблюдается потеря устойчивости. Закритическое поведение элемента (после потери устойчивости) является достаточно сложным. На практике исследования закритического поведения обычно не проводят. После потери устойчивости диаграмму деформирования представляют в виде, показанном на рисунке 6.4. Считают, что после потери устойчивости деформация возрастает без значительного увеличения напряжения.

Известны две формы потери устойчивости: общая и местная.

6.3.1 Общая потеря устойчивости

Общая потеря устойчивости выражается в искривлении продольной оси элемента без искажения формы поперечного сечения (рисунок 6.5).

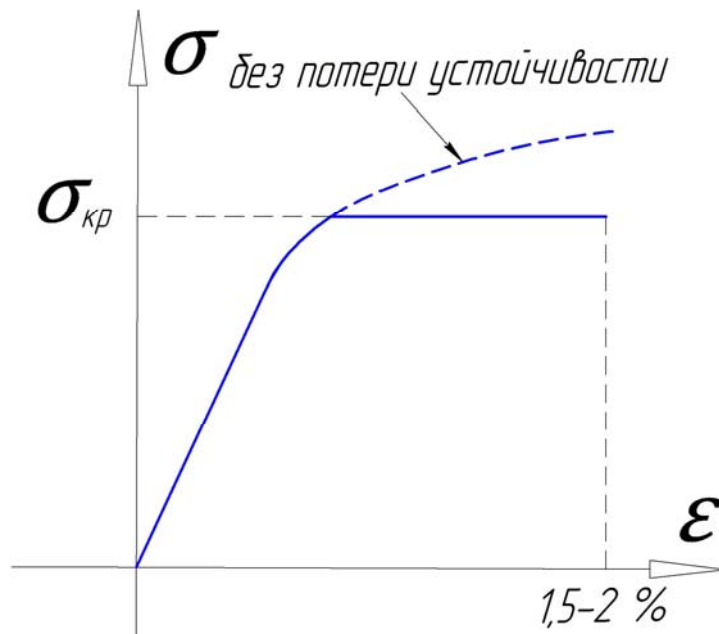


Рисунок 6.4 – Диаграмма деформирования конструкционного материала после потери устойчивости

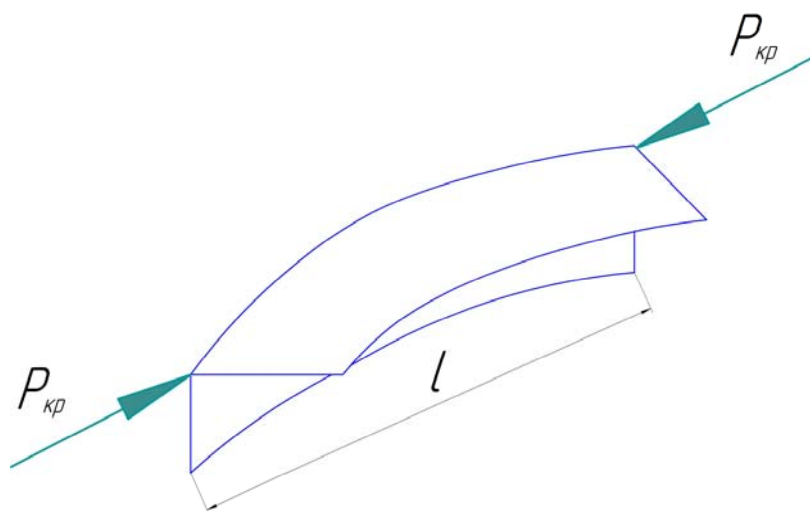


Рисунок 6.5 – Общая потеря устойчивости конструкционного элемента

Критические напряжения общей потери устойчивости определяются по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^э = \frac{m \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I_{\min}}{l^2 \cdot F},$$

I_{\min} – минимальный момент инерции сечения элемента конструкции;

E – модуль упругости материала;

F – площадь поперечного сечения элемента;

l – длина сжимаемого элемента;

m – коэффициент опирания.

Потеря устойчивости происходит относительно оси с наименьшим моментом инерции.

Коэффициент опирания m зависит от условий закрепления торцов сжимаемого элемента (рисунок 6.6).

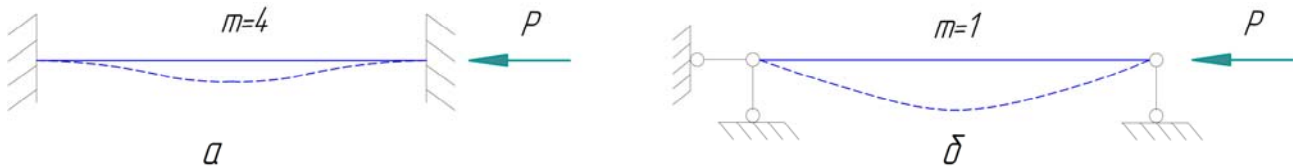


Рисунок 6.6 – Зависимость коэффициента опирания от условий закрепления

Применительно к сжатым панелям крыльев возможны два крайних случая (рисунок 6.7).

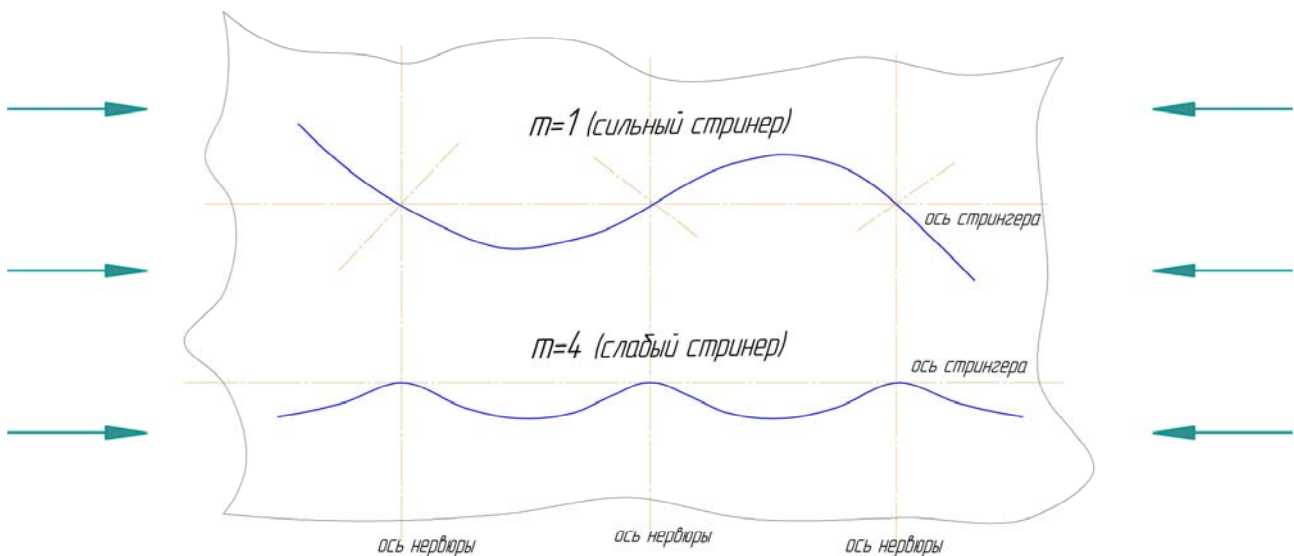


Рисунок 6.7 – Крайние случаи подкрепления стрингеров в сжатой панели

На практике «слабый» стрингер (по отношению к жестким нервюрам) не применяют. Среднее значение коэффициента опирания принимают $m = 1...2$.

При вычислении момента инерции и площади поперечного сечения стрингера следует учитывать часть присоединяемой к нему обшивки (рисунок 6.8):

$$F = f_{\text{стр}} + 2c \cdot \delta,$$

где $2c$ – длина присоединенной обшивки; δ – толщина обшивки.

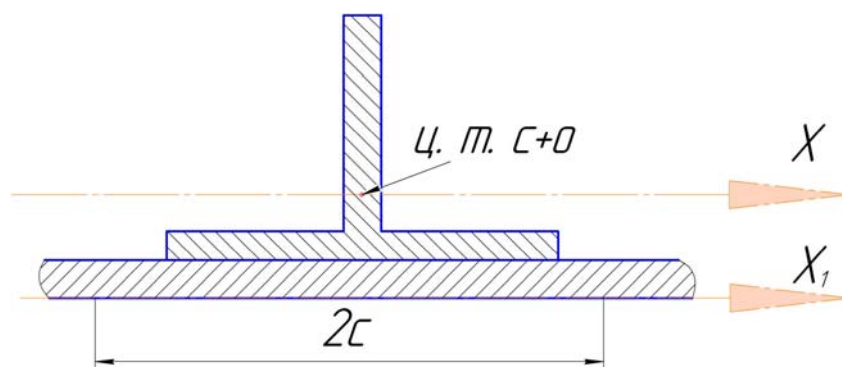


Рисунок 6.8 – Присоединенная к стрингеру обшивка

Для расчета момента инерции стрингера с присоединенной обшивкой I_{c+o} предварительно определяют координаты центра тяжести составного сечения. Потеря устойчивости происходит относительно оси, параллельной плоскости обшивки и проходящей через центр тяжести сечения.

Если критические напряжения, вычисленные по формуле Эйлера, превышают предел пропорциональности материала (рисунок 6.9), их корректируют. В учебном курсе допустимо использовать эмпирическую зависимость:

$$\sigma_{\text{кр}} = \sigma_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}; \quad \nu = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{кр}}^{\frac{2}{3}}}$$

На практике (например в АНТК) используют линейную интерполяцию между σ_B и $\sigma_{\text{ли}}$ в расчете критических напряжений. При этом формула Эйлера записывается в виде

$$\sigma_{кр}^э = \frac{m \cdot \pi^2 \cdot E}{\left(\frac{l}{i_{\min}} \right)^2},$$

где $i_{\min} = \sqrt{\frac{I_{\min}}{F}}$ – минимальный радиус инерции.

$$\left(\frac{l}{i_{\min}} \right)_{кр} = \sqrt{\frac{m \cdot \pi^2 \cdot E}{\sigma_{пц}}}.$$

Тогда при $\sigma_{кр}^э > \sigma_{пц}$

$$\sigma_{кр} = \sigma_B - \frac{\sigma_B - \sigma_{пц}}{\left(\frac{l}{i_{\min}} \right)_{кр}} \left(\frac{l}{i} \right).$$

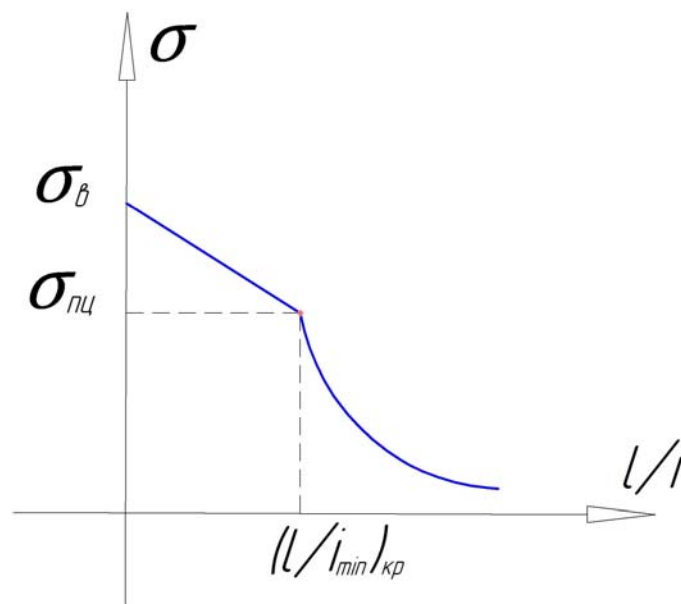


Рисунок 6.9 – Зависимость критических напряжений от величины $\frac{l}{i}$

После нахождения критических напряжений можно определить и критическую силу, которая приводит к общей потере устойчивости элемента конструкции.

6.3.2 Местная потеря устойчивости

Местная потеря устойчивости характеризуется искажением формы поперечного сечения при неизменной продольной оси элемента (рисунок 6.10).

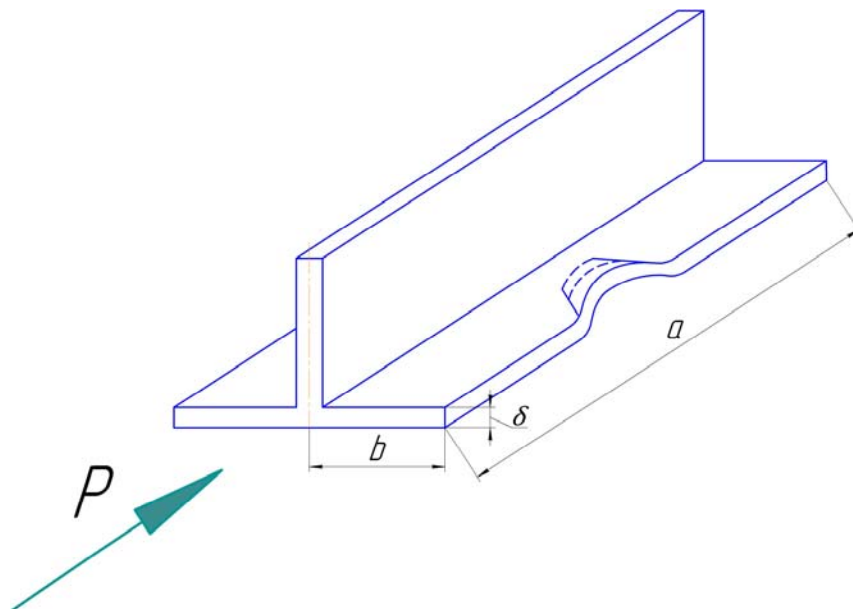


Рисунок 6.10 – Местная потеря устойчивости

Критические напряжения местной потери устойчивости при линейном деформировании можно определить по формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^{\text{э}} = \frac{0,9k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2},$$

где b , δ – ширина и толщина пластины соответственно;

k – коэффициент опирания пластины при местной потере устойчивости.

Критические напряжения зависят от ширины и толщины рассматриваемого профиля, модуля упругости и коэффициента опирания.

Коэффициент опирания k зависит от условий подкрепления элемента и отношения длины к ширине $\frac{a}{b}$. При $\frac{a}{b} > 3$ коэффициент k будет зависеть только от условий подкрепления элементов.

На рисунке 6.11 приведены численные значения коэффициента опирания k для различных способов закрепления.

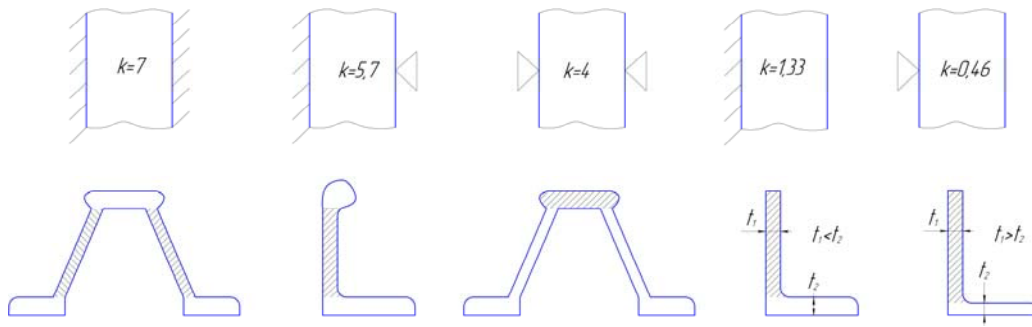


Рисунок 6.11 – Значения коэффициента опирания k для различных способов закрепления

Если $\sigma_{кр}^{\text{э}} > \sigma_{пц}$, то корректируют критические напряжения. В учебном курсе можно использовать:

$$\sigma_{кр} = \sigma_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}; \quad \nu = \frac{\sigma_B}{\sigma_{кр}^{\text{э}}}.$$

В практике проектирования в конструкторских бюро (КБ) принято использовать линейную интерполяцию между напряжениями $\sigma_{пц}$ и σ_B (рисунок 6.12):

$$\left(\frac{b}{\delta}\right)_{кр} = \sqrt{\frac{0,9k \cdot E}{\sigma_{пц}}}; \quad \sigma_{кр} = \sigma_B - \frac{\sigma_B - \sigma_{пц}}{\left(\frac{b}{\delta}\right)_{кр}} \left(\frac{b}{\delta}\right).$$

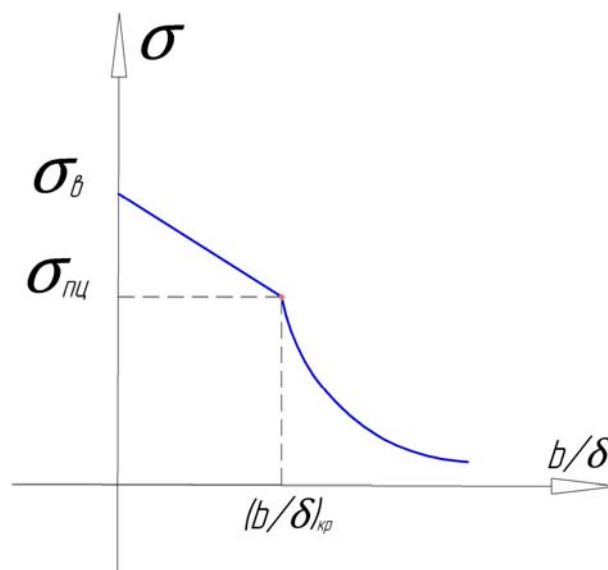


Рисунок 6.12 – Зависимость критических напряжений от величины $\frac{b}{\delta}$

Если элемент конструкции (профиль) состоит из нескольких элементов (стенок и полок), расчет критических напряжений проводят для каждого из этих элементов и в качестве критических напряжений для элемента конструкции принимают минимальные напряжения.

Для каждого элемента конструкции (профиля) критические напряжения местной потери устойчивости проверяют экспериментально.

6.3.3 Местная потеря устойчивости цилиндрической оболочки при равномерном сжатии

Такая расчетная схема (рисунок 6.13) используется при расчете трубчатых элементов стойки шасси, моторных рам, фюзеляжа.

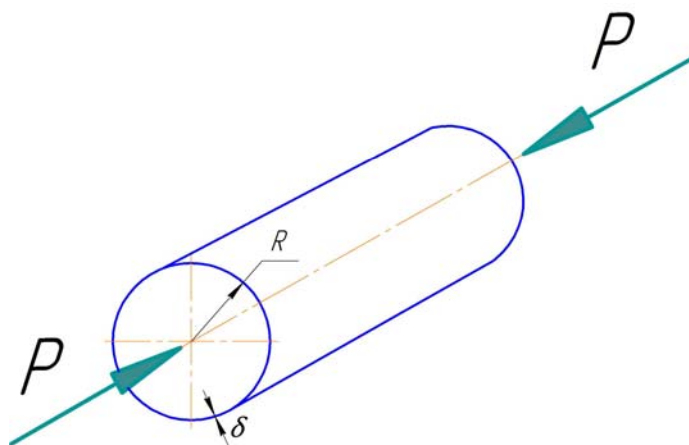


Рисунок 6.13 – Цилиндрическая оболочка при равномерном сжатии

При этом общая потеря устойчивости описывается такими же зависимостями, как и для сжатого стержня.

Критические напряжения местной потери устойчивости оболочки средней длины в пределах упругого деформирования:

$$\sigma_{кр}^э = \frac{k \cdot E}{R/\delta},$$

где

$$k = 0,6 \left(\sqrt{1 + 0,005 \frac{R}{\delta}} - \sqrt{0,005 \frac{R}{\delta}} \right).$$

При напряжениях, превышающих предел пропорциональности ($\sigma_{кр}^э > \sigma_{пц}$), необходимо проводить корректировку по формуле Тетмаера:

$$\sigma_{кр} = \sigma_B - \frac{\sigma_B - \sigma_{пц}}{\left(\frac{R}{\delta}\right)_{кр}} \left(\frac{R}{\delta}\right).$$

Здесь

$$\left(\frac{R}{\delta}\right)_{кр} = \frac{k \cdot E}{\sigma_{пц}}.$$

6.3.4 Потеря устойчивости цилиндрической подкрепленной панели

Минимальные критические напряжения при потере устойчивости панели обычно не превышают $\sigma_{пц}$ и равны для свободно опертой панели (рисунок 6.14):

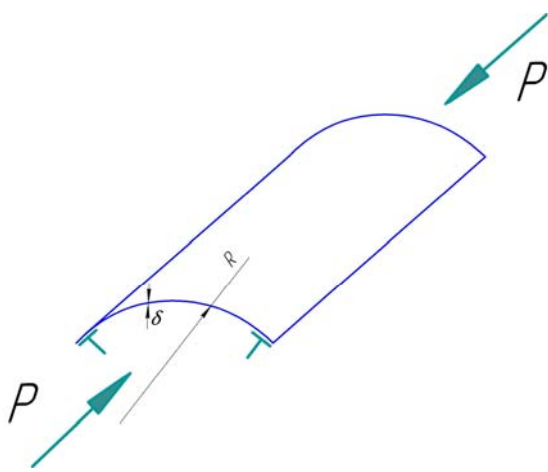


Рисунок 6.14 – Цилиндрическая подкрепленная панель

$$\sigma_{кр}^э = \frac{3,6 \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} + \frac{k \cdot E}{R/\delta},$$

где k соответствует коэффициенту для цилиндрической оболочки.

Эта зависимость используется при расчетах носовых частей крыла и оперения.

6.4 Критерии прочности при сдвиге

6.4.1 Потеря устойчивости пластины

Элементы пластин, подверженные сдвигу (рисунок 6.15), – это стенки лонжеронов, участки обшивки.

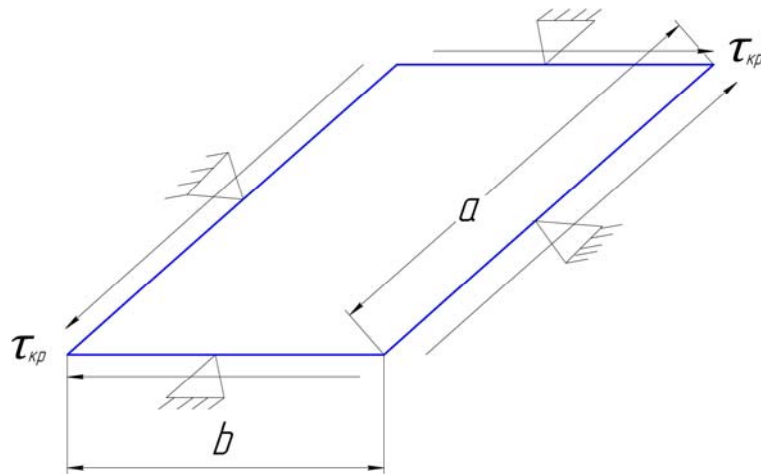


Рисунок 6.15 – Пластина, подверженная сдвигу

В пределах пропорциональности:

$$\tau_{кр}^{\varepsilon} = \frac{0,9k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2},$$

где b – короткая сторона пластины.

Коэффициент k определяется по зависимости

$$k = 5,6 + \frac{3,8}{\left(\frac{a}{b}\right)^2}.$$

Если $\tau_{кр}^{\varepsilon} > \tau_{пц}$, выполняют корректировку с использованием эмпирической зависимости:

$$\tau_{кр} = \tau_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}; \quad \nu = \frac{\tau_B}{\tau_{кр}^{\varepsilon}}.$$

Здесь τ_B – разрушающее напряжение материала при сдвиге,
 $\tau_B = (0,6...0,65) \sigma_B$.

6.4.2 Потеря устойчивости длинной цилиндрической панели

Критические напряжения для длинной цилиндрической панели (рисунок 6.16) определяются по зависимости

$$\tau_{кр}^э = \frac{5 \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} + \frac{0,1 \cdot E}{R/\delta}.$$

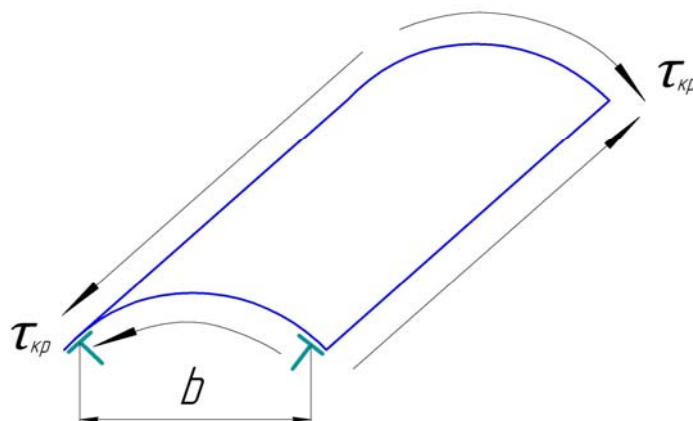


Рисунок 6.16 – Цилиндрическая панель, работающая на сдвиг

Обычно эти напряжения не превосходят предела пропорциональности материала.

6.4.3 Потеря устойчивости цилиндрической оболочки

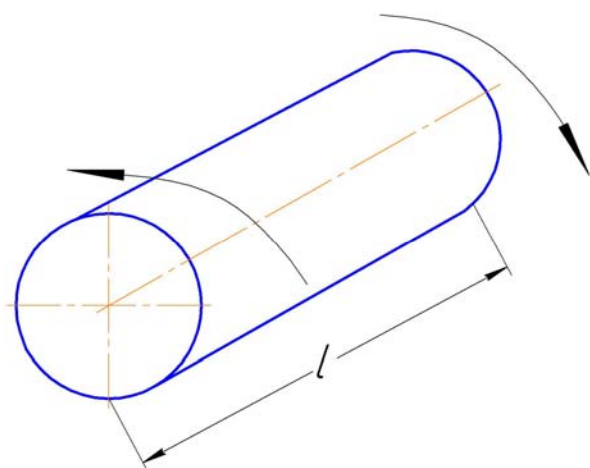


Рисунок 6.17 – Неподкрепленная оболочка, работающая на сдвиг

Для неподкрепленной оболочки (рисунок 6.17) средней длины (элементы шасси, фюзеляжа при $\frac{L}{R} < 5$):

$$\tau_{кр}^э = \frac{5 \cdot E}{\left(\frac{L}{\delta}\right)^2} + \frac{0,1 \cdot E}{R/\delta},$$

где L – длина оболочки.

После потери устойчивости от сдвига возможна работа элементов по схеме диагонально растянутого поля.

6.5 Критерии прочности элементов при совместном действии сжатия и сдвига

Условие прочности имеет вид

$$R_{\sigma}^{\alpha} + R_{\tau}^{\beta} \leq 1; \quad R_{\sigma} = \frac{\sigma}{\sigma_{кр}}; \quad R_{\tau} = \frac{\tau}{\tau_{кр}}.$$

Здесь σ и τ – действующие нормальные и касательные напряжения; $\sigma_{кр}$ и $\tau_{кр}$ – критические напряжения при изолированном сжатии и сдвиге.

Коэффициенты α и β для конструкционных авиационных материалов имеют следующие значения:

$$\alpha \approx 1; \quad \beta = 1,5...2.$$

6.6 Расчет равномерно сжатой панели

Тонкостенные авиационные конструкции проектируют, применяя условия минимума массы. В связи с этим, часто принимают условия, когда потеря устойчивости обшивки не должна происходить на основных (длительных) режимах полета. Поэтому важно знать не только критические нагрузки, при которых произойдет потеря устойчивости обшивки, но и предельные нагрузки, соответствующие разрушению конструкции.

Рассмотрим равномерно сжатую панель с достаточно тонкой обшивкой, элементы которой изготовлены из одного материала (рисунок 6.18).

На рисунке 6.19 показана диаграмма $\sigma - \varepsilon$ для изолированных элементов.

Будем предполагать, что продольные удлинения элементов панели в процессе деформирования одинаковы.

Если внешняя нагрузка такова, что обшивка не теряет устойчивость, то сжимающие напряжения будут одинаковы в обшивке и стрингерах (рисунок 6.20). До достижения критических напряжений в обшивке эпюра распределения нормальных напряжений по панели постоянна.

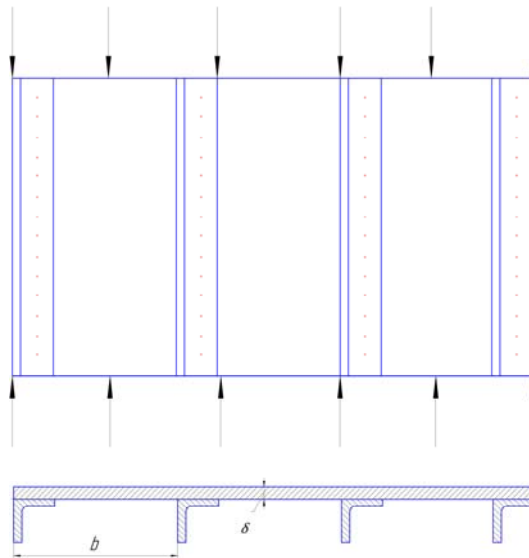


Рисунок 6.18 – Равномерно сжатая панель, элементы которой изготовлены из одного материала

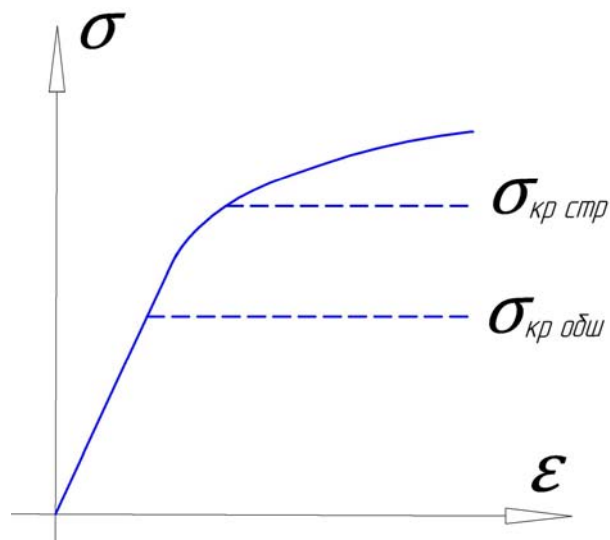


Рисунок 6.19 – Диаграмма $\sigma - \varepsilon$ для изолированных элементов панели

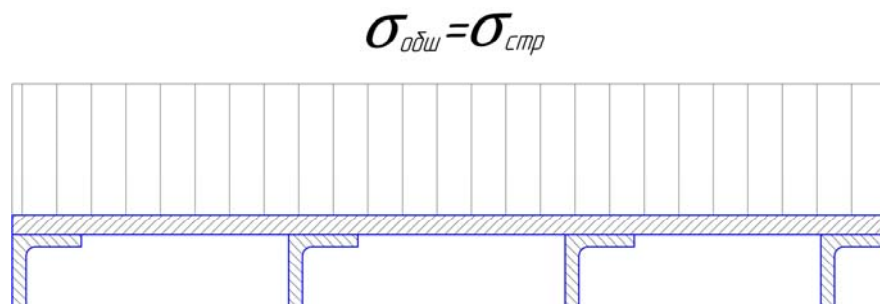


Рисунок 6.20 – Распределение нормальных напряжений по панели, элементы которой изготовлены из одного материала

Усилие, воспринимаемое панелью, составляет

$$P = \sigma \cdot f_{стр} \cdot n_{стр} + \sigma \cdot B \cdot \delta,$$

где $f_{стр}$ – площадь поперечного сечения стрингера;

$n_{стр}$ – количество стрингеров.

Тогда напряжение, действующее в панели, будет равно

$$\sigma = \frac{P}{f_{стр} \cdot n_{стр} + B \cdot \delta}.$$

Критическая нагрузка на панель, при которой произойдет потеря устойчивости обшивки, составляет

$$P_{кр} = \sigma_{кр} (f_{стр} \cdot n_{стр} + B \cdot \delta).$$

Эпюра распределения напряжений по панели после потери устойчивости обшивки становится неравномерной. Если бы обшивка и стрингеры не были соединены, обшивка воспринимала бы только критическую нагрузку на сжатие как свободно опертая пластина. При этом стрингеры будут воспринимать нагрузку, превышающую $\sigma_{кр\ обш}$.

В реальных конструкциях стрингеры и обшивка скреплены и взаимно поддерживают друг друга при совместной работе на сжатие. Благодаря этому обшивка не только несет постоянные критические напряжения сжатия, но и способна воспринимать дополнительную часть нагрузки, действующую на панель.

Распределение напряжений в панели после потери устойчивости обшивки показано на рисунке 6.21.

Усилие, воспринимаемое обшивкой, составит

$$\delta \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \sigma_{обш}(x) dx = \sigma_{обш\ ср} \cdot t \cdot \delta.$$

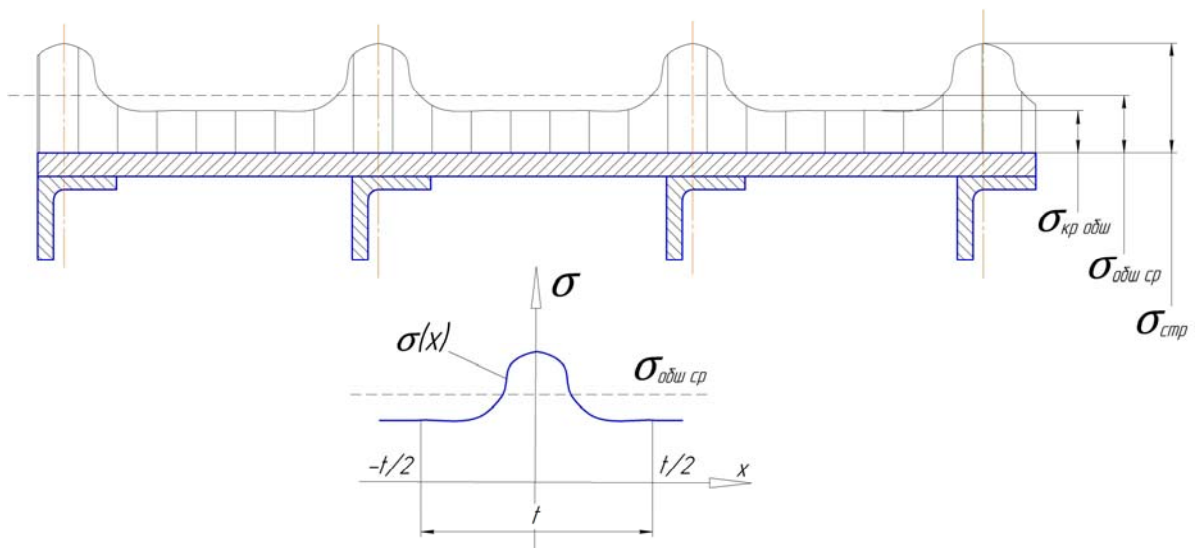


Рисунок 6.21 – Распределение напряжений в панели после потери устойчивости обшивки

Введем понятие «присоединенная обшивка» – участок обшивки $2c$, которая работает с напряжениями стрингера и воспринимает такое же усилие, как и реальная обшивка.

Тогда:

$$\delta \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_{обш}(x) dx = \sigma_{стр} \cdot \delta \cdot 2c.$$

Поскольку левые части двух последних уравнений одинаковые, то приравняем их правые части:

$$\sigma_{обш\ ср} \cdot t \cdot \delta = \sigma_{стр} \cdot \delta \cdot 2c.$$

Тогда ширина присоединенной обшивки будет равна

$$2c = \frac{\sigma_{обш\ ср} \cdot t}{\sigma_{стр}}$$

По результатам многочисленных расчетов и сопоставления с экспериментальными данными установлено, что среднее напряжение в обшивке можно вычислить как среднее геометрическое из максимального и минимального напряжений в обшивке:

$$\sigma_{обш\ ср} = \sqrt{\sigma_{обш\ max} \cdot \sigma_{обш\ min}}$$

В рассматриваемом случае панель плоская и изготовлена из одного материала. Следовательно, максимальные напряжения в обшивке и стрингерах будут одинаковы, а минимальные напряжения будут равны критическим напряжениям потери устойчивости:

$$\sigma_{обш} = \sigma_{стр};$$

$$\sigma_{обш\ min} = \sigma_{кр\ обш} = \frac{0,9k \cdot E}{\left(\frac{t}{\delta}\right)^2}$$

Тогда при $k = 4$ получим

$$\sigma_{обш\ ср} = \sqrt{\sigma_{стр} \cdot \frac{3,6E}{t^2} \delta^2} = 1,9 \frac{\delta}{t} \sqrt{\sigma_{стр} \cdot E}$$

Подставив эту зависимость в выражение для определения ширины присоединенной обшивки, получим

$$2c = 1,9\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}}$$

Такая же зависимость была получена еще в 30-е годы Карманом, который предложил находить величину $2c$ из условия равенства критических напряжений в обшивке и стрингере:

$$\sigma_{стр} = \frac{0,9 \cdot 4 \cdot E}{\left(\frac{2c}{\delta}\right)^2};$$

$$2c = 1,9\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр}}}$$

Следует отметить, что величина **2c** зависит от напряжений в стрингере. С увеличением этих напряжений длина присоединенной обшивки уменьшается. Минимальное значение **2c** соответствует критическим напряжениям в стрингере.

В результате введения понятия о присоединенной обшивке сложную эпюру распределения напряжений заменяют простой, показанной на рисунке 6.22.

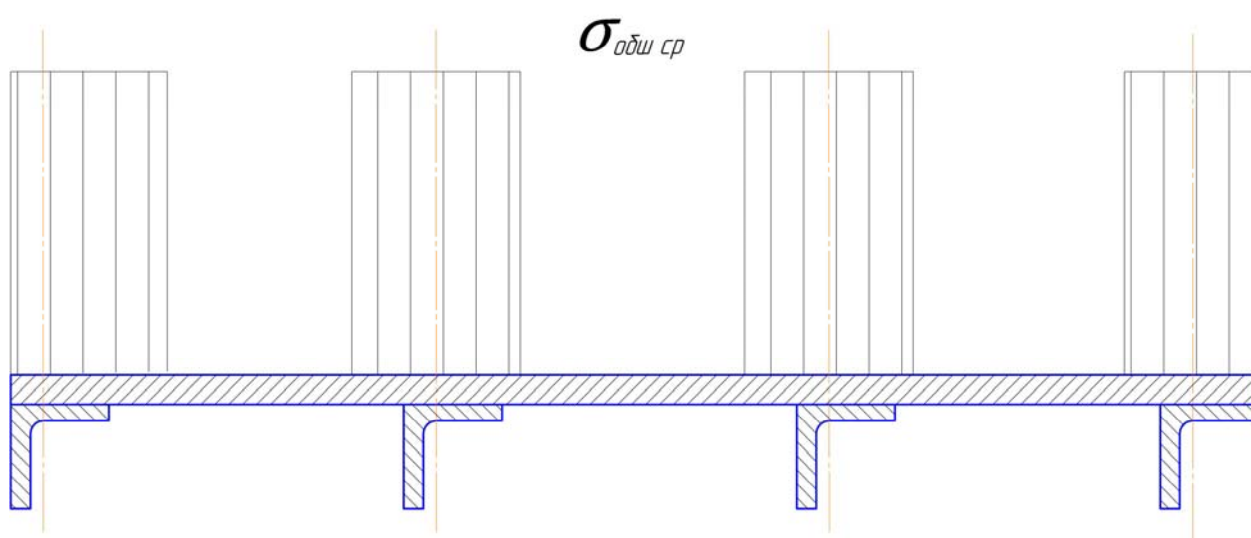


Рисунок 6.22 – Упрощенная эпюра распределения напряжений в панели после потери устойчивости обшивки

Такая схематизация позволяет считать, что на нормальные напряжения работает только участок обшивки шириной **2c**. Это дает возможность в дальнейшем перейти к системе сосредоточенных площадей, включающих площади стрингера и присоединенной обшивки.

При расчете ширины присоединенной обшивки необходимо учитывать рядность продольного шва. Рассмотрим два случая.

Если $2c < m$ (m – расстояние между швами), то в расчет следует принимать $4c$ (рисунок 6.23).

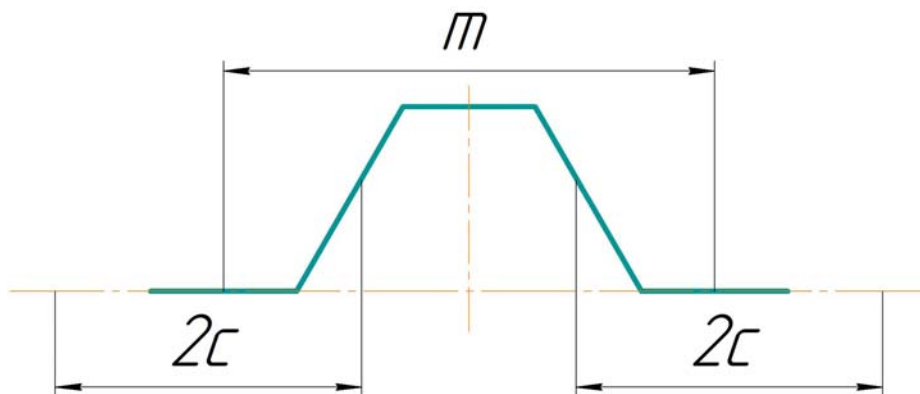


Рисунок 6.23 – Ширина присоединенной обшивки, меньшая, чем расстояние между швами

Рассмотрим второй случай, когда величина $2c$ превосходит расстояние между двумя швами (рисунок 6.24).

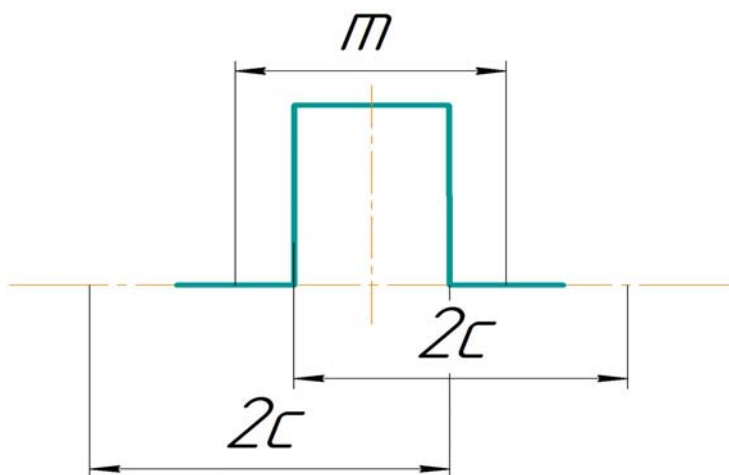


Рисунок 6.24 – Ширина присоединенной обшивки, большая, чем расстояние между швами

В таком случае в расчетах следует принимать ширину присоединенной обшивки $2c + m$.

Предельная нагрузка на панель, соответствующая потере несущей способности, может быть найдена из условия достижения критических напряжений в стрингере:

$$P_{пред} = \sigma_{кр стр} \left(f_{стр} \cdot n_{стр} + 2c \cdot \delta (n_{стр} - 1) \right);$$

$$2c = 1,9\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{кр стр}}}.$$

6.7 Расчет плоской равномерно сжатой панели из различных материалов

Методика расчета критических и расчетных нагрузок соответствует последовательности, рассмотренной ранее. На рисунке 6.25 показаны диаграммы деформирования материалов элементов панели.

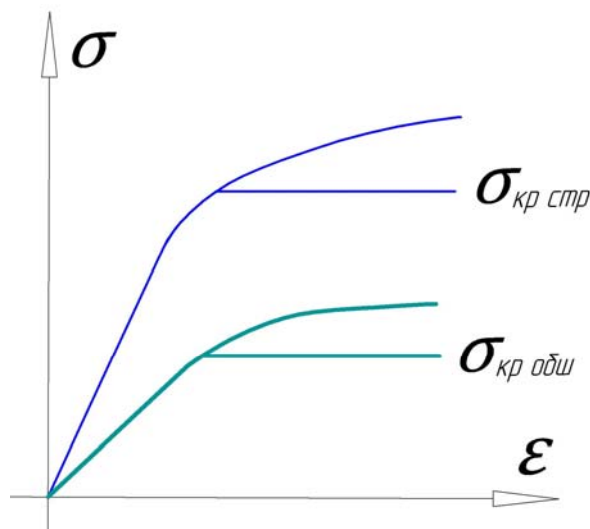


Рисунок 6.25 – Диаграммы $\sigma - \epsilon$ элементов панели

Особенность расчета заключается в нахождении ширины присоединенной обшивки.

Согласно полученным ранее зависимостям:

$$2c = \frac{\sigma_{обш ср}}{\sigma_{стр}} \cdot t;$$

$$\sigma_{обш ср} = \sqrt{\sigma_{обш max} \cdot \sigma_{обш min}}$$

Максимальные напряжения в обшивке могут быть определены из условия равенства деформаций в обшивке и стрингерах по заклепочному шву (иначе срез заклепок):

$$\varepsilon_{обш} = \varepsilon_{стр};$$

$$\varepsilon_{стр} = \frac{\sigma_{стр}}{E_{стр}}; \quad \rightarrow \quad \sigma_{обш \max} = \sigma_{стр} \frac{E_{обш}}{E_{стр}}.$$

Минимальные напряжения в обшивке:

$$\sigma_{обш \min} = \sigma_{кр \ обш} = \frac{0,9 \cdot 0,4 \cdot E_{обш}}{\left(\frac{t}{\delta}\right)^2}.$$

В этом случае

$$\sigma_{обш \ ср} = \sqrt{\sigma_{стр} \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \cdot \frac{3,6 \cdot E_{обш}}{\left(\frac{t}{\delta}\right)^2} \cdot \frac{E_{стр}}{E_{стр}}} = 1,9 \frac{\delta}{t} \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \sqrt{\sigma_{стр} \cdot E_{стр}}.$$

После подстановки этого соотношения в формулу для вычисления $2c$, получим

$$2c = 1,9 \delta \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \sqrt{\frac{E_{стр}}{\sigma_{стр}}}.$$

6.8 Расчет ширины присоединенной обшивки для цилиндрической панели из различных материалов

Методика расчета совпадает с таковой, рассмотренной ранее. Отличие заключается в учете кривизны панели при нахождении критических напряжений потери устойчивости обшивки между стрингерами.

Критические напряжения в обшивке с учетом кривизны, соответственно, равны:

$$\sigma_{кр\ обш} = \frac{3,6 \cdot E_{обш}}{\left(\frac{t}{\delta}\right)^2} + \frac{k \cdot E_{обш}}{R/\delta};$$

$$k = 0,6 \left(\sqrt{1 + 0,005 \frac{R}{\delta}} - \sqrt{0,005 \frac{R}{\delta}} \right).$$

Среднее напряжение в обшивке определяется как:

$$\sigma_{обш\ ср} = \sqrt{\sigma_{стр} \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \cdot \frac{3,6 \cdot E_{обш}}{\left(\frac{t}{\delta}\right)^2} \cdot \left(1 + \frac{k \cdot t^2}{3,6R \cdot \delta}\right)};$$

$$\sigma_{обш\ ср} = 1,9 \frac{\delta}{t} \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \sqrt{\sigma_{стр} \cdot E_{стр} \left(1 + \frac{k \cdot t^2}{3,6R \cdot \delta}\right)}.$$

После подстановки этой зависимости в выражение для определения величины **2с** получим

$$2c = 1,9\delta \cdot \frac{E_{обш}}{E_{стр}} \sqrt{\frac{E_{стр}}{\sigma_{стр}} \left(1 + \frac{k \cdot t^2}{3,6R \cdot \delta}\right)}.$$

Рассмотренная методика находит применение для расчета фюзеляжа.

6.9 Расчет шага заклепок в сжатой панели

Шаг заклепок находят из условия того, что критические напряжения участков обшивки между заклепками были больше критических напряжений потери устойчивости стрингеров.

Критические напряжения выделенной полосы обшивки можно найти так:

$$\sigma_{кр\ обш} = \frac{m \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I}{L^2 \cdot F}.$$

$$L = t - d; \quad m = 1; \quad F = 1 \cdot \delta.$$

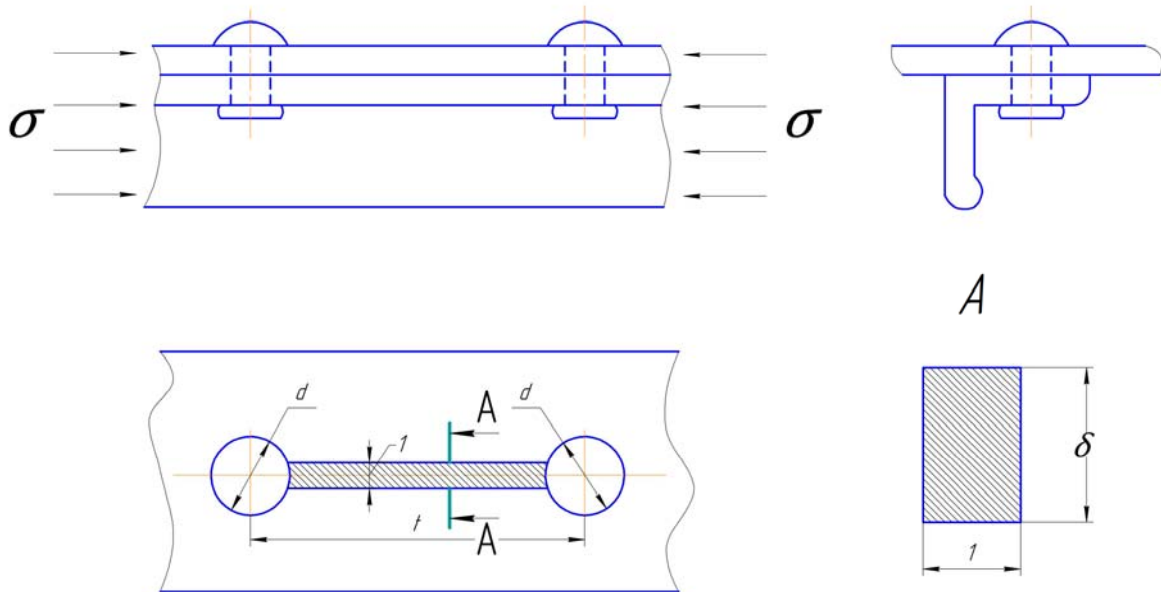


Рисунок 6.26 – Пояснение к определению шага заклепок

Для прямоугольного сечения:

$$I = \frac{1 \cdot \delta^3}{12} \rightarrow \frac{I}{F} = \frac{\delta^2}{12}.$$

Тогда получим:

$$\sigma_{кр\ обш} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot \delta^2}{(t - d)^2 \cdot 12} \geq \sigma_{кр\ стр};$$

$$t - d \leq 0,91 \cdot \delta \sqrt{\frac{E_{обш}}{\sigma_{кр\ стр}}};$$

$$t \leq d + 0,91 \cdot \delta \sqrt{\frac{E_{обш}}{\sigma_{кр\ стр}}}.$$

6.10 Предельное состояние трубчатых элементов стоек шасси

В некоторых случаях предельное состояние, соответствующее невозможности выполнения функционального назначения, может быть выбрано (назначено) с учетом общих понятий о работе элементов

конструкции. К таким состояниям можно отнести состояние пластического шарнира, когда в растянутой области элемента напряжения достигают величины σ_B , а в сжатой – $\sigma_{кр}$. Такая расчетная схема находит применение и для трубчатых элементов, например в моторных рамах.

Рассмотрим трубчатый элемент, нагруженный изгибающим моментом и сжимающей силой (рисунок 6.27).

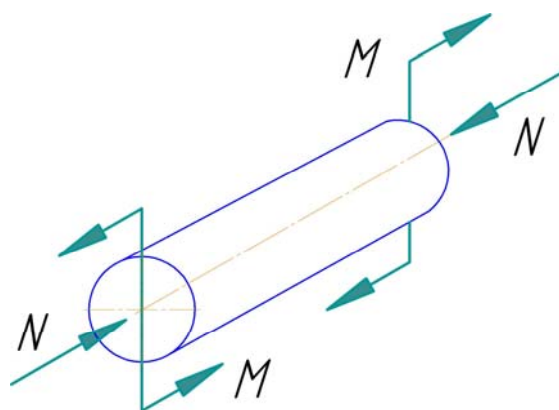


Рисунок 6.27 – Трубчатый элемент, нагруженный изгибающим моментом и сжимающей силой

Эпюры распределения напряжений в сечении по мере возрастания нагрузки будут иметь вид, показанный на рисунке 6.28.

На кривой $\sigma - \varepsilon$:

- до точки 1 – упругое деформирование материала конструкции;
- от точки 1 до точки 2 – в сжатой зоне действующие напряжения достигают критических напряжений, а в растянутой – превышают предел текучести;
- точка 3 – состояние пластического шарнира. Нейтральная ось смещается относительно оси симметрии на угол α .

Изгибающий момент, воспринимаемый сечением, вычисляют по формуле

$$M_{u32} = \int \sigma \cdot y \cdot dF = \begin{cases} y = R \cdot \cos \varphi \\ dF = \delta \cdot dS \\ dS = R \cdot d\varphi \\ dF = \delta \cdot R \cdot d\varphi \end{cases} = 2 \int_0^{\pi} \sigma \cdot \cos \varphi \cdot \delta \cdot R^2 \cdot d\varphi.$$

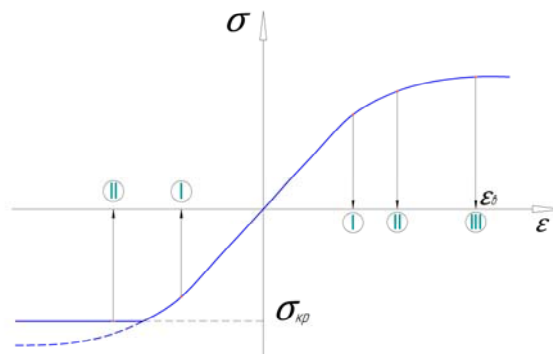
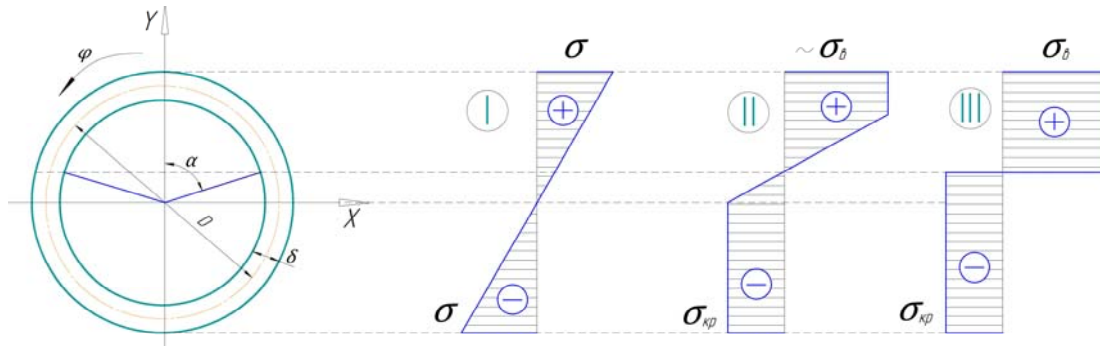


Рисунок 6.28 – Эпюры распределения напряжений в сечении по мере возрастания нагрузки

Поскольку сечение симметричное, величину интеграла можно определить в пределах от 0 до π и удвоить это значение:

$$M_{u32} = 2 \cdot \delta \cdot R^2 \int_0^{\pi} \sigma \cdot \cos \varphi \cdot d\varphi.$$

Предельная величина M_{u32} соответствует состоянию пластического шарнира, когда в растянутой зоне напряжения $\sigma = \sigma_B$, а в сжатой – $\sigma = \sigma_{kp}$:

$$M_{пред} = 2 \cdot \delta \cdot R^2 \left(\int_0^{\alpha} \sigma_B \cdot \cos \varphi \cdot d\varphi + \int_{\alpha}^{\pi} \sigma_{kp} \cdot \cos \varphi \cdot d\varphi \right);$$

$$M_{\text{пред}} = 2 \cdot \delta \cdot R^2 \left(\sigma_B \cdot \sin \alpha + \sigma_{кр} \cdot \sin \varphi / \alpha \right);$$

$$M_{\text{пред}} = 2 \cdot \delta \cdot R^2 \left(\sigma_B - \sigma_{кр} \right) \sin \alpha.$$

Угол α может быть найден из уравнения равновесия в проекциях на продольную ось трубчатого элемента:

$$N - \int_F \sigma \cdot dF = 0 \rightarrow N = \int_F \sigma \cdot dF = 2R \cdot \delta \int_0^\pi \sigma \cdot d\varphi.$$

Для состояния пластического шарнира интеграл буде иметь вид:

$$N = 2R \cdot \delta \left(\int_0^\alpha \sigma_B \cdot d\varphi + \int_\alpha^\pi \sigma_{кр} \cdot d\varphi \right);$$

$$N = 2R \cdot \delta \left(\sigma_B \cdot \alpha + \sigma_{кр} \cdot \pi - \sigma_{кр} \cdot \alpha \right);$$

$$N = 2R \cdot \delta \left(\sigma_{кр} \cdot \pi + \left(\sigma_{кр} + \sigma_B \right) \alpha \right).$$

Помимо изгибающего момента трубчатый элемент нагружен также продольной силой N . Запишем N как:

$$N = \sigma_{сж} \cdot 2\pi \cdot R \cdot \delta.$$

Приравняв правые части последних двух уравнений, получим

$$2R \cdot \delta \left(\sigma_{кр} \cdot \pi + \left(\sigma_{кр} + \sigma_B \right) \alpha \right) = \sigma_{сж} \cdot 2\pi \cdot R \cdot \delta;$$

$$\alpha = \pi \frac{\sigma_{сж} - \sigma_{кр}}{\sigma_B - \sigma_{кр}}.$$

Следует учитывать, что критические напряжения и напряжения от сжатия, согласно принимаемому правилу знаков, отрицательны. С учетом этого выражение для определения угла α будет иметь вид

$$\alpha = \pi \frac{|\sigma_{сж}| - |\sigma_{кр}|}{\sigma_B + |\sigma_{кр}|}.$$

Очень часто трубчатые элементы конструкций изготавливают из конструкционных легированных, термически обработанных сталей, для которых предел прочности зависит от режима термообработки. При этом возможны разбросы по величине σ_B . Поэтому очень часто считают, что в запас прочности σ_B примерно равняется $\sigma_{кр}$. С учетом такого допущения формула для определения $M_{пред}$ примет вид

$$M_{пред} = 4R^2 \cdot \delta \cdot \sigma_{кр} \cdot \sin \alpha,$$

где $\alpha = \frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{кр}} \right)$.

Коэффициент избытка прочности определяется как отношение предельного момента к моменту, действующему в сечении:

$$\eta = \frac{M_{пред}}{M}.$$

Прочность будет обеспечена, если $\eta > 1$.

В приведенных выше зависимостях критические напряжения местной потери устойчивости следует находить так:

$$\sigma_{кр}^э = \frac{k \cdot E}{R/\delta}, \quad k = 0,6 \left(\sqrt{1 + 0,005 \frac{R}{\delta}} - \sqrt{0,005 \frac{R}{\delta}} \right).$$

Если $\sigma_{кр} > \sigma_{пц}$, то необходимо проводить корректировку критических напряжений:

$$\sigma_{кр} = \sigma_B - \frac{\sigma_B - \sigma_{пц}}{\left(\frac{R}{\delta} \right)_{кр}} \left(\frac{R}{\delta} \right).$$

Здесь

$$\left(\frac{R}{\delta}\right)_{кр} = \frac{k \cdot E}{\sigma_{пл}}$$

7 Проектировочный расчет сечения крыла большого удлинения

Силовые схемы крыльев современных самолетов представляют собой так называемые "тонкостенные конструкции". Такое крыло состоит из обшивки, продольного набора (лонжеронов и стрингеров) и поперечного набора (нервюр).

Лонжерон – элемент продольного набора, который состоит из двух поясов, соединенных с помощью либо стенки, либо стоек и раскосов. Лонжерон воспринимает основную часть изгибающего момента и часть перерезывающей силы.

Пояса лонжеронов при наличии стенки работают на растяжение и сжатие. В случае отсутствия стенки или ее недостаточной сдвиговой жесткости оба пояса будут работать на изгиб как две изолированные консольные балки.

Стрингеры предназначены для подкрепления обшивки крыла с целью повышения ее критических напряжений и воспринимают вместе с обшивкой изгибающий момент.

Обшивка крыла образует его поверхность, передает аэродинамическую нагрузку на продольный и поперечный набор и участвует в работе на кручение и изгиб.

Нервюры обеспечивают заданную форму профиля крыла, связывают в единое целое элементы конструкции крыла, что приводит к включению в работу лонжеронов, стрингеров и обшивки. Кроме того, нервюры воспринимают нагрузки от агрегатов, прикрепленных к ним.

Конструктивно-силовая схема определяется количеством, размещением, степенью участия в силовой работе отдельных элементов конструкции крыла.

По количеству лонжеронов крылья подразделяются на одно-, двух- и многолонжеронные.

По степени участия обшивки в работе на восприятие внешних нагрузок крылья можно разделить на лонжеронные и моноблочные. Лонжеронным является такое крыло, у которого сравнительно тонкая обшивка, подкрепленная очень слабым стрингерным набором, воспринимает лишь крутящий момент и небольшую часть перерезывающей силы. Изгибающий момент в этом крыле почти весь воспринимается лонжеронами.

Моноблочное крыло представляет собой такую конструкцию, у которой обшивка является основным конструктивно-силовым элементом. Сравнительно толстая обшивка моноблочного крыла воспринимает не только крутящий момент и перерезывающую силу, но и большую часть изгибающего момента.

При выборе конструктивно-силовой схемы крыла руководствуются такими факторами, как удельная нагрузка на него, внешняя форма, способы крепления к фюзеляжу, компоновочные соображения и т. д.

На этапе выполнения проектировочного расчета должны быть известны изгибающие моменты, поперечные силы и точки их приложения в сечениях крыла.

Целью проектировочного расчета является определение геометрических размеров сечения силовой конструкции крыла: толщины обшивки, площади стрингеров и поясов лонжеронов, толщины стенок лонжеронов, расстояние между рядовыми нервюрами крыла.

Последовательность проектировочного расчета:

- 1) выбор числа и положения лонжеронов в крыле для заданного аэродинамического профиля;
- 2) выбор толщины обшивки и шага стрингеров в растянутой и сжатой зонах крыла;
- 3) определение потребных площадей стрингеров в растянутой и сжатой панелях и подбор формы сечения стрингеров с учетом потребных площадей по сортаменту авиационных профилей;
- 4) определение площадей поясов лонжеронов в растянутой и сжатой зонах и распределение этих площадей между лонжеронами крыла;
- 5) расчет толщины стенок лонжеронов;
- 6) определение расстояния между рядовыми нервюрами крыла.

Проектировочный расчет выполняется на основе упрощенной модели крыла со следующими допущениями:

- лонжероны – плоские балки (воспринимают нагрузку только в своей плоскости);
- обшивка и стенки лонжеронов работают только на сдвиг;
- участие обшивки в восприятии нормальных напряжений учитывается путем присоединения участков обшивки к продольным силовым элементам;
- пояса лонжеронов работают только на растяжение-сжатие.

7.1 Распределение поперечной силы между лонжеронами в сечении крыла

На этапе проектировочного расчета принято допущение, что поперечная сила в сечении приложена в центре жесткости (рисунок 7.1). Это означает, что закручивания контура не происходит. Следовательно, вертикальные перемещения лонжеронов будут одинаковы.

Для расчета вертикальных перемещений применяют формулу Мора. Перемещения первого лонжерона определяют по формуле

$$y_1 = \int_0^L \frac{M_p \cdot \bar{M}}{E_1 \cdot I_1} dz.$$

На рисунке 7.2 показаны эпюры M_p и \bar{M} . Крыло рассмотрено как консольная балка.

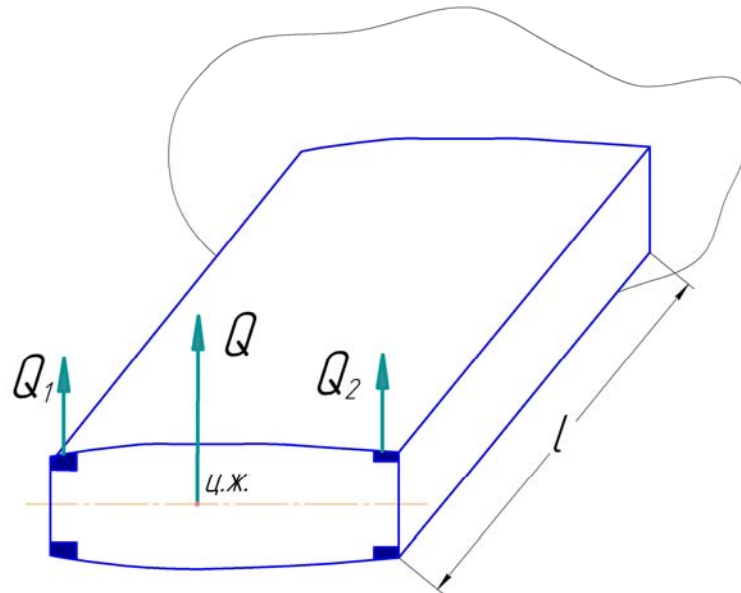


Рисунок 7.1 – Распределение поперечной силы в сечении для крыла с двумя лонжеронами

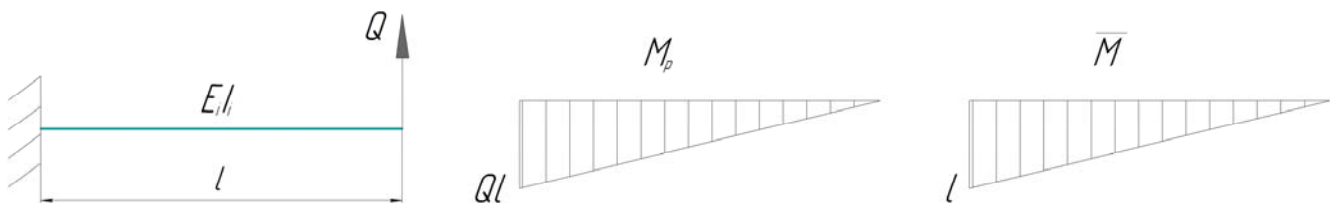


Рисунок 7.2 – Эпюры M_p и \bar{M}

Выражение для определения перемещения будет иметь вид

$$y_1 = \frac{Q_1 \cdot L^3}{3E_1 \cdot I_1}.$$

Аналогично можно определить и перемещение второго лонжерона.

Тогда

$$y_2 = \frac{Q_2 \cdot L^3}{3E_2 \cdot I_2}.$$

Учитывая, что $y_1 = y_2$, получим

$$\frac{Q_1 \cdot L^3}{3E_1 \cdot I_1} = \frac{Q_2 \cdot L^3}{3E_2 \cdot I_2} \rightarrow Q_2 = Q_1 \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1}.$$

Поперечная сила в сечении:

$$Q = Q_1 + Q_2.$$

Тогда, решая совместно два последних уравнения, имеем

$$Q_1 = Q \frac{E_1 \cdot I_1}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}.$$

В общем случае, если имеется k лонжеронов, поперечная сила, воспринимаемая i -м лонжероном, может быть найдена по формуле

$$Q_i = Q \frac{E_i \cdot I_i}{\sum_{j=1}^k E_j \cdot I_j}.$$

Таким образом, поперечную силу, действующую в сечении крыла, распределяют пропорционально изгибным жесткостям лонжеронов.

7.2 Распределение изгибающего момента между лонжеронами крыла

В силу принятых допущений о работе обшивки только на сдвиг и о том, что лонжероны являются плоскими балками, будут равны не только прогибы лонжеронов, но и их первые и вторые производные:

$$y_1 = y_2; \quad y_1' = y_2'; \quad y_1'' = y_2''.$$

Согласно уравнению упругой оси балки, вторые производные будут соответствовать выражениям

$$y_1'' = \frac{M_1}{E_1 \cdot I_1}; \quad y_2'' = \frac{M_2}{E_2 \cdot I_2}.$$

Здесь M_1 и M_2 – изгибающие моменты, воспринимаемые первым и вторым лонжеронами крыла:

$$\frac{M_1}{E_1 \cdot I_1} = \frac{M_2}{E_2 \cdot I_2} \rightarrow M_2 = M_1 \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1}.$$

Поскольку сумма моментов, воспринимаемых лонжеронами, равна изгибающему моменту в сечении крыла, то

$$M = M_1 + M_2;$$

$$M = M_1 \left(1 + \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1} \right) \rightarrow M_1 = M \frac{E_1 \cdot I_1}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}.$$

В случае, если крыло имеет k лонжеронов, изгибающий момент, воспринимаемый i -м лонжероном, может быть найден так:

$$M_i = M \frac{E_i \cdot I_i}{\sum_{j=1}^k E_j \cdot I_j}.$$

Таким образом, изгибающий момент, как и поперечная сила, распределяется между лонжеронами крыла пропорционально их изгибным жесткостям.

7.3 Методика приближенного определения положения центра жесткости сечения крыла

Положение центра жесткости сечения, которое находят по приведенной далее методике, является приближенным вследствие принятых ранее допущений.

Координируем положение центра жесткости относительно переднего лонжерона (рисунок 7.3). Если поперечная сила приложена в центре жесткости сечения крыла, то закручивания контура не происходит:

$$\sum M_{ц.ж} = 0; \rightarrow Q_2(B_{л} - X_{ц.ж}) - Q_1 \cdot X_{ц.ж} = 0;$$

$$(Q_1 + Q_2) X_{ц.ж} = Q_2 \cdot B_{л}.$$

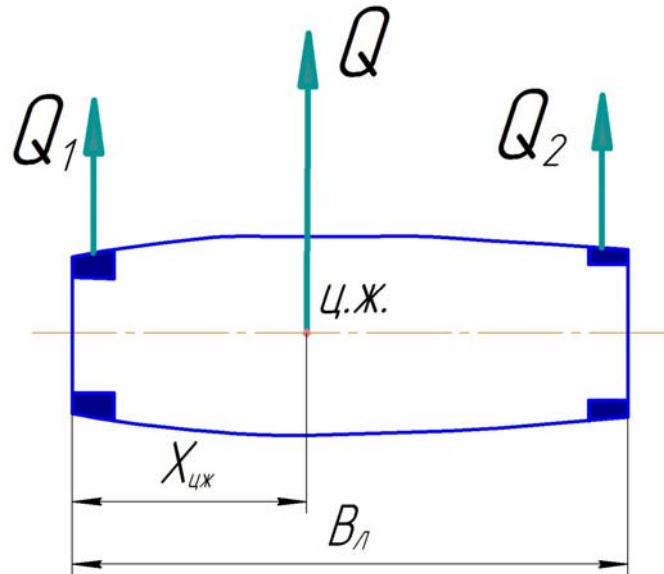


Рисунок 7.3 – Положение центра жесткости относительно переднего лонжерона

Учитывая, что

$$Q = Q_1 + Q_2;$$

$$Q_2 = Q \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2},$$

получим

$$X_{ц.ж} = \frac{Q_2}{Q} B_{л} = \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2} B_{л}.$$

В случае k лонжеронов расстояние от переднего лонжерона до центра жесткости сечения можно найти таким образом:

$$X_{ц.ж} = \frac{\sum_{j=1}^k E_j \cdot I_j \cdot X_j}{\sum_{j=1}^k E_j \cdot I_j},$$

где X_j – расстояние от первого лонжерона до j -го.

7.4 Последовательность проектировочного расчета сечения крыла с двумя лонжеронами

7.4.1 Выбор аэродинамического профиля и расположения лонжеронов крыла

Обоснование и выбор профиля крыла – задача аэродинамики. В рамках учебных проектов и лабораторных работ для пассажирских и транспортных самолетов следует принимать несимметричный профиль из каталога профилей.

При выборе места расположения лонжеронов необходимо учитывать размещение механизации крыла (закрылков, предкрылков) и топлива в крыльевых баках. Рекомендуется максимально использовать строительную высоту, определяемую аэродинамическим профилем. По статистике, для крыльев с двумя лонжеронами принимают:

- передний лонжерон расположен на расстоянии 15 – 20 % хорды от носка сечения крыла (рисунок 7.4);
- задний лонжерон расположен на расстоянии 60 – 70 % хорды от носка сечения крыла (рисунок 7.4).

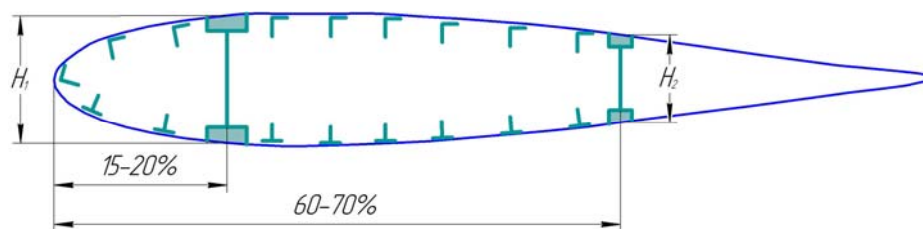


Рисунок 7.4 – Расположение лонжеронов в сечении крыла

7.4.2 Выбор толщины обшивки и шага стрингеров в растянутой и сжатой панелях крыла

Назначение обшивки крыла – выполнение двух основных функций:

– совместно с нервюрами обеспечивать неизменность контура поперечного сечения;

– совместно с продольным силовым набором воспринимать нормальные напряжения от изгиба и совместно со стенками лонжеронов участвовать в работе по восприятию крутящего момента.

Из аэродинамических расчетов известно, что сопротивление профиля увеличивается незначительно, если волнистость обшивки между стрингерами (рисунок 7.5) не превышает 0,2 %:

$$\bar{y} = \frac{y_{\max}}{t} \leq 0,002.$$

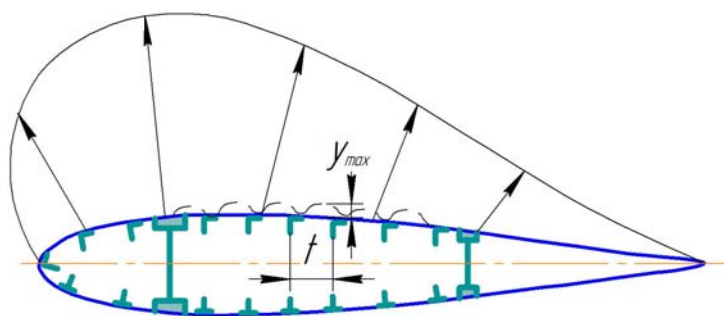


Рисунок 7.5 – Явление волнистости обшивки

Установим соотношение между толщиной обшивки и шагом стрингеров, соответствующее такому требованию. Для этого рассмотрим полоску обшивки между стрингерами единичной толщины (рисунок 7.6).

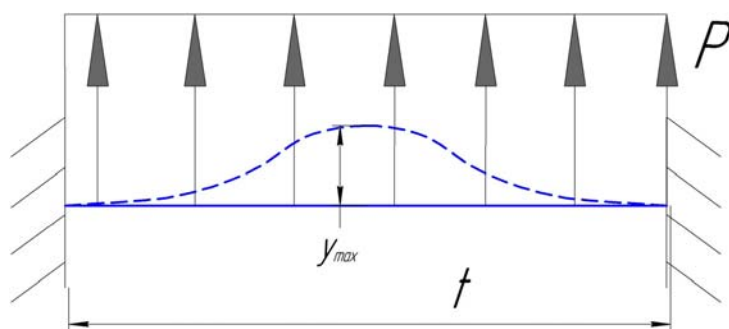


Рисунок 7.6 – Полоска обшивки между стрингерами единичной толщины

Решение такой задачи получено в курсе строительной механики и имеет вид

$$y_{\max} = \frac{P \cdot t^4}{384D}; \quad D = \frac{E \cdot \delta^3}{12(1-\mu^2)}.$$

Здесь μ – коэффициент Пуассона; δ – толщина обшивки; t – шаг стрингеров; P – удельная нагрузка на крыло.

После преобразований получим

$$y_{\max} = \frac{12 \cdot P \cdot t^4 \cdot (1-\mu^2)}{384E \cdot \delta^3} = \frac{P \cdot (1-\mu^2)}{32E} \left(\frac{t}{\delta}\right)^3 \cdot t;$$

$$\frac{y_{\max}}{t} = \frac{P \cdot (1-\mu^2)}{32E} \left(\frac{t}{\delta}\right)^3 \leq \bar{y}; \quad (\bar{y} = 0,002).$$

Тогда

$$\frac{\delta}{t} \geq \sqrt[3]{\frac{P \cdot (1-\mu^2)}{32E \cdot \bar{y}}}.$$

Данное условие не строгое, но оно должно выполняться, особенно для тонких обшивок в клепаных панелях крыла.

Удельную нагрузку на панели крыла определяют при горизонтальном полете ($n_y = 1$):

$$P_{\text{в}} = \frac{2}{3} \frac{G}{S_{\text{кр}}}; \quad P_{\text{н}} = \frac{1}{3} \frac{G}{S_{\text{кр}}}.$$

Далее, задаваясь шагом стрингеров, можно рассчитать требуемую толщину обшивки. По технологическим соображениям, минимальная толщина обшивки, применяемая на практике, – 0,8 мм. Для средних самолетов толщина обшивки может составлять 3 – 5 мм, для тяжелых самолетов применяют монолитные панели, толщина которых может достигать 10 – 12 мм.

Принятая толщина обшивки в сборных конструкциях должна соответствовать стандартному ряду толщин листов, выпускаемых промышленностью (0,2; 0,5; 0,8; 1; 1,2; 1,5; 2...).

По статистике, в реальных конструкциях шаг стрингеров находится в пределах $t = 120...250$ мм.

В результате выполнения этого пункта должны быть установлены число стрингеров на верхней и нижней панелях, толщина обшивки и шаг стрингеров в растянутой и сжатой зонах крыла.

7.4.3. Расчет потребных площадей продольного силового набора

На этапе проектировочного расчета сложный аэродинамический профиль заменяют двумя параллельными панелями (рисунок 7.7).

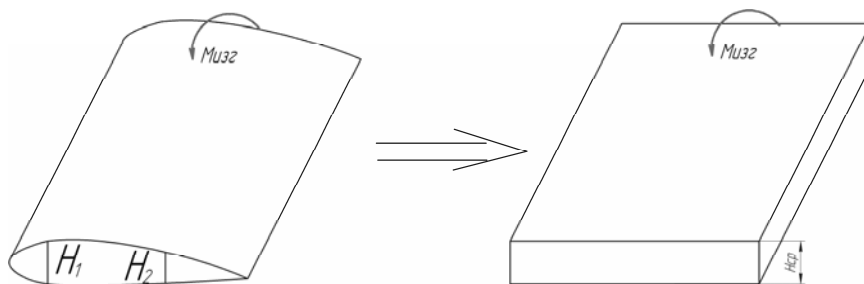


Рисунок 7.7 – Замена сложного аэродинамического профиля двумя параллельными панелями

Если крыло самолета имеет предкрылки, то ширина панелей соответствует расстоянию между лонжеронами. Если носок профиля работает на восприятие изгибающего момента, то в ширину панели можно включить одно – два расстояния между стрингерами. Хвостовую часть профиля крыла в расчетах не учитывают ввиду того, что там расположена механизация и строительные высоты малы.

Средняя высота сечения:

$$H_{cp} = \frac{H_1 + H_2}{2} \mu_1,$$

где $\mu_1 = 0,9 \dots 0,95$ – коэффициент, который учитывает, что расстояние между центрами тяжести поясов лонжеронов меньше теоретической высоты профиля в местах установки лонжеронов; H_1 и H_2 – высоты профиля в местах расположения первого и второго лонжеронов.

Нагрузка, воспринимаемая панелями крыла, может быть найдена так:

$$P_{пан} = \frac{M_{изг}}{H_{ср}}$$

Усилие $P_{пан}$, воспринимаемое панелями, можно представить в виде суммы нагрузок, воспринимаемых полками лонжеронов и стрингерами с обшивкой:

$$P_{пан} = P_{л} + P_{с+о}$$

Нагрузку $P_{с+о}$ обычно задают в долях от суммарной нагрузки на панель:

$$P_{с+о} = \eta \cdot P_{пан},$$

где $\eta = 0,2 \dots 0,8$ – коэффициент, величина которого зависит от силовой схемы крыла. Меньшее значение η соответствует лонжеронному крылу, большее – моноблочному.

В рамках курсового проекта в качестве начального приближения можно принимать $\eta = 0,7$. На практике, варьируя величиной η , выполняют проектировочный расчет в полном объеме. После этого находят вес конструкции и принимают значение η , соответствующее минимуму массы.

7.4.4 Расчет потребных площадей продольного силового набора в растянутой зоне

Нагрузку, воспринимаемую стрингерами и обшивкой, можно найти так:

$$P_{с+о} = \sigma_{В стр} \cdot n_{стр} \cdot f_{стр} \cdot k_1 + \sigma_{В обш} \cdot B \cdot \delta_n \cdot k_1 \cdot k_2,$$

где δ_n – толщина обшивки в растянутой зоне; $\sigma_{B\text{ стр}}$, $\sigma_{B\text{ обш}}$ – напряжения временного сопротивления материала стрингера и обшивки соответственно; $k_1 = 0,8...0,85$ – коэффициент, учитывающий концентрацию напряжений и ослабление сечения отверстиями под заклепки (зависит от соотношения размеров стрингера и диаметра крепежа, а также от свойств материала); $k_2 = 0,8...0,9$ – коэффициент, учитывающий запаздывание во включении в силовую схему обшивки по сравнению со стрингером (рисунок 7.8), зависит от толщины обшивки.

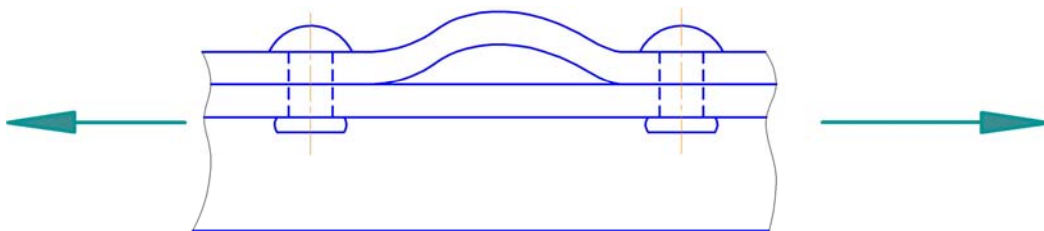


Рисунок 7.8 – Запаздывание во включении в силовую схему обшивки по сравнению со стрингером

По рекомендации ЦАГИ для обшивок с толщиной $\delta > 1,5...2$ мм произведение коэффициентов можно принимать равным $k_1 \cdot k_2 = 0,7$. Для очень тонких обшивок (менее 0,8 мм), в зависимости от технологии сборки, произведение этих коэффициентов может быть значительно меньше и достигать 0,3...0,4.

При проектировании монолитных панелей следует принимать $k_1 = k_2 = 1$.

Напряжения $\sigma_{B\text{ стр}}$ и $\sigma_{B\text{ обш}}$ принимают при проектировании конструкции, исходя из требований статической прочности. Опыт эксплуатации пассажирских и транспортных самолетов показывает, что удовлетворение только статической прочности может обеспечить ресурс самолета не более 15 – 18 тыс. летных часов.

При проектировании конструкции с учетом большого проектного ресурса вместо напряжений временного сопротивления должны быть

выбраны директивные (допускаемые) напряжения, соответствующие требуемому ресурсу.

Площадь поперечного сечения стрингера, которая обеспечит восприятие стрингерами и обшивкой усилия:

$$f_{стр} = \frac{P_{с+о} - \sigma_{В общ} \cdot B \cdot \delta_n \cdot k_1 \cdot k_2}{\sigma_{В стр} \cdot n_{стр} \cdot k_1}.$$

По сортаменту авиационных профилей следует выбрать сечение с ближайшим значением площади поперечного сечения. Необходимо учитывать, что растянутая панель в горизонтальном полете (нижняя поверхность крыла) оказывается сжатой при действии отрицательной перегрузки.

С учетом выбранных площадей стрингеров необходимо выполнить расчет нагрузки, воспринимаемой поясами лонжеронов:

$$P_{л} = P_{пан} - P_{с+о} = P_{пан} - (\sigma_{В стр} \cdot n_{стр} \cdot f_{стр}^* \cdot k_1 + \sigma_{В общ} \cdot B \cdot \delta_n \cdot k_1 \cdot k_2).$$

Здесь $f_{стр}^*$ – площадь поперечного сечения стрингера, выбранного по сортаменту.

Суммарная площадь поясов лонжеронов $F_{л}$ в растянутой зоне равна

$$F_{л} = \frac{P_{л}}{\sigma_{В л} \cdot k_1},$$

где $\sigma_{В л}$ – напряжение временного сопротивления материала лонжерона при растяжении.

Площадь $F_{л}$ следует распределить между растянутыми поясами переднего и заднего лонжеронов. Площади полок для лонжеронных крыльев распределяются пропорционально квадратам высот лонжеронов:

$$F_{л} = F_{1 л} + F_{2 л}; \quad \frac{F_{1 л}}{F_{2 л}} = \left(\frac{H_1}{H_2} \right)^2;$$

$$F_{1,л} = F_{2,л} \left(\frac{H_1}{H_2} \right)^2; \quad F_{2,л} = \frac{F_{л}}{1 + \left(\frac{H_1}{H_2} \right)^2}.$$

Для моноблочных крыльев распределение площадей полок выполняют пропорционально высотам лонжеронов.

7.4.5 Расчет потребных площадей продольного силового набора в сжатой зоне

Нагрузка, воспринимаемая обшивкой и стрингерами в сжатой зоне, равна

$$P_{с+о} = \sigma_{кр стр} \cdot n_{стр} (f_{стр} + 2c \cdot \delta_e).$$

Здесь δ_e – толщина обшивки в сжатой зоне.

Стрингер считается выбранным удачно, если его критические напряжения близки к пределу временного сопротивления материала. На этапе проектировочного расчета принимают:

$$\sigma_{кр стр} \approx 0,8 \cdot \sigma_B; \quad 2c = 30 \cdot \delta_e.$$

Потребная площадь стрингера с учетом данных условий составит:

$$f_{стр} = \frac{P_{с+о}}{\sigma_{кр стр} \cdot n_{стр}} - 2c \cdot \delta_e.$$

Зная потребную площадь стрингера, из сортамента авиационных профилей подбирают прессованный профиль с наиболее близкой площадью поперечного сечения. Далее для выбранного профиля необходимо вычислить его критические напряжения местной потери устойчивости. Согласно формуле Эйлера:

$$\sigma_{кр}^э = \frac{0,9k \cdot E}{\left(\frac{b}{\delta} \right)^2}.$$

Если $\sigma_{кр}^э > \sigma_{пл}$, то необходимо проводить корректировку:

$$\sigma_{кр} = \sigma_B \frac{1 + \nu}{1 + \nu + \nu^2}; \quad \nu = \frac{\sigma_B}{\sigma_{кр}^э}.$$

В случае, если скорректированные напряжения не превышают предел пропорциональности материала, необходимо выбрать другой стрингер.

По найденному значению критических напряжений стингера следует вычислить действительную ширину присоединенной обшивки:

$$2c = 1,9\delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{кр\ стр}}}.$$

Далее уточняют величины усилия, воспринимаемого поясами лонжеронов в сжатой зоне:

$$P_{л} = P_{пан} - P_{с+о} = P_{пан} - \sigma_{кр\ стр} \cdot n_{стр} (f_{стр}^* + 2c \cdot \delta_e),$$

где $f_{стр}^*$ – площадь поперечного сечения стрингера, выбранного по сортаменту.

В сжатой зоне коэффициент ослабления сечения не учитывают.

Для специальных авиационных профилей, подкрепленных в отношении общей потери устойчивости для конструкции, проектируемой по требованиям статики (рисунок 7.9):

$$b/\delta < 3; \quad F_{л} = \frac{P_{л}}{\sigma_{Вл}}.$$

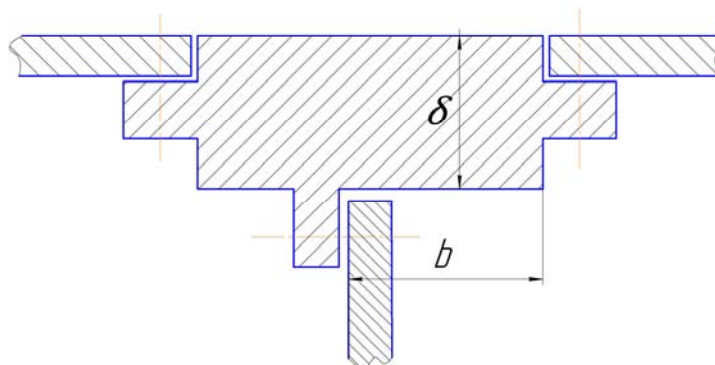


Рисунок 7.9 – Перестыковка по поясу лонжерона

Если пояс лонжерона изготовлен из обычного прессованного профиля, то необходимо определять критические напряжения местной потери устойчивости такого пояса (по аналогии со стрингером) и расчет площади поясов лонжеронов проводить с учетом этих напряжений.

Площадь F_n следует распределить между сжатыми поясами переднего и заднего лонжеронов. Площади полок распределяются пропорционально высотам или квадратам высот лонжеронов.

7.4.6 Расчет толщины стенки лонжерона

Стенки лонжеронов воспринимают потоки касательных усилий от поперечных сил и кручения крыла.

Координируем точку приложения равнодействующей нагрузки относительно переднего лонжерона (рисунок 7.10).

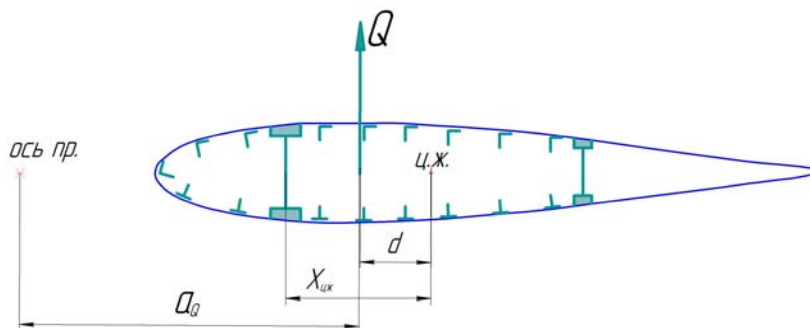


Рисунок 7.10 – Точка приложения равнодействующей нагрузки в сечении крыла

Тогда расстояние от оси приведения до точки приложения равнодействующей нагрузки в сечении крыла равно

$$a_Q = \frac{M_{\text{прив}}}{Q},$$

где $M_{\text{прив}}$, Q – приведенный момент и поперечная сила, действующие в сечении.

Положение центра жесткости сечения крыла относительно переднего лонжерона:

$$X_{\text{ц.ж}} = \frac{E_2 \cdot I_2}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2} B_{\text{л}}.$$

Здесь I_1 и I_2 – моменты инерции лонжеронов.

Поскольку площади верхнего и нижнего поясов могут отличаться, то моменты инерции следует находить относительно центральной оси параллельной плоскости обшивки и проходящей через центр тяжести лонжерона (рисунок 7.11).

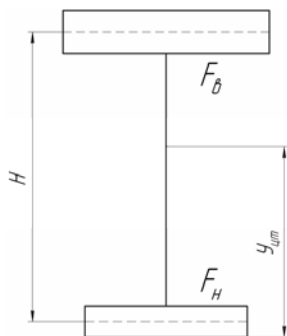


Рисунок 7.11 – Положение центра тяжести лонжерона

Координата центра тяжести по вертикальной оси:

$$y_{\text{цм}} = \frac{F_{\text{в}} \cdot H}{F_{\text{в}} + F_{\text{н}}}; \quad I = F_{\text{в}}(H - y_{\text{цм}})^2 + F_{\text{н}} \cdot (y_{\text{цм}})^2.$$

Поперечная сила Q распределяется пропорционально изгибным жесткостям лонжеронов:

$$Q_1 = Q \frac{E_1 \cdot I_1}{E_1 \cdot I_1 + E_2 \cdot I_2}; \quad Q_2 = Q - Q_1.$$

Крутящий момент $M_{кр}$ может быть найден по формуле (рисунок 7.12):

$$M_{кр} = Q \cdot d.$$

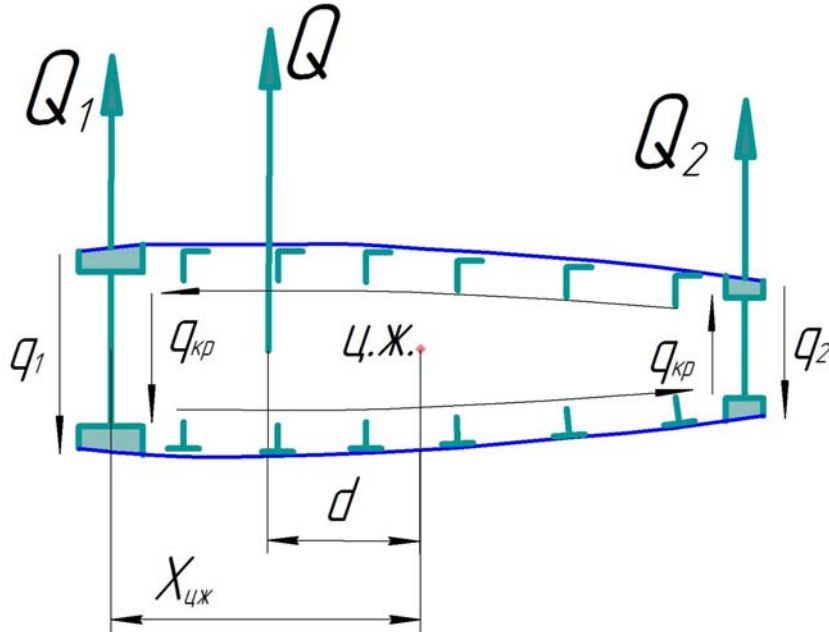


Рисунок 7.12 – Крутящий момент в сечении крыла

По формуле Бредта, поток касательных усилий (рисунок 7.12) от воздействия крутящего момента равен

$$q_{кр} = \frac{M_{кр}}{\Omega},$$

где $\Omega = 2 \cdot H_{ср} \cdot B_l$ – удвоенная площадь контура поперечного сечения.

Потоки касательных усилий в стенках от поперечной силы (рисунок 7.12) определяют по формулам

$$q_1 = \frac{Q_1}{H_1}; \quad q_2 = \frac{Q_2}{H_2}.$$

Тогда суммарные потоки касательных усилий в общем случае могут быть найдены так:

$$q_{\Sigma i} = \frac{Q_i}{H_i} \pm q_{кр}.$$

Знак «+», если направление потоков совпадает, в противоположном случае – знак «-».

При проектировании конструкции по требованиям статики используют зависимость

$$q_{\Sigma i} = [\tau] \cdot \delta_i.$$

Тогда толщины стенок лонжеронов определяются по выражению

$$\delta_i = \frac{q_{\Sigma i}}{[\tau]},$$

где $[\tau] = (0,6...0,65)\sigma_B$ – разрушающее напряжение сдвига.

При проведении расчетов по определению толщин стенок лонжеронов необходимо учитывать следующее:

1. Для реального крыла точка приложения поперечной силы зависит от угла атаки в расчетном случае и может быть как перед, так и за центром жесткости. Соответственно, меняет направление и поток касательных усилий $q_{кр}$. Для реальной конструкции расчеты проводят для всех расчетных случаев, и толщины стенок принимают по наиболее тяжелым.

2. Для конструкции, проектируемой по требованиям ресурса, в качестве критерия прочности следует принимать допускаемые касательные напряжения. Эти напряжения не должны превосходить 120 – 140 МПа.

7.4.7 Расчет расстояния между рядовыми нервюрами

Рядовые нервюры совместно с обшивкой обеспечивают неизменность контура поперечного сечения и подкрепляют стрингерный набор в отношении общей потери устойчивости.

Расстояние между нервюрами определяют из условия равнопрочности критических напряжений местной и общей потери устойчивости.

Равенство действительных критических напряжений означает и равенство их значений по Эйлеру, поскольку корректировка выполняется по аналогичным зависимостям.

Критические напряжения общей потери устойчивости определяют по формуле

$$\sigma_{кpo}^э = \frac{m \cdot \pi^2 \cdot E \cdot I_{c+o}}{L^2 \cdot F_{c+o}},$$

где E – модуль упругости стрингера; L – расстояние между нервюрами; F_{c+o} – площадь стрингера с присоединенной обшивкой (рисунок 7.13); I_{c+o} – момент инерции сечения относительно оси, проходящей через центр тяжести этого сечения и параллельной плоскости обшивки, равен

$$I_{c+o} = I_x^{cmp} + f_{cmp} (y_{цт}^\Sigma - y_0)^2 + f_{прис.обш} (y_{цт}^\Sigma + \frac{\delta_\epsilon}{2})^2,$$

где I_x^{cmp} – момент инерции стрингера; y_0 – координата центра тяжести стрингера.

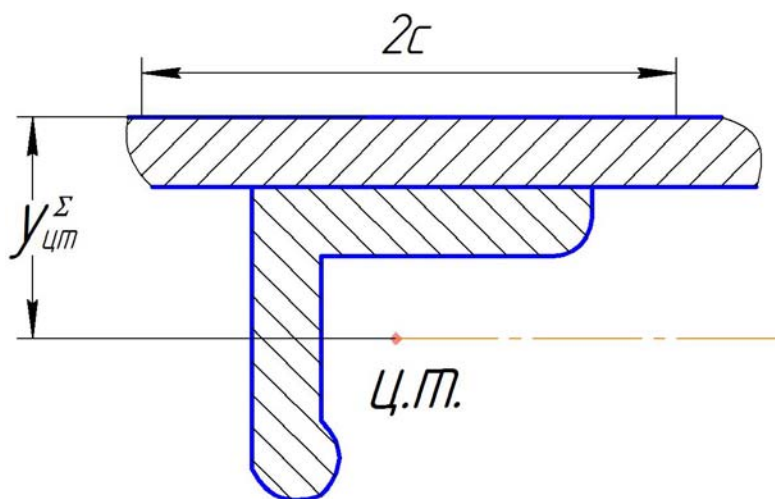


Рисунок 7.13 – Стрингер с присоединенной обшивкой

Координата центра тяжести стрингера с присоединенной обшивкой $y_{цт}^{\Sigma}$ (рисунок 7.13) определяется по следующей зависимости:

$$y_{цт}^{\Sigma} = \frac{f_{стр} \cdot y_0 - f_{прис.обш} \cdot \frac{\delta_e}{2}}{f_{стр} + f_{прис.обш}}$$

Из условия $\sigma_{кpo}^{\varepsilon} = \sigma_{кpm}^{\varepsilon}$ получим зависимость для определения расстояния между рядовыми нервюрами:

$$L = \sqrt{\frac{\pi^2 E \cdot I_{с+о} \cdot m}{(f_{стр} + f_{прис.обш}) \cdot \sigma_{кpm}^{\varepsilon}}}$$

По статистике, расстояние между рядовыми нервюрами составляет от 300 мм для легких самолетов с тонкой обшивкой и слабым стрингерным набором и до 500 – 600 мм – для тяжелых самолетов с мощным набором стрингеров, монолитными панелями.

8 Проверочный расчет сечения крыла большого удлинения

Цель проверочного расчета – получение количественных характеристик прочности на основе полного описания геометрии сечения и физико-механических характеристик конструкционных материалов.

При проверочном расчете вычисляют нормальные и касательные напряжения в поперечном сечении крыла большого удлинения, параметры которого были получены при проектировочном расчете. Нормальные напряжения находят методом последовательных приближений на основе применения теории редуцирования, а касательные – методом секущих модулей без разделения на изгиб и кручение.

При расчете НДС агрегатов тонкостенной конструкции большого удлинения широко применяют расчетную схему тонкостенного стержня с использованием следующих гипотез:

- Одноплоскостной закон распределения относительных деформаций справедлив вдали от мест возмущений (местное приложение сил, наличие вырезов резкое изменение жесткости).
- Считается справедливым принцип Сен-Венана (напряженное состояние вдали от мест возмущений не зависит от способа приложения нагрузки).
- Нервюры абсолютно жесткие в своей плоскости и абсолютно податливые из нее (этим обеспечивается $\sigma_s = 0$).
- Крыло цилиндрическое (пренебрегаем конусностью конструкции).
- Для элементов продольного набора и обшивки задан физический закон (диаграмма $\sigma - \varepsilon$).
- Обшивка работает на сдвиг и на нормальные напряжения (рисунок 8.1). Работу обшивки на нормальные напряжения учитывают присоединением площади обшивки к площадям продольного набора.

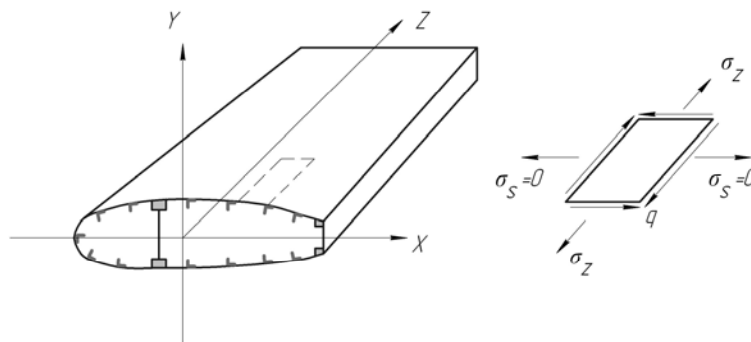


Рисунок 8.1 – Нагружение фрагмента обшивки крыла

8.1 Расчет нормальных напряжений в сечении крыла большого удлинения

Зависимость для определения нормальных напряжений в расчетной схеме тонкостенного стержня:

$$\sigma_z = -\frac{M_x}{I_x} y - \frac{M_y}{I_y} x + \frac{N_z}{F}. \quad (8.1)$$

Здесь M_x и M_y – моменты внешних сил.

Данная зависимость справедлива, если:

- оси координат главные и центральные;
- материал сечения однородный;
- физический закон линейный;
- нет потери устойчивости.

Так как на крыло действуют расчетные нагрузки P^P , то напряжения σ_z лежат за пределами пропорциональности и в некоторых элементах может происходить потеря устойчивости.

Для использования зависимости (8.1) необходимо действительное сечение заменить на фиктивное (редуцированное). Для такой замены создана теория редуцирования.

Основные условия теории редуцирования:

- центры тяжести действительных и редуцированных элементов находятся на контуре крыла (геометрическая эквивалентность);
- осевые усилия продольных элементов действительного и редуцированного сечений равны между собой (статическая эквивалентность):

$$N_{\partial} = N_r \rightarrow \sigma_{\partial} \cdot F_{\partial} = \sigma_r \cdot F_r; \quad \frac{\sigma_{\partial}}{\sigma_r} = \frac{F_{\partial}}{F_r} = \varphi;$$

- деформации элементов действительного и редуцированного сечений одинаковы:

$$\varepsilon_{\partial} = \varepsilon_r.$$

При проверочном расчете методом редуцированных коэффициентов для определения φ_i строят итерационный процесс по схеме, показанной на рисунке 8.2:

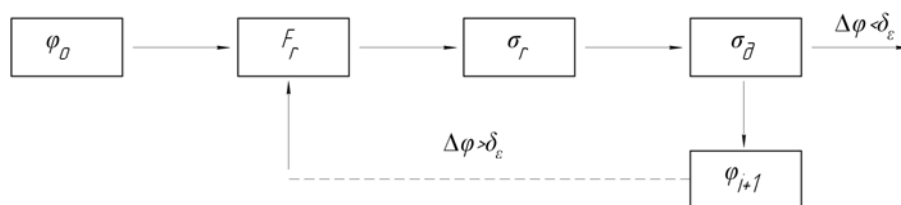


Рисунок 8.2 – Схема итерационного процесса при проверочном расчете методом редуцированных коэффициентов

8.1.1 Последовательность проверочного расчета сечения методом редуцированных коэффициентов

1. Построение диаграмм σ – ε для элементов. Диаграммы могут быть построены приближенно по четырем точкам на основе экспериментальных данных. Первая точка – начало координат, вторая – напряжения, равные пределу пропорциональности σ_p , и деформации, определяемые по формуле $\varepsilon_p = \frac{\sigma_p}{E}$. Найденные точки соединяем прямой линией. Третья точка соответствует напряжениям предела текучести σ_T . Для определения третьей точки проводим линию $\sigma = \sigma_T$. Но так как напряжению σ_T соответствует остаточная деформация 0,2 %, то на оси абсцисс откладываем отрезок 0,2 %, с конца которого проводим прямую, параллельную прямой 1 – 2, до пересечения с линией $\sigma = \sigma_T$. Четвертую точку (напряжения равны σ_B , остаточная деформация равна δ) откладываем аналогичным образом. Соединив точки 2, 3, 4 плавной линией, получаем диаграмму σ – ε в растянутой зоне. В этой координатной системе удобно построить диаграмму сжатого стрингера: отметить на диаграмме σ – ε для стрингера точку с напряжением $\sigma_{кр стр}$ и провести из этой точки прямую, параллельную оси абсцисс.

2. Фиктивный физический закон и коэффициенты редукиции в первом приближении. В общем случае выбор коэффициентов редукиции в первом приближении φ_{oi} и фиктивного физического закона (ФФЗ) произволен и итерационный процесс является сходящимся. Однако, от

выбора φ_{oi} и ФФЗ зависит количество итераций, т.е. время счета. При расчетных нагрузках напряжения в наиболее прочном элементе конструкции (лонжероне) близки к временному сопротивлению, поэтому фиктивный закон целесообразно проводить через точку σ_B лонжерона (рисунок 8.3)

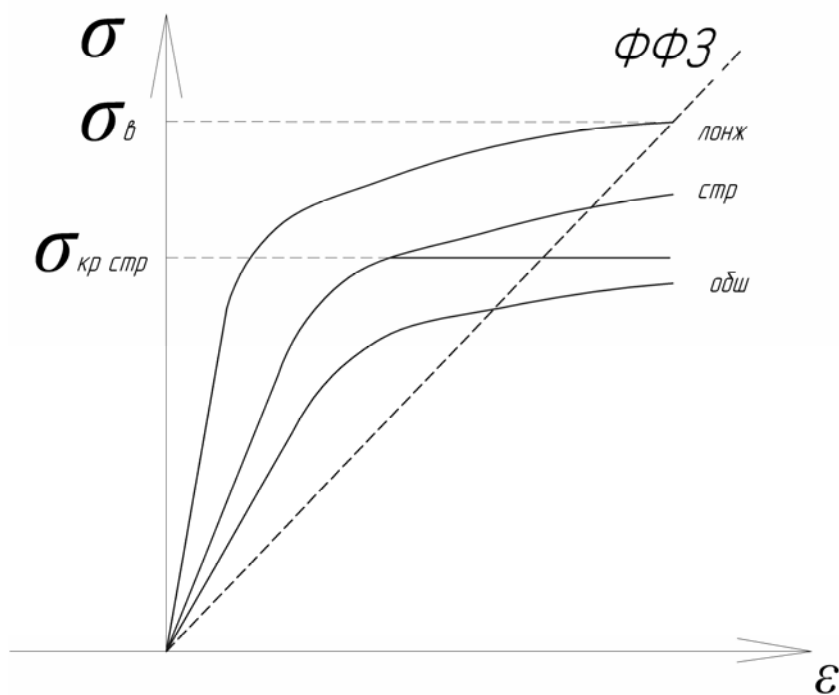


Рисунок 8.3 – Фиктивный физический закон

3. Определение площадей элементов в редуцированном сечении:

$$f_{лri} = f_{лdi} \cdot \varphi_{ли};$$

$$f_{стр.ri} = f_{стр.di} \cdot \varphi_{стр.i};$$

$$f_{обш.ri} = f_{обш.di} \cdot \varphi_{обш.i}.$$

4. Вычисление центральных моментов инерции сечения.

Координаты центра тяжести редуцированного сечения:

$$X_{ум} = \frac{\sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot X_i}{\sum_{i=1}^n f_{ri}}, \quad Y_{ум} = \frac{\sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot Y_i}{\sum_{i=1}^n f_{ri}}.$$

Координаты элементов в центральных осях:

$$\bar{X}_i = X_i - X_{ум}, \quad \bar{Y}_i = Y_i - Y_{ум}.$$

Моменты инерции в центральных осях:

$$I_{xr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot \bar{Y}_i^2;$$

$$I_{yr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot \bar{X}_i^2;$$

$$I_{xyr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot \bar{X}_i \cdot \bar{Y}_i.$$

5. Вычисление главных центральных моментов инерции сечения.

Угол поворота главных осей (рисунок 8.4):

$$\operatorname{tg} 2\beta = \frac{2I_{xyr}}{I_{yr} - I_{xr}}.$$

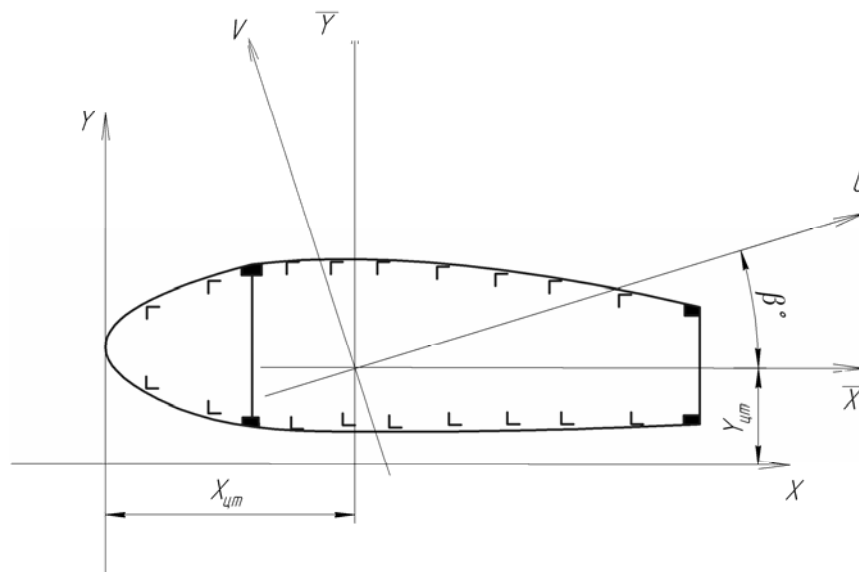


Рисунок 8.4 – Угол поворота главных осей

Если угол $\beta > 0$ - поворот против часовой стрелки.

Координаты элементов в главных центральных осях:

$$U_i = \bar{X}_i \cos \beta + \bar{Y}_i \sin \beta;$$

$$V_i = \bar{Y}_i \cos \beta + \bar{X}_i \sin \beta.$$

Главные центральные моменты инерции:

$$I_{ur} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot V_i^2;$$

$$I_{vr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot U_i^2.$$

При $\beta < 3^\circ$ поворот осей на практике не производят, считая что:

$$I_{ur} = I_{xr};$$

$$I_{vr} = I_{yr}.$$

6. Пересчет изгибающих моментов в систему главных осей:

$$M_u = M_x \cos \beta + M_y \sin \beta;$$

$$M_v = M_y \cos \beta + M_x \sin \beta.$$

7. Вычисление редуцированных напряжений в элементах:

$$\sigma_{ri} = \frac{M_u}{I_{ur}} V_i - \frac{M_v}{I_{vr}} U_i.$$

8. Определение действительных напряжений в элементах. По найденным редуцированным напряжениям в элементах, используя диаграммы σ – ε , определяют действительные напряжения σ_{di} (рисунок 8.5).

9. Вычисление коэффициентов редукции следующего приближения для элементов:

$$\varphi_i = \frac{\sigma_{di}}{\sigma_{ri}}.$$

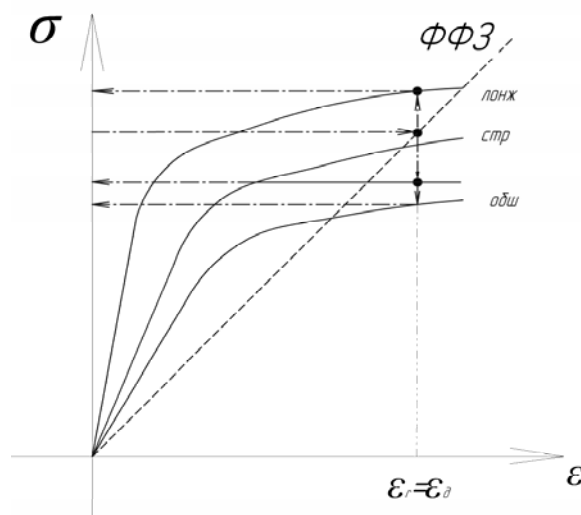


Рисунок 8.5 – Определение действительных напряжений в элементах

Вычислительный процесс продолжается до тех пор, пока коэффициенты редукции соседних приближений не будут близки друг к другу с заданной степенью точности:

$$\left| \frac{\varphi_i - \varphi_{i+1}}{\varphi_i} \right| \leq 0,05.$$

10. Определение коэффициентов избытка прочности элементов:

$$\eta = \frac{\sigma_{ei}}{\sigma_{di}} - \text{в растянутой зоне};$$

$$\eta = \frac{\sigma_{кр.стрi}}{\sigma_{di}} - \text{в сжатой зоне}.$$

Коэффициент η должен быть больше единицы, иначе сечение не сможет воспринимать поперечные силы.

8.1.2 Выбор коэффициентов редукции нулевого приближения

В общем случае итерационный процесс расчета нормальных напряжений является сходящимся, однако от удачного выбора коэффициентов редукции исходного (начального) приближения зависит число итераций, необходимых для достижения сходимости.

Расчетные нагрузки. При проектировании конструкции по требованиям статической прочности стремятся к тому, чтобы напряжения в наиболее нагруженных элементах (лонжеронах) были близки к пределу

временного сопротивления. В таком случае, ФФЗ целесообразно проводить через точку диаграммы $\sigma - \varepsilon$, соответствующую разрушающим напряжениям и деформациям наиболее прочного элемента конструкции – лонжерона (см.рисунок 8.3).

Растянутая зона:

$$\varphi_{л} = 1;$$

$$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_{В стр}}{\sigma_{В л}};$$

$$\varphi_{обш} = \varphi_{стр}.$$

Сжатая зона:

$$\varphi_{л} = 1;$$

$$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_{кр стр}}{\sigma_{В л}};$$

$$\varphi_{обш} = \varphi_{стр}.$$

В последующих приближениях коэффициенты редукиции, соответственно, равны:

$$\varphi_{л} = \frac{\sigma_{дл}}{\sigma_{гл}}; \varphi_{стр} = \frac{\sigma_{дстр}}{\sigma_{гстр}}; \varphi_{обш} = \varphi_{стр}.$$

Обшивку, присоединяемую к лонжеронам в целях упрощения, не учитывают.

Эксплуатационные нагрузки. При действии эксплуатационных нагрузок конструкция работает в пределах упругости. Коэффициенты редукиции определяются, как и раньше, но ФФЗ целесообразно проводить по линейному участку диаграммы $\sigma - \varepsilon$ наиболее прочного элемента.

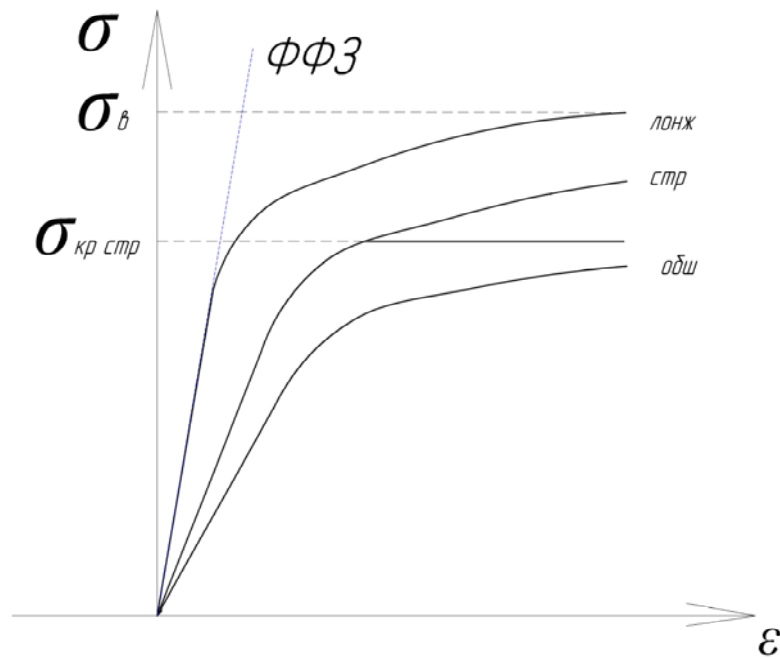


Рисунок 8.6 – Фиктивный физический закон при действии эксплуатационных нагрузок

Растянутая зона:

$$\varphi_{л} = 1;$$

$$\varphi_{стр} = \frac{\sigma_{стр}}{\sigma_{л}} = \frac{E_{стр}}{E_{л}};$$

$$\varphi_{обш} = \varphi_{стр}.$$

Сжатая зона:

$$\varphi_{л} = 1;$$

$$\varphi_{стр} = \frac{E_{стр}}{E_{л}};$$

$$\varphi_{обш} = \varphi_{стр}.$$

Если при этом напряжения в элементах находятся в линейной области диаграммы $\sigma-\varepsilon$, то при эксплуатационных нагрузках итерационный процесс не строится (единственное приближение).

Результаты расчетов заносят в таблицу (таблица 8.1).

Таблица 8.1 – Результаты расчетов

№ элемента	$f_{эли}$	$\varphi_{эли}$	f_{ri}	X_i	Y_i	$f_{ri} \cdot X_i$	$f_{ri} \cdot Y_i$	\overline{X}_i	\overline{Y}_i	$f_{ri} \cdot \overline{X}_i$	$f_{ri} \cdot \overline{Y}_i$	$f_{ri} \cdot \overline{X}_i^2$	$f_{ri} \cdot \overline{Y}_i^2$	$f_{ri} \cdot \overline{X}_i \overline{Y}_i$	U_i	$f_{ri} \cdot U_i$
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
1																
2																
3																
4																
...																
...																
...																
<i>n</i>																
										$\Sigma = 0$	$\Sigma = 0$	$\Sigma = I_{yr}$	$\Sigma = I_{xr}$	$\Sigma = I_{xyr}$		$\Sigma = 0$

Продолжение таблицы 8.1

№ элемента	V_i	$f_{ri} \cdot V_i$	$f_{ri} \cdot U_i^2$	$f_{ri} \cdot V_i^2$	M_{Ui}	M_{Vi}	σ_{ri}	$\sigma_{\delta i}$	$\varphi_{эл\ i+1}$	$\sigma_{эв\ i}$	η
1	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28
1											
2											
3											
4											
...											
...											
...											
<i>n</i>											
		$\Sigma = 0$	$\Sigma = I_{vr}$	$\Sigma = I_{ur}$							

8.2 Расчет касательных напряжений в сечении крыла большого удлинения (по секущему модулю)

Потоки касательных усилий в элементах тонкостенных конструкций (обшивка и стенки лонжеронов) возникают от действия поперечных сил и крутящих моментов. Проверочный расчет касательных напряжений проводят после достижения сходимости итерационного процесса расчета нормальных напряжений.

В строительной механике поток касательных усилий в сечении тонкостенного стержня определяется в предположении, что сечение однородно и физический закон деформирования материала линейный.

В расчетной схеме тонкостенного стержня потоки касательных усилий находят из уравнения равновесия тонкостенного элемента конструкции через нормальные напряжения.

Рассмотрим равновесие элемента тонкостенного стержня (рисунок 8.7).

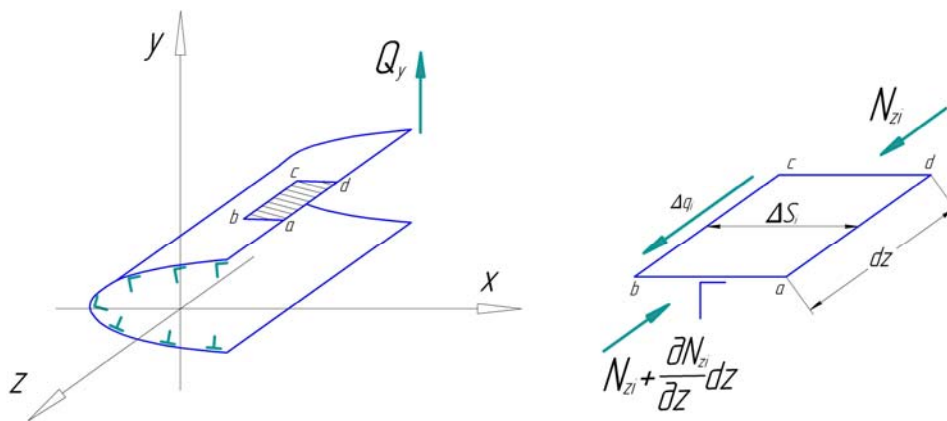


Рисунок 8.7 – Нагружение фрагмента тонкостенного стержня

Проектируя внутренние усилия N_{zi} и q_i на ось Z , получим

$$-\Delta q_i \cdot dz - N_{zi} + N_{zi} + \frac{\partial N_{zi}}{\partial z} dz = 0;$$

$$\Delta q_i = \frac{\partial N_{zi}}{\partial z}.$$

Таким образом, поток касательных усилий в обшивке будет равен

$$q_{pk} = \sum_{i=1}^k \frac{dN_{zi}}{dz}.$$

Нормальное усилие в i -ом продольном элементе:

$$N_{zi} = \sigma_{\partial i} \cdot f_i.$$

С учетом результатов теории редуцирования (равенство усилий в элементах действительного и редуцированного сечений) имеем

$$\sigma_{\partial i} \cdot f_i = \sigma_{ri} \cdot f_{ri},$$

где σ_{ri} , f_{ri} – редуцированные напряжение и площадь i -го продольного элемента после сходимости метода редуцированных элементов:

$$f_{ri} = f_i \frac{\sigma_{\partial i}}{\sigma_{ri}} = f_i \frac{\varepsilon_{\partial i} \cdot E_{\partial ci}}{\varepsilon_{ri} \cdot E_{\phi}} = f_i \frac{E_{\partial ci}}{E_{\phi}}.$$

Здесь

$$E_{\partial ci} = \operatorname{tg} \alpha_{ci};$$

$$E_{\phi} = \operatorname{tg} \alpha_{\phi}.$$

Углы α_{ci} и α_{ϕ} показаны на рисунке 8.8.

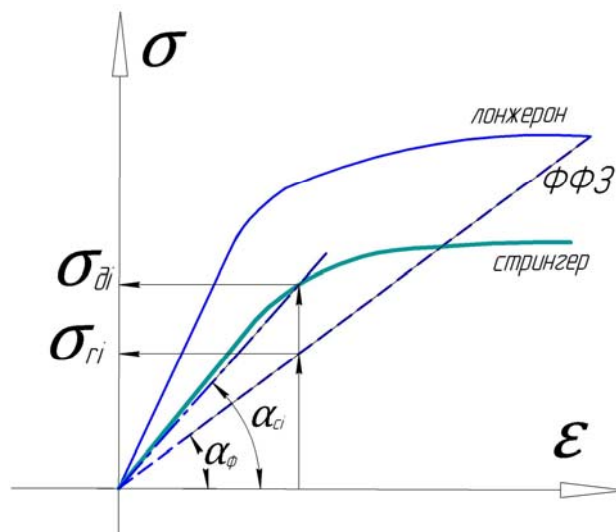


Рисунок 8.8 – Углы α_{ci} и α_{ϕ}

Редуцирование происходит по текущему модулю:

$$\frac{dN_{zi}}{dz} = \frac{d}{dz}(\sigma_{ri} \cdot f_{ri}) = \frac{d}{dz} \left[f_{ri} \left(\frac{M_x}{I_{xr}} y_i - \frac{M_y}{I_{yr}} x_i \right) \right].$$

Считая, что по длине стержня (ось z) изменяются только изгибающие моменты M_x и M_y (метод приближенный в связи с этим допущением), получим

$$q_{pk} = \sum_{i=1}^k \left[f_{ri} \left(\frac{dM_x}{dz} \frac{y_i}{I_{xr}} - \frac{dM_y}{dz} \frac{x_i}{I_{yr}} \right) \right] = \frac{Q_y}{I_{xr}} \sum_{i=1}^k f_{ri} \cdot y_i - \frac{Q_x}{I_{yr}} \sum_{i=1}^k f_{ri} \cdot x_i;$$

$$q_{pk} = \frac{Q_y \cdot S_{xr}}{I_{xr}} - \frac{Q_x \cdot S_{yr}}{I_{yr}}.$$

Здесь S_{xr} , S_{yr} – эпюры статических моментов редуцированного сечения:

$$S_{xr} = \sum_{i=1}^k f_{ri} \cdot y_i;$$

$$S_{yr} = \sum_{i=1}^k f_{ri} \cdot x_i.$$

Зависимость для определения потока касательных усилий справедлива в системе координат, связанной с главными центральными осями:

$$q_p = \frac{Q_v \cdot S_{ur}}{I_{ur}} - \frac{Q_u \cdot S_{vr}}{I_{vr}},$$

где U и V – главные центральные оси редуцированного сечения.

Геометрические характеристики редуцированного сечения (f_{ri} , S_{ur} , S_{vr} , I_{ur} , I_{vr}) вычисляются после сходимости итерационного процесса при вычислении нормальных напряжений методом редуцированных коэффициентов.

Усилия Q_u и Q_v – поперечные усилия в сечении тонкостенного стержня в системе главных центральных осей (см. рисунок 8.4):

$$Q_u = Q_x \cos \beta + Q_y \sin \beta;$$

$$Q_v = Q_y \cos \beta - Q_x \sin \beta.$$

S_{ur} и S_{vr} – эпюры статических моментов редуцированного сечения:

$$S_{ur} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot V_i;$$

$$S_{vr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot U_i.$$

I_{ur} и I_{vr} – главные осевые моменты инерции редуцированного сечения:

$$I_{ur} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot V_i^2;$$

$$I_{vr} = \sum_{i=1}^n f_{ri} \cdot U_i^2.$$

В многозамкнутом сечении тонкостенного стержня поток касательных усилий определяется как сумма потоков q_p (при этом потоки в выбранных началах отсчета равны нулю) и потоков касательных усилий в началах отсчета:

$$q_{\Sigma} = q_p + q_1 + q_2 + \dots$$

Определение потока касательных усилий в многозамкнутом тонкостенном стержне представляет собой довольно сложную задачу по двум причинам.

1. В тонкостенной статически неопределимой конструкции усилие сдвига, приходящееся на стенку или обшивку, зависит от ее жесткости на сдвиг. Причем, чем жестче обшивка или стенка, тем больше усилия,

возникающие в ней. Зависимость усилия, приходящегося на стенку от ее жесткости, сложная и нелинейная.

2. Жесткость стенки или обшивки на сдвиг зависит от величины силы, нагружающей стенку. При потере устойчивости стенки от сдвига эффективный модуль G значительно уменьшается (в 1,5 раза).

До решения задачи неизвестны ни сила, возникающая в стенке, ни действительная жесткость этой стенки. Такая взаимосвязь не дает возможности для точного решения задачи.

Для многозамкнутого контура задача может быть приближенно решена в предположении, что применим принцип суперпозиции (т. е. можно использовать метод сил).

Рассмотрим двухзамкнутый контур (рисунок 8.9).

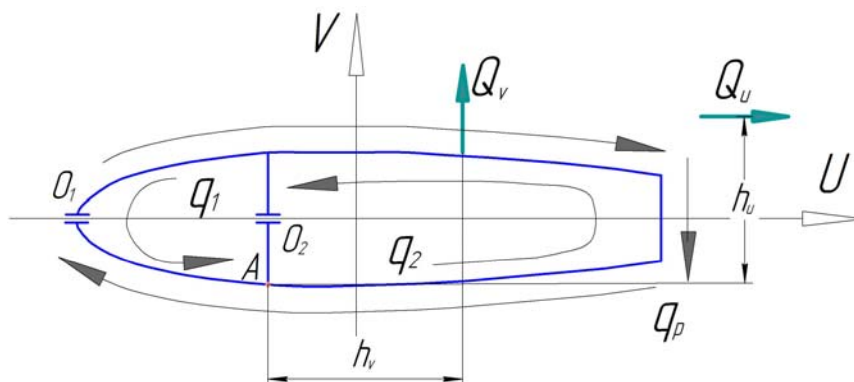


Рисунок 8.9 – Двухзамкнутый контур

Обозначив начала отсчета в точках O_1 и O_2 (выбор их произволен), определим поток касательных усилий q_p в открытом контуре и запишем уравнения для определения потоков q_1 и q_2 в началах отсчета.

1. Сумма моментов относительно точки A:

$$\sum M_A = 0;$$

$$-\oint q_p \rho ds + Q_v h_v - Q_u h_u + M_1 + M_2 = 0. \quad (8.2)$$

Здесь

$$\oint \mathbf{q}_p \cdot \boldsymbol{\rho} \cdot d\mathbf{s} = \sum_{i=1}^{n_p} \mathbf{q}_{pi} \cdot \boldsymbol{\rho}_i \cdot \Delta \mathbf{S}_i,$$

где $\boldsymbol{\rho}_i$ – расстояние от точки А до касательной к контуру на i -ом участке;
 $\Delta \mathbf{S}_i$ – длина i -го участка.

Величины \mathbf{M}_1 и \mathbf{M}_2 могут быть записаны как

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_1 &= \mathbf{q}_1 \cdot \Omega_1; \\ \mathbf{M}_2 &= \mathbf{q}_2 \cdot \Omega_2, \end{aligned} \quad (8.3)$$

где Ω_1 и Ω_2 – удвоенная площадь первого и второго контуров сечения.

2. Условие совместности деформаций:

$$\varphi_1 = \varphi_2;$$

$$\delta_{11} \mathbf{M}_1 + \delta_{12} \mathbf{M}_2 + \Delta_{1p} = \delta_{21} \mathbf{M}_1 + \delta_{22} \mathbf{M}_2 + \Delta_{2p}. \quad (8.4)$$

Здесь φ_1 и φ_2 – углы закручивания первого и второго контуров сечения.

Совместное решение уравнений (8.2) и (8.4) позволяет определить величины потоков \mathbf{q}_1 и \mathbf{q}_2 .

Коэффициенты канонических уравнений метода сил могут быть найдены по следующим зависимостям:

$$\delta_{11} = \frac{1}{\Omega_1^2} \oint \frac{d\mathbf{S}}{\mathbf{G}\delta} = \frac{1}{\Omega_1^2} \sum_{i=1}^{n_1} \frac{\Delta \mathbf{S}_i}{\mathbf{G}_i \cdot \delta_i}; \quad \delta_{12} = -\frac{1}{\Omega_1 \cdot \Omega_2} \oint \frac{d\mathbf{S}}{\mathbf{G}\delta} = -\frac{1}{\Omega_1 \cdot \Omega_2} \sum_{i=1}^{n_{12}} \frac{\Delta \mathbf{S}_i}{\mathbf{G}_i \cdot \delta_i};$$

$$\delta_{22} = \frac{1}{\Omega_2^2} \oint \frac{d\mathbf{S}}{\mathbf{G}\delta} = \frac{1}{\Omega_2^2} \sum_{i=1}^{n_2} \frac{\Delta \mathbf{S}_i}{\mathbf{G}_i \cdot \delta_i}; \quad \Delta_{1p} = \frac{1}{\Omega_1^2} \oint \frac{\mathbf{q}_p d\mathbf{S}}{\mathbf{G}\delta} = \frac{1}{\Omega_1^2} \sum_{i=1}^{n_{1p}} \frac{\mathbf{q}_{pi} \cdot \Delta \mathbf{S}_i}{\mathbf{G}_i \cdot \delta_i};$$

$$\Delta_{2p} = \frac{1}{\Omega_2^2} \oint \frac{\mathbf{q}_p d\mathbf{S}}{\mathbf{G}\delta} = \frac{1}{\Omega_2^2} \sum_{i=1}^{n_{2p}} \frac{\mathbf{q}_{pi} \cdot \Delta \mathbf{S}_i}{\mathbf{G}_i \cdot \delta_i}.$$

В общем случае G и δ – величины переменные по контуру сечения крыла. Кроме того, модуль сдвига зависит от нагружения обшивки или стенки.

На основе многократных теоретических и экспериментальных исследований стенок и участков обшивки многозамкнутого контура сечения крыла величину модуля сдвига назначают исходя из следующих соображений:

1. Эффективный модуль сдвига стенки G зависит от ее местоположения, т. е. от того, в какой области она находится: в сжатой или растянутой. В сжатой зоне потеря устойчивости от сдвига наступает раньше.

2. Изогнутый участок обшивки с радиусом кривизны R потеряет устойчивость при больших напряжениях, чем участок плоский.

Поэтому вместо $G \cdot \delta$ в знаменателе при вычислении коэффициентов канонических уравнений пользуются величиной $10^5 \delta_r$.

Здесь 10^5 – редуцированный модуль упругости второго рода (принят для дюрала).

Величина δ_r может быть найдена как

$$\delta_r = \delta \cdot \psi ,$$

где ψ – коэффициент редукции на сдвиг; δ – действительная толщина обшивки или стенки.

Значения коэффициента ψ для алюминиевого сечения применительно к случаям А и А' показаны на рисунке 8.10.

Если в сечении имеются элементы, изготовленные не из алюминиевых сплавов, то для них

$$\delta_r = \delta \cdot \psi \frac{G}{G_{ал}} .$$

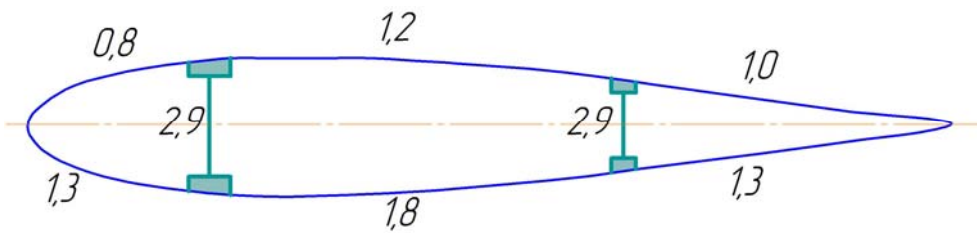


Рисунок 8.10 – Значения коэффициента ψ для алюминиевого сечения применительно к случаям А и А'

Суммарный поток касательных усилий в сечении

$$q_{\Sigma} = q_p + q_1 + q_2.$$

Причем потоки в редуцированном и действительном сечениях одинаковы, т. к. усилия N_{di} и N_{ri} равны.

Действительное касательное напряжение в обшивке определяется как

$$\tau = \frac{q_{\Sigma}}{\delta}.$$

Если $\tau < \tau_{кр}$, то обшивка не потеряет устойчивости от сдвига и имеет большой избыток прочности. В случае $\tau > \tau_{кр}$ обшивка теряет устойчивость от сдвига и представляет собой диагонально растянутое поле.

В случае идеального диагонально растянутого поля ($\alpha = 45^\circ$)

$$\sigma_1 = 2\tau.$$

Коэффициент избытка прочности для обшивки

$$\eta = \frac{\sigma_e}{\sigma_1}.$$

Результаты расчетов заносятся в таблицу (таблица 8.2).

Таблица 8.2 – Результаты расчетов

№ элемента	f_{ri}	U_i	V_i	$f_{ri} \cdot U_i$	$f_{ri} \cdot V_i$	q_p	ρ_i	ΔS_i	$q_p \rho_i \Delta S_i$	δ_i	ψ_i	δ_{ri}	$\frac{\Delta S_i}{\delta_{ri}}$	$q_p \frac{\Delta S_i}{\delta_{ri}}$	q^Σ	τ	$\tau_{кр}$	σ_1	η
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1																			
2																			
3																			
4																			
...																			
...																			
...																			
<i>n</i>																			

8.3 Проверочный расчет положения центра жесткости сечения крыла

Расчет координаты центра жесткости проводится по результатам расчета сечения крыла на касательные напряжения при эксплуатационных нагрузках.

Центр жесткости есть точка, относительно которой происходит закручивание контура поперечного сечения. Для нахождения положения центра жесткости целесообразно использовать метод фиктивного момента.

Последовательность расчета:

1. Построение эпюры суммарных потоков касательных усилий по результатам расчета на ЭВМ.

2. Определение относительного угла закручивания контура от действующих эксплуатационных нагрузок. Целесообразно применять формулу Мора.

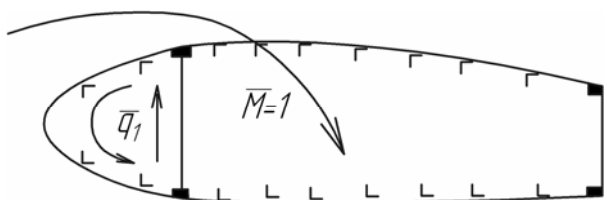


Рисунок 8.11 – Единичный крутящий момент, приложенный к первому контуру

Для этого к одному из контуров (например, к первому) прикладывают единичный крутящий момент (рисунок 8.11)

Согласно теореме Мора,

$$\phi_1 = \int \frac{\mathbf{q}_{\Sigma} \cdot \bar{\mathbf{q}}_1}{G \cdot \delta} dS = \sum \frac{\mathbf{q}_{\Sigma i} \cdot \bar{\mathbf{q}}_1}{G \cdot \delta_{ri}} \Delta S_i,$$

где

$$\bar{\mathbf{q}}_1 = \frac{1}{\Omega_1}.$$

Суммирование проводится по элементам первого контура, включая стенку переднего лонжерона.

Если направление $\mathbf{q}_{\Sigma i}$ и $\bar{\mathbf{q}}_1$ совпадает, то слагаемое имеет знак "+", иначе – знак "-".

3. Вычисление относительного угла закручивания (например, первого контура) от приложенного к нему внешнего момента, равного единице (рисунок 8.12).

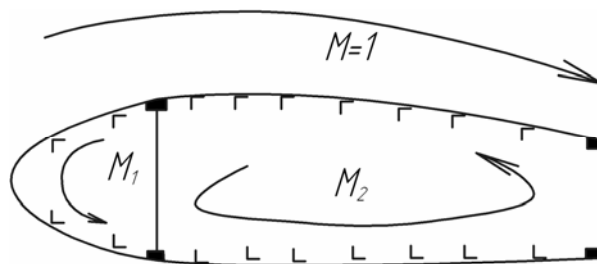


Рисунок 8.12 – Внешний момент, приложенный к сечению

Здесь M_1 и M_2 – моменты внутренних усилий от внешнего единичного момента.

Из условия равновесия следует, что

$$M_1 + M_2 = 1.$$

Согласно теореме Мора,

$$\overline{\varphi}_1 = \int \frac{\overline{q}_\Sigma \cdot \overline{q}_1}{G \cdot \delta} dS,$$

где \overline{q}_Σ – суммарный поток касательных усилий от внешнего момента, равного единице.

Поскольку сечение нагружено только моментом, а поперечной силы нет, то $q_p = 0$ и действуют только внутренние моменты M_1 и M_2 .

Тогда

$$\overline{\varphi}_1 = \delta_{11} M_1 + \delta_{12} M_2.$$

Аналогично можно определить и относительный угол закручивания второго контура:

$$\overline{\varphi}_2 = \delta_{21} M_1 + \delta_{22} M_2.$$

Коэффициенты δ_{11} , δ_{12} , δ_{21} , δ_{22} находят по приведенным ранее зависимостям.

Неизвестные моменты M_1 и M_2 определяют из совместного решения уравнения равновесия и уравнения равенства относительных углов закручивания первого и второго контуров:

$$M_1 + M_2 = 1;$$

$$\delta_{11}M_1 + \delta_{12}M_2 = \delta_{21}M_1 + \delta_{22}M_2.$$

4. *Вычисление величины крутящего момента в сечении крыла от эксплуатационных нагрузок.* В силу линейности решаемой задачи величина относительного угла закручивания прямо пропорциональна крутящему моменту. Тогда для эксплуатационных нагрузок

$$\dot{\varphi}_1 = A \cdot M_{кр}.$$

При внешнем единичном моменте

$$\dot{\varphi}_1 = A \cdot 1.$$

Тогда

$$\frac{\dot{\varphi}_1}{\varphi_1} = M_{кр}.$$

5. *Определение положения центра жесткости.* Крутящий момент равен произведению поперечной силы на расстояние до центра жесткости:

$$M_{кр} = Q \cdot d.$$

Тогда

$$d = \frac{M_{кр}}{Q}.$$

Расстояние d необходимо откладывать от точки приложения силы Q в зависимости от знака $\dot{\varphi}_1$. Если $\dot{\varphi}_1 > 0$, то поворот контура происходит в сторону приложенного единичного момента, если $\dot{\varphi}_1 < 0$ – то против.

Библиографический список

1. Тейлор, Дж. Нагрузки, действующие на самолет [Текст] / Дж. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 372 с.
2. Остославский, И. В. Аэродинамика самолета : учебник для авиац. вузов [Текст] / И. В. Остославский. – М. : Оборонгиз, 1957. – 560 с.
3. Прочность самолета : методы нормирования расчетных условий прочности самолета [Текст] / под. ред. акад. А. И. Макаревского. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.
4. Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов [Текст] / К. Н. Блистинова [и др.] ; под общ. ред. А. И. Макаревского. – М. : Изд. ЦАГИ, 1969. – 144 с.
5. Макаревский, А. И. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов [Текст] / А. И. Макаревский, В. М. Чижов. – М. : Машиностроение, 1982. – 238 с.
6. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов [Текст] / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.
7. Зайцев, В. Н. Конструкция и прочность самолета [Текст] / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Київ : Вища шк., 1978. – 488 с.
8. Одинокоев, Ю. Г. Расчет самолета на прочность [Текст] / Ю. Г. Одинокоев. – М. : Машиностроение, 1973. – 392 с.
9. Справочная книга по расчету самолета на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров, Я. Я. Суздальцев. – М. : Оборонгиз, 1954. – 702 с.
10. Авиационные правила. Часть 25 : Нормы летной годности самолетов транспортной категории [Текст]. – М. : Авиаиздат, 2014. – 278 с.
11. Авиационные правила / МАК. – М. : Авиаиздат, 2006. – Ч. ОЛС : Нормы летной годности очень легких самолетов. – 100 с.

12. Авиационные правила / МАК; отв. ред. В. А. Володарский. – М.: Авиаиздат, 2000. – Ч. 23 : Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – 156 с.

13. Глаголев, А. Н. Конструкция самолетов [Текст] / А. Н. Глаголев, М. Я. Гольдинов, С. М. Григоренко. – М. : Машиностроение, 1975. – 480 с.

14. Конструкционные материалы в самолетостроении [Текст] / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. – Киев : КВИЦ, 2015. – 400 с.

Навчальне видання

**Фомичов Петро Олександрович
Заруцький Анатолій Вікторович
Мандзюк Сергій Федорович**

**РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ ЛІТАКА.
Частина 1.**

(Російською мовою)

Редактор Є. О. Александрова

Зв. план, 2017

Підписано до видання 16.06.2017

Ум. друк. арк. 9,1. Обл.-вид. арк. 10,11. Електронний ресурс

Видавець і виготовлювач
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
[http:// www.khai.edu](http://www.khai.edu)
Видавничий центр "ХАІ"
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
izdat@khai.edu

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів видавничої продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001