

Министерство образования Российской Федерации
Российский государственный технологический университет –
МАТИ им. К.Э. Циолковского

Кафедра: "Автоматизированное проектирование
летательных аппаратов"

**Методические указания по выполнению курсовой
работы по дисциплине "Расчет самолета на прочность"**

Составители: Волхонский А.Е.
Лысухин В.И.
Пухов А.А.
Сластухин С.Н.
Шлепцов Н.В.

Москва, 2003

Методические указания для выполнения курсовой работы по дисциплине "Расчет на прочность самолета" предназначены для студентов дневного и вечернего факультета РГТУ-МАТИ им. К.Э. Циолковского, обучающихся по специальности 0535 (самолетостроение) и студентов, специализирующихся по кафедре "Автоматизированное проектирование летательных аппаратов". Указания должны помочь студентам в выполнении расчетной части курсовой работы или проекта по дисциплинам "Устройство и проектирование ЛА", "Конструкция и расчет на прочность самолета" и др. Указания также могут быть использованы при проведении студентами прочностных расчетов в процессе дипломного проектирования.

1. Цель работы

Целью данной курсовой работы является закрепление знаний, полученных в теоретическом курсе "Расчет самолета на прочность", и приобретение практических навыков расчета на прочность авиационных конструкций.

Задания и методические указания составлены таким образом, чтобы можно было максимально охватить основные вопросы курса, а именно: определение внешних нагрузок в соответствии с расчетным случаем, выбор коэффициента перегрузки n_y и коэффициента безопасности f , анализ работы реальной конструкции и получение расчетной схемы, расчет напряжений и деформаций в агрегатах с помощью изученных в теоретическом курсе методов расчета, оценка прочности конструкций по разрушающим и по эксплуатационным нагрузкам.

Определение внешних нагрузок и анализ работы производится для:

- крыла;
- фюзеляжа;
- оперения;
- шасси.

Причем, если для крыла и фюзеляжа в указаниях излагаются достаточно подробные методики расчета, то для оперения и шасси основное внимание уделено определению внешних нагрузок. Это связано с тем, что оперение рассчитывается практически также как и крыло, а напряжения в силовых элементах шасси находятся по обычным правилам сопротивления материалов. По той же причине в разделе "Фюзеляж" не рассматривается подробно построение эпюр перерезывающих сил и изгибающих моментов, так как этот процесс рассмотрен в разделе "Расчет крыльев". Таким образом, выполнение курсовой работы в полном объеме позволяет достигнуть поставленную и цель избежать неоправданного дублирования.

2. Общие сведения

Основными агрегатами самолета являются крыло, оперение, герметичский фюзеляж и шасси. Они представляют собой пространственные тонкостенные конструкции, подкрепленные продольным и поперечным набором (стрингеры, лонжероны, нервюры, шпангоуты).

В крыле и фюзеляже имеется ряд конструктивных и технологических вырезов. В учебных расчетах нет необходимости учитывать все особенности работы конструкции. Поэтому в данной курсовой работе можно использовать методы, которые позволяют рассчитывать конструкцию, не учитывая ее особенностей (влияние заделок, вырезов и т.п.), и в то же время дают возможность оценить прочность и несущую способность конструкции.

Поскольку с прочности авиационных конструкции принято судить окончательно по результатам испытаний на разрушающие нагрузки, то следует стремиться применять такие методы, которые позволяли бы определять расчетные напряжения или предельные нагрузки, воспринимаемые конструкцией. Таковыми являются методы расчета конструкций за пределами упругости (в области пластических деформаций), с использованием реальной зависимости $\sigma = f(\epsilon)$ для конструктивных элементов. Наиболее распространены в практике расчетов метод редуцированных коэффициентов с использо-

ванием и без использования диаграмм деформаций и метод расчета без редуцированных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций (графоаналитический метод Беляева–Ромашевского). Использование этих методов позволяет считать многократно статически неопределимые тонкостенные конструкции статически определимыми при определении нормальных напряжений от изгибающего момента.

Для более точного расчета в пределах упругости применяют классические методы: метод сил, метод перемещений, а также разработанные в последнее время эффективные численные методы (например, метод конечных элементов).

При определении касательных напряжений от перерезывающей силы и крутящего момента обычно применяют известные методы строительной механики. Но при этом необходимо использовать ту расчетную схему и редуцированные коэффициенты, которые были приняты при определении нормальных напряжений.

Однако, окончательно судить о прочности самолетной конструкции можно лишь после учета аэродинамического и лучистого нагрева.

Учет влияния температуры обычно проводят следующим образом. Если время действия температурной нагрузки не велико (0,3...0,5 часа, как у современных истребителей с $M=2...3$ и $T = 300...350$ °C), то необходимо учитывать снижение физико-механических характеристик материалов с ростом температуры. В случае длительного действия температуры появляется необходимость учитывать влияние ползучести.

При проведении проверочных расчетов для современных самолетов достаточно учитывать влияние температуры только на снижение физико-механических характеристик (рис. 1.).

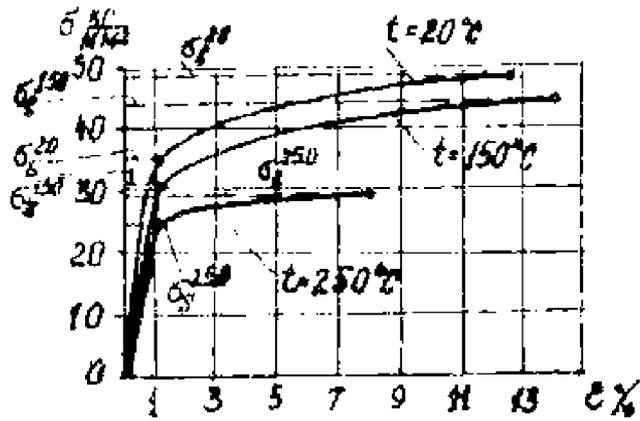


Рис. 1.

Пример построения расчетной схемы для поперечных сечений тонкостенных конструкций показан на рис. 2 и 3.

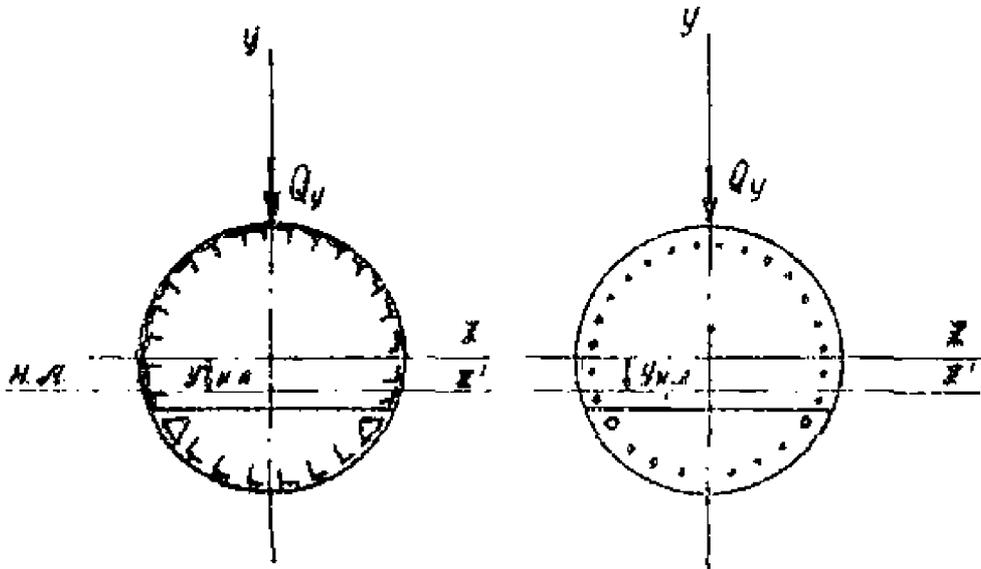


Рис. 2

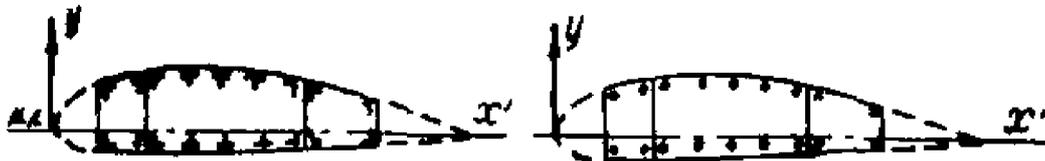


Рис. 3

3. Расчет крыльев

В этом разделе курсовой работы необходимо:

1. Определить максимальную эксплуатационную перегрузку для данного типа самолета и расчетного случая. Установить коэффициент безопасности.

2. Определить внешние расчетные нагрузки на крыло $q_{aэp}^p$, $q_{кр}^p$, $G_{эp}^p$.

3. Построить эпюры $M_{изг}^p$; $M_{кр}^p$; Q_{np}^p .

4. Произвести поверочный расчет заданного сечения крыла, т.е. определить нормальные и касательные напряжения в элементах крыла и сравнить их с максимально допустимыми для данных элементов.

5. Получить коэффициент запаса прочности для каждого конструктивного элемента крыла.

6. Произвести проверку расчета касательных напряжений.

Исходные данные, необходимые для выполнения работы, вбираются в соответствии с вариантом и номером-шифром (см. Приложение): X-1-2-a-B, где X-1 – тип агрегата и его схема (указаны в верхнем правом углу страницы); 2 – вариант числовых значений (соответствующая строка или столбец в таблицах исходных данных для схемы агрегата); a – предлагаемый к расчету вариант КСС агрегата; B – дополнительные сведения (если они необходимы).

Все самолеты, в зависимости от полетного веса и скорости можно разделить на три класса:

Класс А – маневренные самолеты.

Б – ограниченно маневренные самолеты.

В – неманевренные самолеты.

Для каждого типа самолета, в зависимости от полетного веса и максимального скоростного напора, задается величина максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y_{max}}^э$.

Величина эксплуатационной перегрузки для каждого типа самолета задается "Нормами прочности". Ориентировочно можно взять эксплуатационные перегрузки из табл. 1.

Таблица 1.

Тип самолета	$n_{y_{max}}^э$
Легкий учебный тренировочный	8...9
Легкий скоростной пассажирский	4...6
Средний пассажирский	3...4
Тяжелый пассажирский	2...3

Для средних и тяжелых самолетов следует также определить эксплуатационную перегрузку при полете в неспокойном воздухе $n_{нв}^э$ и сравнить ее с величиной перегрузки $n_{y_{max}}^э$. Для расчетов берется наибольшая.

При определении внешних нагрузок, действующих на самолет и его агрегаты при эксплуатации, установлены основные расчетные случаи, как наиболее тяжелые условия нагружения.

Расчетные случаи нагружения делятся на полетные A, A', B, C, D, D' и др. (и посадочные $E_{ш}, G_{ш}, T_{ш}$ и др). Дополнительно рассматриваются расчетные случаи для отдельных частей самолета. На рис. 4 показана условная траектория полета самолета с отмеченными на ней точками, соответствующими определенным расчетным случаям.

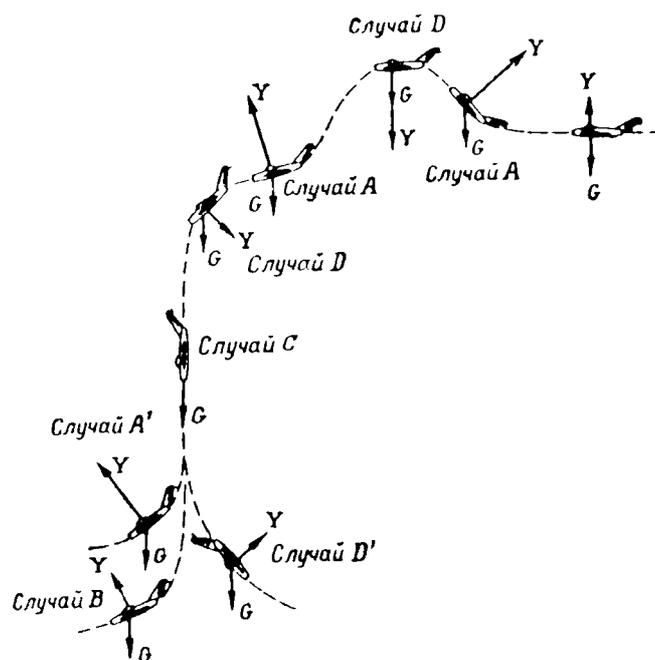


Рис. 4.

Расчетные случаи A, A', B, C, D, D' можно также показать на графике зависимости $n^3 = f(C_y)$ (рис. 5).

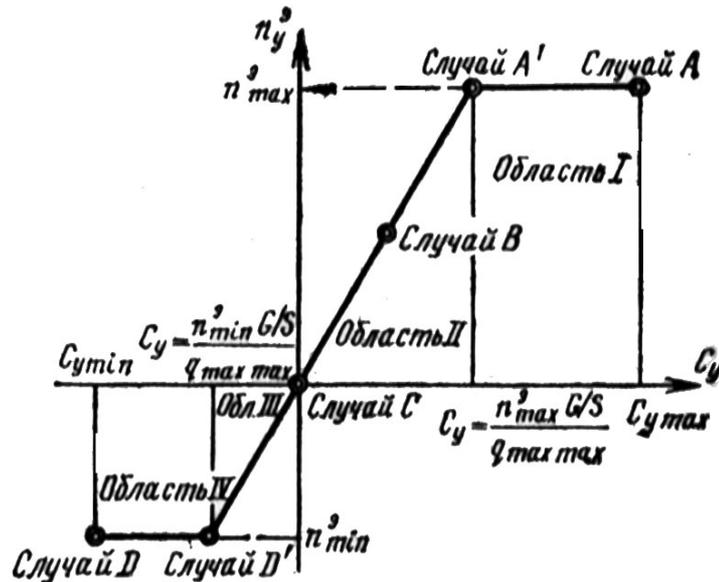


Рис. 5.

Рассмотрим подробнее каждый из этих случаев.

Случай А соответствует полету самолета на большом угле атаки с максимальным коэффициентом подъемной силы.

Заданными величинами являются: n_{max} ; $f = 1,5$; $C_{y_{max}}$.

По этим данным определяются расчетная подъемная сила и скоростной напор.

$$Y^p = Gn_{max}^3 f \quad (1)$$

$$q = \frac{G}{S_{кр}} \cdot \frac{n_{max}^3}{C_{y_{max}}} \quad (2)$$

В последнее уравнение входят q и $C_{y_{max}}$, которые являются функциями числа M . По величине q для данной расчетной высоты можно найти число M . Но его величина должна соответствовать принятому $C_{y_{max}}$. Так как зависимость $C_{y_{max}} = f(M)$ обычно задается графически, то уравнение решается графическим методом.

Порядок решения следующий.

1. Задаемся числом M_1 .
2. По графику $C_{y_{max}}(M)$ определяем $C_{y_{max}}(M_1)$.
3. Из уравнения (2) находим величину q_1 .
4. Задавшись расчетной высотой (4–7 км), определяем число M_1^* , соответствующее данному скоростному напору.
5. Прделав этот расчет 3–4 раза, получаем для каждого числа M_i соответствующее значение M_i^* . Строим график $M^* = F(M)$.
6. Истинное значение M находим в точке пересечения графика и биссектрисы угла, образованного положительными направлениями координатных осей (рис. 6).

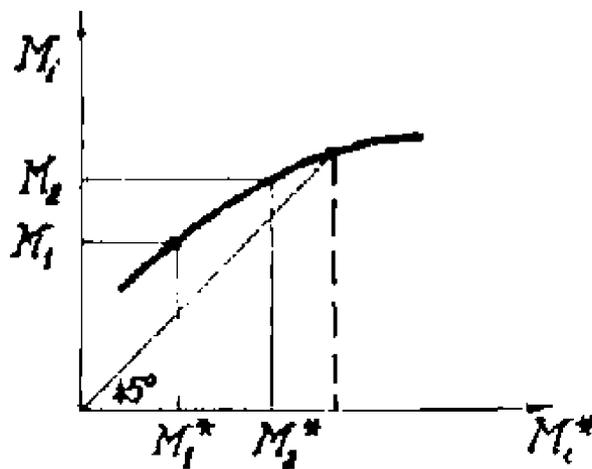


Рис. 6.

Случай A' соответствует криволинейному полету самолета на малых положительных углах атаки ($\alpha = 4...6$) с максимальной перегрузкой n_{max}^{ϑ} .

Заданными величинами являются: $n_{A'}^{\vartheta} = n_{y_{max}}^{\vartheta}$; $q_{A'} = q_{max\ max}$; $f = 1,5$.

По этим данным определяются:

$$Y_{A'}^{\vartheta} = Gn_{max}^{\vartheta} \quad (3)$$

$$C_{y_{A'}} = \frac{Gn_{max}^{\vartheta}}{q_{max\ max} S_{кр}} \quad (4)$$

По этому расчетному случаю проверяется прочность лонжеронов и обшивки крыла.

Случай В соответствует криволинейному полету самолета на малых углах атаки.

Заданными величинами являются:

$$n_B^3 = 0,5n_{y_{max}}^3; \quad f = 2,0; \quad q_B = q_{max\ max}$$

По этим данным определяются:

$$Y_B^3 = Gn_B^3 \quad (5)$$

$$C_{yB} = \frac{Gn_B^3}{q_{max\ max} S_{кр}} \quad (6)$$

Случай В является расчетным для заднего лонжерона, элеронов, концов нервюр и, иногда, для обшивки крыла, которая подбирается в зависимости от крутящего момента.

Случай С соответствует отвесному пикированию с резким отклонением элеронов и с максимально возможной скоростью полета.

Заданными величинами являются:

$$C_{yC} \cong 0; \quad n_C^3 \cong 0; \quad f = 2; \quad q_C = q_{max\ max}.$$

Возникающий пикирующий момент в крыле: $M_{кр} = C_t q_{max\ max} S_{кр} b_{кр}$.

Случай С может оказаться расчетным на кручение.

Случай D соответствует криволинейному полету с отрицательным коэффициентом подъемной силы $C_{y_{min}}$ или резкому входу в пикирование.

Заданными величинами являются: $n_D^3 = 0,5n_{max}^3; \quad f = 1,5; \quad C_{y_{min}}$

Случай D служит для проверки работы крыла на обратные нагрузки по отношению к случаю А.

Случай D' соответствует криволинейному полету самолета на малых отрицательных углах атаки.

Заданными величинами являются:

$$n_{D'}^3 = 0,5n_{max}^3; \quad f = 1,5; \quad q_{D'} = q_{max\ max}.$$

Случай D' также как и случай D , является расчетным на обратные нагрузки. В этом случае возникает значительный крутящий момент, обратный по знаку моменту в случаях A' и B .

Зная значение расчетной перегрузки $n_y^p = n_y^э f$, можно определить нагрузки, действующие на крыло. Эти нагрузки являются основными данными для расчета крыла на прочность, статических и динамических испытаний.

К ним относятся:

1. Аэродинамические распределенные нагрузки $q_{аэp}^p$.
2. Массовые распределенные нагрузки от собственного веса крыла и веса топливных баков, расположенных в крыле

$$q_{кр}^p = q_{б}^p .$$

3. Силы от веса грузов, находящихся в крыле или к нему подвешенных $q_{зр}^p$ (сосредоточенные).

Для расчета на прочность необходимо определить величину этих нагрузок, характер распределения их по размаху, место приложения по хорде крыла и направление их действия.

3.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

При полете самолета на больших углах атаки (случай A и D) распределение аэродинамической нагрузки производится пропорционально относительной циркуляции прямого крыла — $\bar{\Gamma}_{np}$.

$$q_{аэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^э \cdot f}{L} \cdot \bar{\Gamma}_{np} \quad (7)$$

где L — размах крыла.

Если крыло стреловидное, необходимо учитывать влияние стреловидности на распределение аэродинамической нагрузки по размаху.

$$q_{aэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot (\bar{\Gamma}_{np} + \Delta\bar{\Gamma}_{cnp}); \quad (8)$$

$$\Delta\bar{\Gamma}_{cnp} \cong \Delta\bar{\Gamma}_{45^\circ} \cdot \frac{\chi^\circ}{45^\circ} \quad (9)$$

$\Delta\bar{\Gamma}_{45^\circ}$ – изменение относительной циркуляции по размаху крыла при угле стреловидности $\chi = 45^\circ$ (рис. 7); χ – стреловидность крыла по линии четверти хорд.

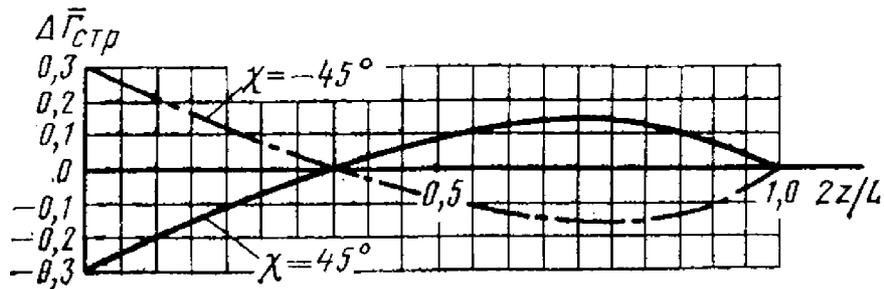


Рис. 7.

При полете на малых углах атаки (расчетные случаи *A*, *B*, *D'*) необходимо, кроме того, учитывать влияние фюзеляжа и мотогондол на распределение аэродинамической нагрузки (рис. 8).

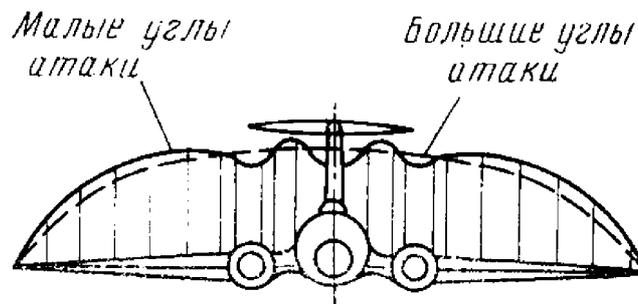


Рис. 8.

$$q_{aэp}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{L} \cdot (\bar{\Gamma}_{np} + \Delta\bar{\Gamma}_{cnp} + \Delta\bar{\Gamma}_{ф.м}). \quad (10)$$

Уменьшение аэродинамической нагрузки над фюзеляжем и мотогондолами можно распределить по размаху крыла по закону треугольника. Площадь заштрихованного треугольника должна равняться сумме площадей привалов на кривой относительной циркуляции (рис. 9).

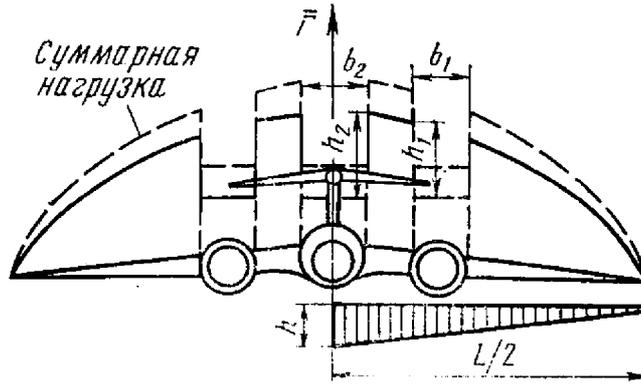


Рис. 9

$$S_{\Delta} = b_1 h_1 + \frac{b_2 h_2}{2}. \quad (11)$$

Отсюда

$$h = \frac{4b_1 h_1 + 2b_2 h_2}{L}. \quad (12)$$

Для получения истинной кривой распределения циркуляции по размаху крыла, нужно в каждом сечении крыла сложить ординаты $\bar{\Gamma}_{np}$ и треугольника высотой h . $\Delta\bar{\Gamma}_{ф.м}$ определяется так: $\Delta\bar{\Gamma}_{ф.м} = k\bar{\Gamma}_{np}$, k – коэффициент, зависящий от типа самолета и $C_{y_{кр}}$, значение которого можно брать из табл. 2.

Таблица 2.

Тип самолета	$C_{y_{кр}}$						
	0,2	0,25	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7
Одновигательный	1,0	0,715	0,55	0,382	0,308	0,250	0,200
Двухдвигательный	1,0	0,872	0,778	0,630	0,535	0,460	0,400
Четырехдвигательный	1,0	0,895	0,825	0,730	0,655	0,590	0,535

Распределение аэродинамической нагрузки по размаху треугольного крыла

При наличии аэродинамических продувок, аэродинамические нагрузки определяются также как и для прямого крыла:

$$q_{aэр}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^2 \cdot f}{L} \cdot \bar{\Gamma}_{\Delta}, \quad (13)$$

где $\bar{\Gamma}_\Delta$ – относительная циркуляция треугольного крыла.

Если для треугольного крыла нет значений относительной циркуляции, то аэродинамическую нагрузку распределяют пропорционально хордам сечения крыла

$$q_{\text{аэр}}^p = \frac{G_0 \cdot n_y^3 \cdot f}{S_{\text{кр}}} \cdot b_{\text{сеч}} \quad , \quad (14)$$

где $b_{\text{сеч}}$ – хорда сечения крыла.

Эта формула получена при допущении, что $C_{y_{\text{сеч}}} = C_{y_{\text{кр}}}$.

Влияние фюзеляжа и мотогондол при полете на малых углах атаки учитывается аналогично изложенному выше.

3.2. Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла

Нагрузки от веса конструкции крыла можно приблизительно распределить по размаху пропорционально хордам крыла

$$q_{\text{кр}}^p = \frac{G_{\text{кр}} \cdot n_y^3 \cdot f}{S_{\text{кр}}} \cdot b_{\text{сеч}} \quad , \quad (15)$$

где $G_{\text{кр}}$ – вес крыла. В среднем относительная масса конструкции крыла – $\bar{m}_{\text{кр}} \approx 0,08...0,12$, что составляет 30...40% массы конструкции самолета.

Массовые силы от веса топлива следует распределять в виде погонных нагрузок на длине тех участков, которые заняты под баки. Распределение нагрузок по сечениям производится пропорционально ширине бакового отсека.

$$q_T^p = \frac{G_T \cdot n_y^3 \cdot f}{S_{\text{б}}} \cdot b_{\text{сеч}_{\text{б}}} \quad , \quad (16)$$

где $S_{\text{б}}$ – площадь бака в плане.

Если баки имеют длину $l_{\text{б}} \leq 1$ м, то массовую нагрузку топлива можно не распределять по длине крыла, а приложить в виде сосредоточенной силы к центру тяжести бака в рассматриваемом сечении.

Определение величин нагрузок от сосредоточенных сил

Эти нагрузки определяются следующим образом:

$$q_{zp}^p = G_{zp} \cdot n_y^3 \cdot f. \quad (17)$$

3.3. Распределение нагрузок по хорде крыла

3.3.1. Аэродинамические нагрузки

Положение центра давления зависит от угла атаки и скорости полета:

$$\bar{x}_\partial = f(\alpha, M). \quad (18)$$

Приближенно координату центра давления можно определить так

$$\bar{x}_\partial = \frac{C_{m_{сеч}}}{C_{y_{сеч}}}, \quad (19)$$

или для крыла с симметричным профилем

$$\bar{x}_\partial \cong \frac{C_m^\alpha}{C_y^\alpha}. \quad (20)$$

3.3.2. Массовые нагрузки

Нагрузки от собственного веса крыла приложены в центре тяжести. Координата центра жесткости зависит от формы крала в плане и расположения продольных силовых элементов.

Для сокращения вычислений, положение центра тяжести крыла можно принимать в следующих пределах:

для прямого крыла $\bar{x}_m = (0,42...0,45)b$;

для стреловидного крыла $\bar{x}_m = (0,38...0,42)b$;

для треугольного крыла $\bar{x}_m = (0,40...0,44)b$.

Положение центра тяжести топливного бака можно принимать равным $\frac{1}{2} b_{сеч.б}$ или совмещать его с центром тяжести крыла.

Массовые нагрузки от сосредоточенных грузов прикладываются в центре тяжести этих грузов.

Массовые и аэродинамические нагрузки принимаются параллельными между собой и направленными в противоположные стороны.

3.4. Построение эпюр Q_y^p ; $M_{изг}^p$

При построении эпюр крыло представляет как двухопорную балку с консолями, нагруженную распределенными и сосредоточенными силами. Опорами являются узлы крепления крыла к фюзеляжу (рис. 10).

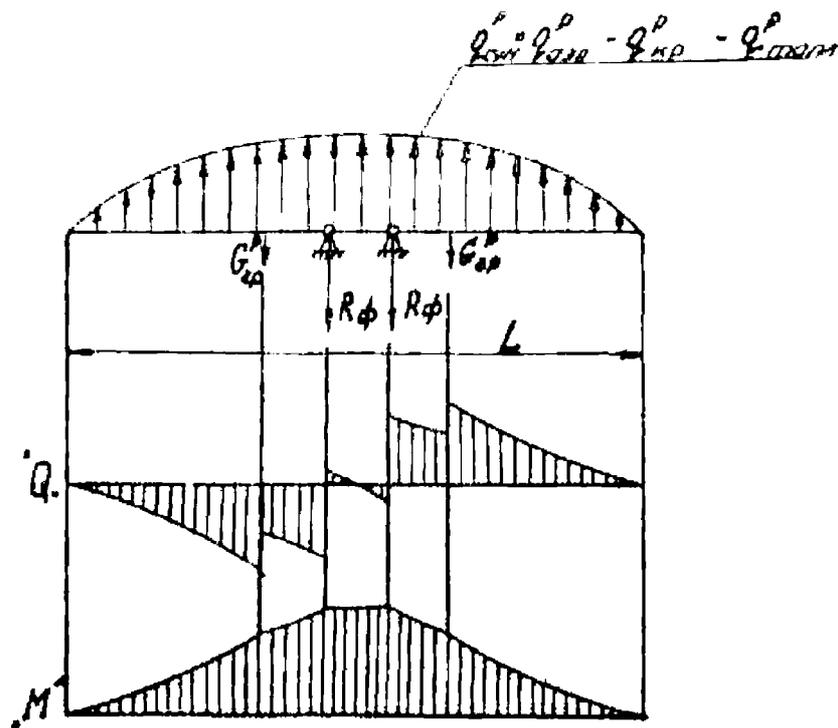


Рис. 10.

Реакция опор определяется так:

$$R_{\phi}^p = \frac{1}{2} \left(G_0 - G_{кр} - G_T - \sum_{i=1}^m G_{zp_i} \right) n_y^p f. \quad (21)$$

Эпюры Q_{Σ}^p , $M_{узг}^p$, $M_{кр}^p$ можно строить от суммарной нагрузки, которая определяется так:

$$q_{\Sigma}^p = q_{aэp}^p - q_{кр}^p - q_T^p . \quad (22)$$

Используя дифференциальные зависимости

$$q_{\Sigma}^p = \frac{dQ_y^p}{dz} ; \quad Q_y^p = \frac{dM_{узг}^p}{dz} , \quad (23)$$

получим выражения Q_y^p и $M_{узг}^p$ для любого сечения крыла с учетом сосредоточенных сил:

$$Q_y^p = \int_{l/2}^z q_{\Sigma}^p dz - \sum_{i=1}^m G_{zp_i}^p ; \quad (24)$$

$$M_{узг}^p = \int_{l/2}^z Q_y^p dz . \quad (25)$$

Однако этими формулами можно пользоваться, если известно аналитическое выражение для q_z . В противном случае интегрирование выполняют численно. Наиболее удобен при этом способ трапеций, который предполагает разбивку крыла на n отсеков длиной Δz (можно принять $n = 8-10$). Результаты вычисления заносятся в таблицу.

Для каждого участка находят приращение перерезывающей силы:

$$\Delta Q_{y_i}^p = (q_i^p + q_{i+1}^p) \frac{\Delta z}{2} . \quad (26)$$

Суммируя значения $\Delta Q_{y_i}^p$ от свободного конца и учитывая значения сосредоточенных грузов и реакций фюзеляжа, получим значение перерезывающей силы в произвольном K -ом сечении крыла

$$\Delta \bar{Q}_{y_K}^p = \sum_{i=1}^n \Delta \bar{Q}_{y_i}^p - \sum_{j=1}^m G_{zp_j}^p - R_{\phi}^p . \quad (27)$$

Аналогично определяется значение изгибающего момента в любом сечении крыла:

$$\Delta M_{узг_i}^p = \frac{\bar{Q}_i^p + \bar{Q}_{i+1}^p}{2} \Delta z, \quad (28)$$

$$M_{узг_K}^p = \sum_{i=1}^K \Delta M_{узг_i}^p.$$

Результаты удобно сводить в таблицы следующего вида (см. табл. 3 и 4).

Таблица 3.

№ сечения	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
$\frac{2z}{L}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\bar{\Gamma}_\Sigma$											
$b_{сеч.}$											
$b_{сеч.б}$											
$q_{аэp}^p$											
$q_{кр}^p$											
q_T^p											
q_Σ^p											

Приведенный порядок определения \bar{Q}_y^p и $M_{узг}^p$ в плоскости, перпендикулярной оси симметрии самолета, справедлив для любого крыла. Если нужно получить \bar{Q}_y^p и $M_{узг}^p$ в плоскости, повернутой относительно исходной на некоторый угол χ , то надо воспользоваться формулами перехода:

$$\bar{Q}_y^{p'} = \bar{Q}_y^p; \quad M_{узг}^{p'} = \frac{M_{узг}^p}{\cos \chi}, \quad (29)$$

где χ – угол стреловидности.

Таблица 4.

№ сеч.	q_Σ^p	$q_{\Sigma_{cp}}^p = \frac{q_{\Sigma_i}^p + q_{\Sigma_{i+1}}^p}{2}$	Δz	ΔQ_i^p	Q_{yK}^p	$Q_{y_{cp}}^p = \frac{Q_{y_i}^p + Q_{y_{i+1}}^p}{2}$	Δz	$\Delta M_{узг_i}^p$	$M_{узг_K}^p$
0									
1									

·									
·									
·									
10									

3.5. Построение эпюр крутящих моментов

Истинный крутящий момент должен быть определен относительно центра изгиба. Если предварительно не определено положение центра изгиба, то крутящий момент строят относительно произвольной оси. При этом получают фиктивный момент (рис. 11).

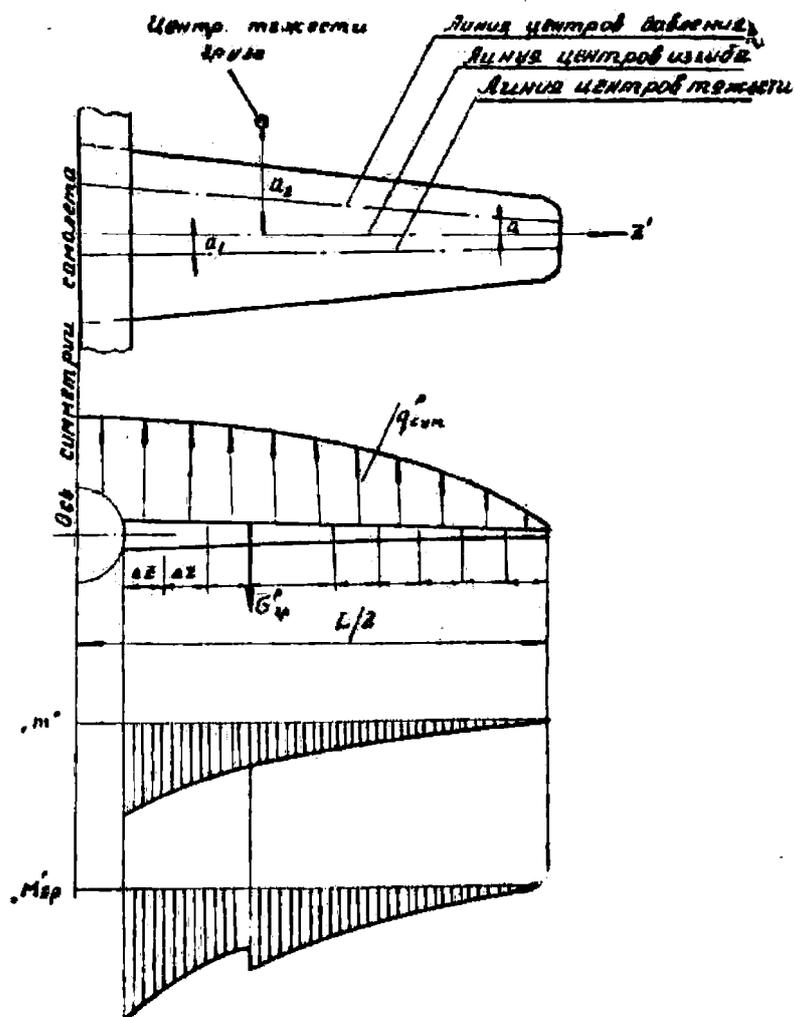


Рис. 11.

Погонный крутящий момент в любом сечении относительно произвольной оси z' определяется следующим образом:

$$m_i^p = q_{aэp}^p \cdot a_{ц.д.} - (q_{кр}^p + q_T^p) a_{ц.м.} \quad (30)$$

Полный крутящий момент с учетом сосредоточенных грузов будет:

$$M_{кр_i}^p = \int_{l/2}^z m_i^p dz \pm \sum_{i=1}^n G_{эp_i}^p \cdot a_{эp_i} \quad (31)$$

Эпюра $M_{кр}^p$ строится только до борта фюзеляжа.

В этом случае также удобно пользоваться методом трапеций с использованием табл. 5.

Таблица 5.

№ сеч.	$q_{aэp}^p$	$q_{кр}^p + q_i^p$	$q_{aэp}^p \cdot x_i$	$(q_{кр}^p + q_i^p) x_i$	m_i^p	$m_{iэp} = \frac{m_i^p + m_{i+1}^p}{2}$	Δz	$x_{iэp}$	$\Delta M_{кр}^p$	$M_{кр_i}^p$
0										
1										
·										
·										
·										
10										

Зная величину и распределение \bar{Q}_y^p , $M_{изг}^p$ и $M_{кр}^p$ по размаху крыла, можно перейти к определению нормальных и касательных напряжений и определению запасов прочности.

3.6. Определение нормальных и касательных напряжений при изгибе

Для определения нормальных и касательных напряжений воспользуемся методом редуционных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций $\sigma = f(\varepsilon)$ или графоаналитическим методом Беляева–Ромашевского.

Часто конструкция крыла включает силовые элементы из разных материалов, например, обшивка и стрингеры из Д16Т, а пояса лонжеронов из легированных сталей. Кроме того, часть элементов в сжатой зоне могут потерять устойчивость. В методе редуцированных коэффициентов с использованием диаграмм деформаций принято предположение, что все элементы приведены к одному материалу, подчиняющемуся закону Гука вплоть до разрушения, с модулем упругости E_ϕ (обычно за такой материал принимают наиболее прочный). Тогда истинное напряжение любого элемента σ_i можно определить через фиктивное σ_ϕ , если известны либо диаграмма деформаций элемента, либо закон изменения редуцированных коэффициентов φ .

$$\sigma_i = \sigma_\phi \cdot \varphi, \quad (32)$$

где $\varphi = \frac{E_{ист}}{E_\phi}$.

Диаграмма $\sigma = f(\epsilon)$ для элементов растянутой зоны крыла совпадает с соответствующей диаграммой для материала.

Прежде чем строить диаграмму деформаций элементов сжатой зоны, необходимо определить критические напряжения местной и общей потери устойчивости всех сжатых элементов. Для этого вычисляют значения $\sigma_{кр}^{omy}$ и $\sigma_{кр}^{mny}$ и выбирают наименьшее. После чего на диаграмме сжатия откладывают значение $\sigma_{кр}$.

$$\text{При } \sigma_{кр} < \sigma_{нц}, \quad \sigma_{кр}^э = c \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{l}{i}\right)^2}, \quad (33)$$

l — расстояние между нервюрами; $c = 1$ — при шарнирном опирании стрингера, $c = 4$ — при заделанном стрингере.

Коэффициент c можно определить и по формуле.

Если $\sigma_{кр} > \sigma_{нц}$, то в формулу (33) нужно подставить значение касательного модуля (E_k).

Критические напряжения при местной потере устойчивости:

$$\sigma_{кр}^{мпу} = \frac{kE}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (34)$$

при $\sigma_{кр} < \sigma_{н.ц.}$,

т.е. $\frac{b}{\delta} \geq \sqrt{\frac{kE}{\sigma_{н.ц.}}}$.

Или $\sigma_{кр}^{мпу} = \frac{kE_c}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (35)$

при $\sigma_{кр} > \sigma_{н.ц.}$

Для расчета напряжений в формуле (35) нужно найти критическое удлинение

$$\varepsilon_{кр} = \frac{K}{\left(\frac{b}{\delta}\right)^2} \quad (36)$$

и, отложив его значение по оси абсцисс диаграммы $\sigma = f(\varepsilon)$, снять соответствующую величину $\sigma_{кр}$, восстановив из точки $\sigma_{кр}$ перпендикуляр до пересечения с графиком $\sigma = f(\varepsilon)$, E_c будет соответствовать точке диаграммы $(\varepsilon_{кр}, \sigma_{кр})$.

Значения коэффициента K выбираются в зависимости от соотношения сторон a/b (рис. 12).

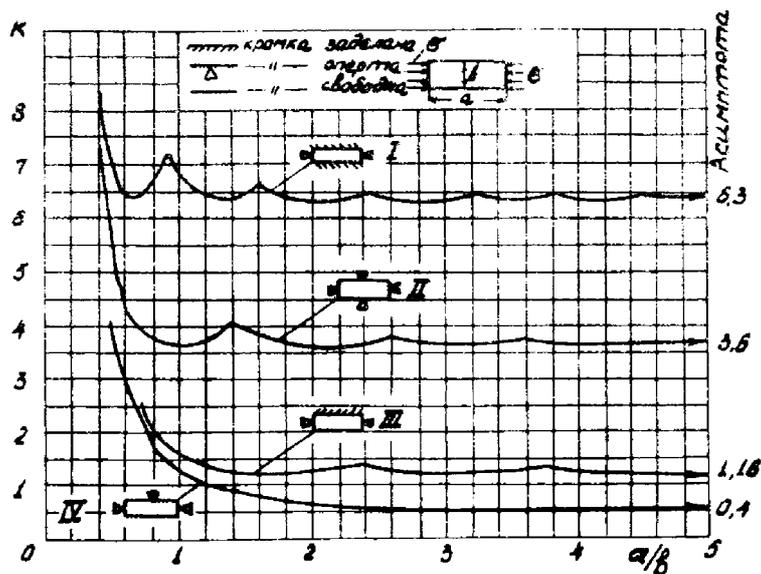


Рис. 12.

Можно $\sigma_{кр}^{мту}$ определять, пользуясь графиком $\sigma_{кр} = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$ на рис. 13.

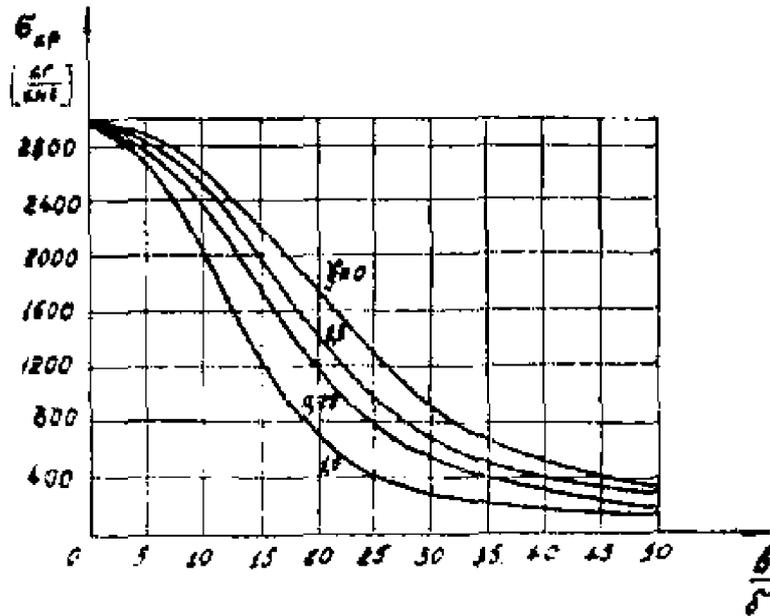


Рис. 13.

Строим диаграмму деформаций элементов (рис. 14).

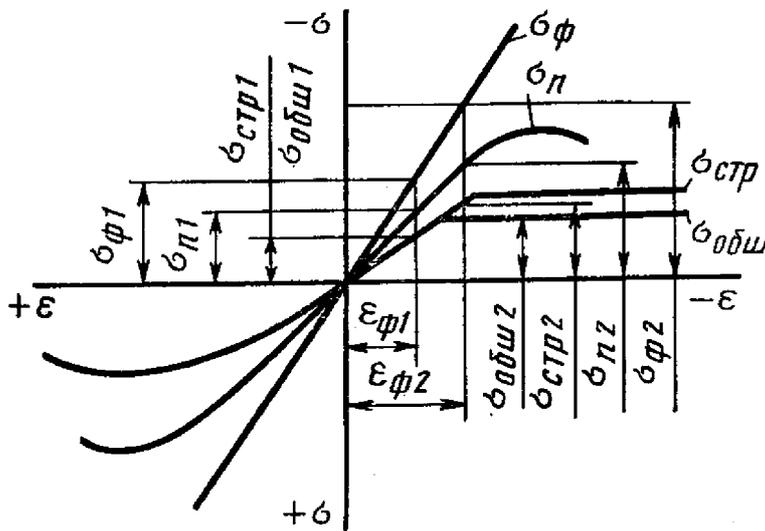


Рис. 14.

Порядок расчета следующий:

1. Строим диаграмму деформаций элементов в растянутой и сжатой зонах.

2. Приводим сечение крыла к фиктивному упругому материалу.

Для этого выбираем начальное значение редукционного коэффициента равным 1 независимо от физико-механических свойств материала.

3. Определяем приведенные площади первого приближения

$$F_{np_i} = (F_{cmp} + b_{np} \delta) \varphi_i^I - \text{для сжатой зоны, где } b_{np} \approx 30\delta .$$

$$F_{np_i} = (F_{cmp} + 0,8b_0\delta) \varphi_i^I - \text{для растянутой зоны, определяем положе-}$$

ние центра тяжести приведенного сечения и его геометрические характери-
стики: $X_{ц.т.}^I$, $y_{ц.т.}$, J_{OX} и т.д.

4. Далее определяем значение $\sigma_{\phi_i}^I$ по формуле:

$$\sigma_{\phi_i}^I = K \frac{M}{I_{0x}^I} \left[(y_i - y_0^I) - (x_i - x_0^I) \frac{J_{0xy}^I}{I_{xy}^I} \right] , \quad (37)$$

где
$$K = \frac{1}{1 - \frac{J_{0xy}^2}{J_{0x} J_{0y}}} .$$

Для определения значения $\sigma_{уст}^I$ на диаграмме фиктивного элемента от-
кладываем значение $\sigma_{\phi_i}^I$, проводим горизонтальную линию до пересечения с
фиктивной диаграммой и опускаем вертикальную линию до пересечения с
диаграммой рассматриваемого элемента. Таким образом получаем $\sigma_{уст_i}^I$.

5. Определяем редуцированный коэффициент второго приближения,

$$\varphi_i^{II} = \frac{\sigma_{уст}^I}{\sigma_{\phi}^I} . \quad (38)$$

Если значение φ предыдущего и последующего приближений отлича-
ется не более чем на 5%, то процесс последовательных приближений можно
на этом закончить.

При расчете удобно пользоваться табл. 6.

Таблица 6.

№ п.п.	φ_i^I	$F_{np_i}^I$	x_i	y_i	$F_{np_i}^I x_i$	$F_{np_i}^I y_i$	$F_{np_i}^I x_i^2$	$F_{np_i}^I y_i^2$	$F_{np_i}^I x_i y_i$	$\sigma_{\phi_i}^I$	$\sigma_{уст_i}^I$	φ_{i+1}^{II}

3.7. Графоаналитический метод определения нормальных напряжений

Пользуясь этим методом, можно определить предельную несущую способность крыла, т.е. максимальный изгибающий момент, который может выдержать запроектированное сечение. Зная действующий момент в сечении, можно определить запас прочности сечения

$$\eta = \frac{M_{x_{max}}}{M_x^p} . \quad (39)$$

В основу расчета, как и в предыдущем методе, положена гипотеза плоских сечений и гипотеза о линейном изменении деформации по высоте поперечного сечения при произвольном изменении нормальных напряжений (рис. 15).

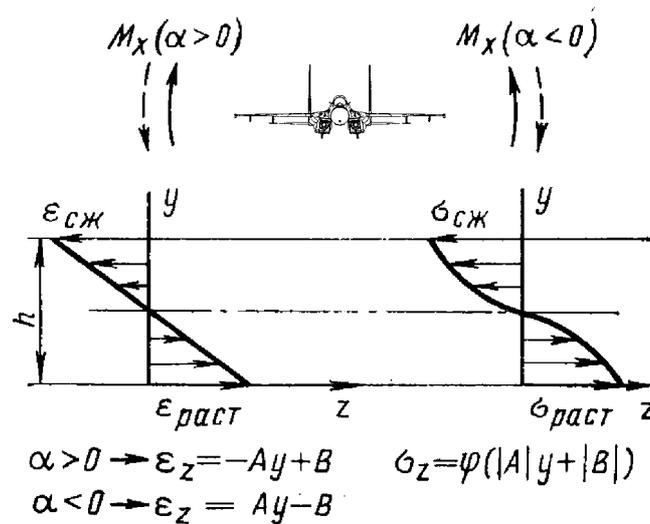


Рис. 15.

$$\begin{aligned}
 \alpha > 0; \quad \varepsilon_z &= -A_y + B; \\
 \sigma_z &= \varphi(\varepsilon_z) = \varphi(|A|y + |B|); \\
 \alpha < 0; \quad \varepsilon_z &= A_y - B; \\
 B &= \varepsilon_{0_{max}} = \varepsilon_{раст}; \\
 A &= \frac{1}{\rho},
 \end{aligned} \quad (40)$$

где ρ – кривизна упругой линии крыла.

Далее записывает сумму проекций всех внутренних сил на ось z . Эта сумма должна быть равна нулю, в противном случае не будет равновесия

$$P_z = \sum_{i=1}^n \sigma_{z_i} F_i = \sum_{i=1}^n \varphi(|A| y_i \pm |B|) F_i = 0. \quad (41)$$

Внешний изгибающий момент уравновешивается внутренними силовыми факторами, следовательно:

$$M_x = \sum_{i=1}^n \sigma_{z_i} F_i y_i = \sum_{i=1}^n \varphi(|A| y_i \pm |B|) F_i y_i \neq 0. \quad (42)$$

Таким образом получим систему уравнений, в которых неизвестные A и B . Поскольку эти уравнения записаны в неявной виде, то они решаются графически.

Порядок решения уравнений

1. Принимаем кривизну $A = A_{max} = \frac{\varepsilon_{раст} + \varepsilon_{см}}{h} = const$, а величиной B варьируем, задавая не менее 3...4 значений B (например: $A = 0,03$, $B = 6$; 8 ; 10%).

2. Используя диаграмму деформации получаем значения $\sigma_{z_{i1}}$; $\sigma_{z_{i2}}$; $\sigma_{z_{i3}}$.

3. Определяем значение P_{z_j} ($j = 1, 2, 3$).

$$P_{z_j} = \sum_{i=1}^n \sigma_{z_{ij}} F_i. \quad (43)$$

Эти усилия не будут равны нулю, т.к. значения A и B были взяты произвольно.

4. Строим график $P_z = f(\varepsilon)$ при $A = const$ (рис. 16).

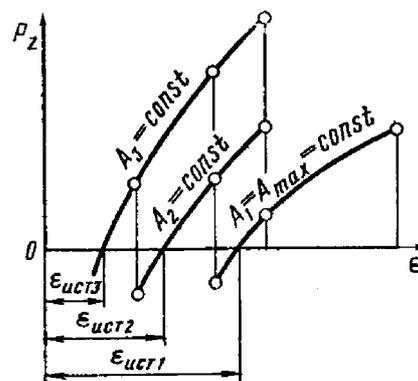


Рис. 16.

С этого графика снимаем то значение деформации, при котором удовлетворяется условие $P_z = 0$. Это будет при $\varepsilon = \varepsilon_{уст}$,

5. Записываем действительное уравнение деформаций (при заданной кривизне A_1) для всех силовых элементов

$$\varepsilon_i = -A_1 y_i + \varepsilon_{уст} \quad (44)$$

и по диаграмме σ - ε определяем нормальные напряжения при A_1 .

6. Зная истинные напряжения при A_1 , находим значение M_{x_1} .

7. Для «определения второго значения изгибающего момента M_{x_2} необходимо задаться $A_2 < A_1$ и варьировать значение B_j . При этом проводится аналогичная операция. Третье значение M_{x_3} получается при $A_3 < A_2$.

Получив 3–4 значения M_{xj} , строим график зависимости M_{xj} от A_j . По нему находим значение $M_{x_{max}}$. На этом же графике строим зависимость $\varepsilon_{уст}$ от A_j (рис. 17).

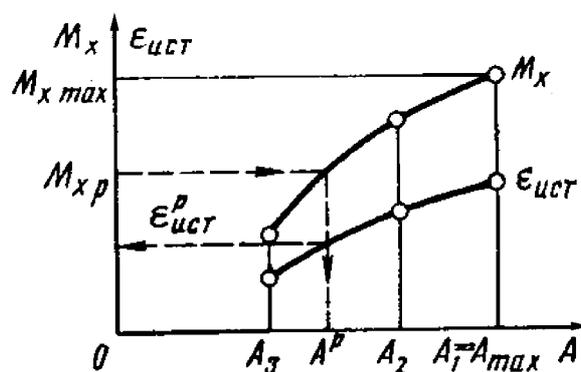


Рис. 17.

Зная расчетное значение изгибающего момента, можно определить запас прочности сечения,

$$\eta = \frac{M_{x_{max}}}{M_x^p}, \quad (45)$$

затем значение действительной кривизны A^{M_p} , а также истинное значение максимальной деформации B , $\delta_{уст}^{M_p}$, которое соответствует расчетному изгибающему моменту.

После этого, пользуясь зависимостью $\varepsilon_{z_i} = \pm A_{i_y}^{M_p} + \varepsilon_{уст}^{M_p}$ по графику $\sigma_{z_i} = \varphi(\varepsilon_{z_i})$ получают величину нормальных напряжений при действии $M_{изг}^P$.

Для сокращения объема вычислений при использовании этого метода, обшивку приводят к стрингерам.

Запас прочности элементов в растянутой зоне:

$$\eta_{раст} = \frac{0,8\sigma_{\sigma}}{\sigma_p} \geq 1, \quad (46)$$

в сжатое зоне:

$$\eta_{сж} = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_p} \geq 1. \quad (47)$$

3.8. Определение касательных напряжений в сечении крыла от действия перерезывающей силы и крутящего момента

Эту задачу решаем без разделения изгиба от кручения.

Задано: трехконтурное сечение крыла (рис. 18) и внешние нагрузки.

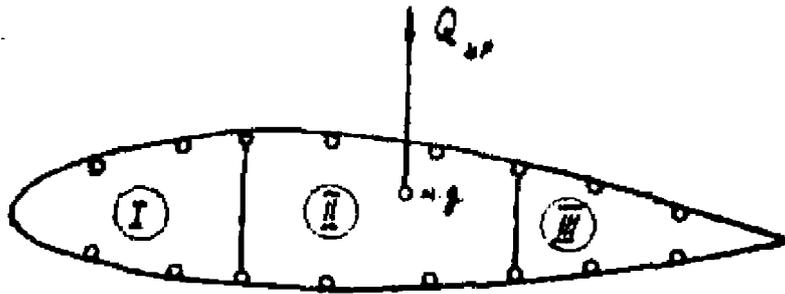


Рис. 18.

Необходимо определить τ и η_{τ} .

Поток касательных сил находим так

$$\eta_{\tau} q^p = q_Q^p + q_{0i}^p, \quad (48)$$

$$\text{где } q_Q^p = K \frac{\bar{Q}_y^p}{J_{0xnp}} \sum_{i=1}^n F_{np_i} \left[(y_i - y_0) - (x_i - x_0) \frac{J_{0xy}}{J_{0y}} \right]; \quad (49)$$

$$\bar{Q}_y^p = Q_0^p - \frac{M_{uz2}}{h_z} \operatorname{tg} \gamma . \quad (50)$$

$$K = \frac{1}{1 - \frac{J_{0xy}^2}{J_{0x} J_{0y}}} - \text{коэффициент асимметрии профиля,}$$

γ – угол конусности крыла,

\bar{Q}_y^p – перерезывающая сила в учетом конусности крыла,

h_z – высота профиля.

Для симметричного сечения:

$$q_Q^p = \frac{\bar{Q}^p}{J_{0xnp}} \sum_{i=1}^n F_{np_i} (y_i - y_0) . \quad (51)$$

Определение потоков касательных сил q_{0i}^p для данного сечения является задачей 2 раза статически неопределимой. Для того, чтобы определить q_{0i}^p необходимо к уравнениям статики добавить 2 уравнения совместности деформации (равенство погонных углов закручивания). Если при этом необходимо определить еще одну неизвестную величину – погонный угол закручивания θ , то добавляется три уравнения деформации. В итоге получаем 4 уравнения с 4 неизвестными:

$$\begin{aligned} q_1 \omega_1 + q_2 \omega_2 + q_3 \omega_3 + \oint q_Q r ds + Q_y &= 0 \\ \delta_{11} q_1 + \delta_{12} q_2 + \delta_{13} q_3 + \delta_{1Q} &= \theta \omega_1 \\ \delta_{21} q_1 + \delta_{22} q_2 + \delta_{23} q_3 + \delta_{2Q} &= \theta \omega_2 \\ \delta_{31} q_1 + \delta_{32} q_2 + \delta_{33} q_3 + \delta_{3Q} &= \theta \omega_3 , \end{aligned} \quad (52)$$

где ω_i – удвоенная площадь i -го контура,

$$\delta_{ij} = \oint_{ij} \frac{ds}{G\delta} ; \quad \delta_{ii} = \oint_{ii} \frac{ds}{G\delta} ; \quad \delta_{ia} = \oint_i \frac{q_Q ds}{G\delta} ; \quad (53)$$

Примечание.

1. Эта система написана в общем виде. Для конкретной расчетной схемы надо учитывать знаки перед коэффициентами уравнений.

2. При определении геометрических характеристик сечения F_{np} , $J_{0x_{np}}$ и т.д. необходимо пользоваться теми значениями приведенных площадей, которые получились при определении нормальных напряжений в последнем приближении.

Из этой системы получаем значения q_1, q_2, q_3, θ . Суммируя q_1, q_2, q_3 с q_0 можно определить значение потока касательных сил для каждого участка, а также касательные напряжения и запас прочности.

$$\tau = \frac{q}{\delta} ; \eta_{\tau} = \frac{\tau_{кр}}{\tau} . \quad (54)$$

3.9. Расчет крыла в районе вырезов

Пусть в крыле имеется большой вырез, длина которого l и ширина b (рис. 19). Рассмотрим расчет крыла от действия изгибающего момента и перерезывавшей силы в отдельности.

3.9.1. Определение нормальных напряжений от изгибающего момента

Принимаем, что в сечении крыла на ширине выреза нормальными напряжениями от изгибающего момента загружаются только те элементы, которые не перерезаны вырезом. По мере удаления от выреза, перерезанные продольные элементы приближенно включаются в общую работу крыла по линейному закону (рис. 19). Считаем, что на расстоянии равном ширине выреза поперечное сечение крыла полностью включается в работу.

Напряжения от изгибающего момента в сечениях $I-I$, $II-II$, $III-III$, определяется так

$$\sigma_i = \frac{M_{x_i}^p}{J_{x_i np}} (y_i - y_0) \quad . \quad (55)$$

При подсчете моментов инерции $J_{x_i np}$ надо иметь в виду, что в сечении $I-I$ площади элементов 1, 2, 3, 4 не учитываются, в сечении $II-II$ они включаются в работу на изгиб наполовину, а в сечении $III-III$ включаются полностью.

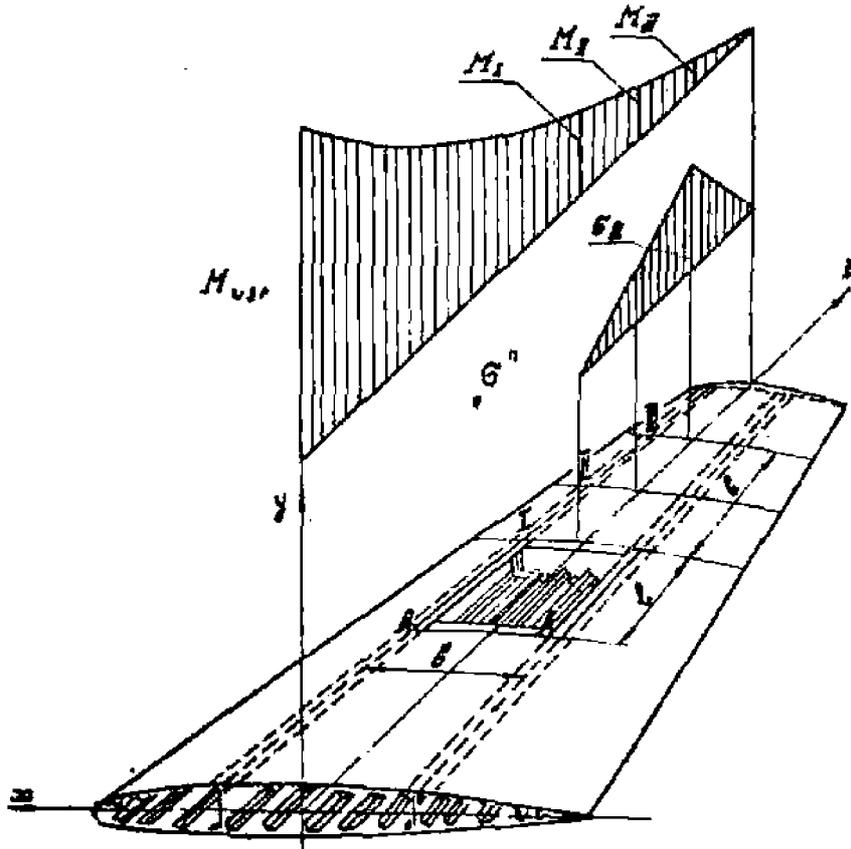


Рис. 19.

3.9.2. Определение касательных напряжений от перерезывающей силы

Касательные напряжения определяются из условий равновесия через нормальные напряжения.

Сечения на участке выреза рассматриваются, как открытые контуры, носок и хвостик разрезаны. Касательные напряжения определяется по формуле

$$\tau_{Q_y} = \frac{\bar{Q}_y^p S_{x_{np}}^{omc}}{J_{x_{i \text{ np}}} \delta} . \quad (56)$$

Если носок и хвостик не разрезаны, то задача становится статически неопределимой. Для ее решения необходимо к уравнению равновесия добавить уравнение совместности деформаций.

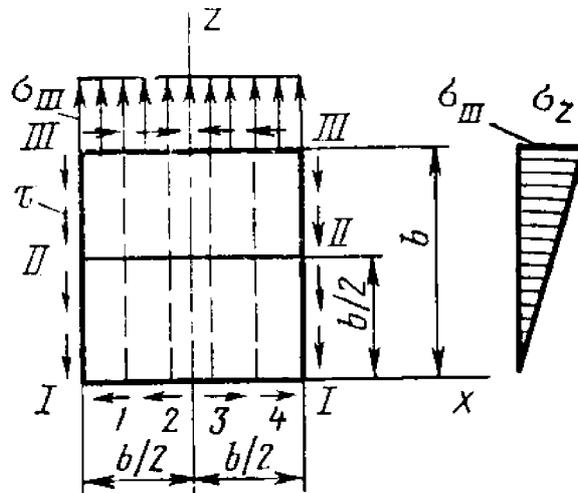


Рис. 20.

Вырежем симметричную панель между лонжеронами длиной b и уравновесим ее нормальными и касательными напряжениями (рис. 20). На основании гипотезы о линейном изменении нормальных напряжений σ_z в продольных элементах крыла на длине b можно сделать вывод, что касательные напряжения будут постоянными по длине вырезанной панели. Это следует из уравнения равновесия.

$$\frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} = 0 , \quad (57)$$

$$\text{откуда } \tau_{xz} = -\int_0^x \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} dx = -\int_0^x K dx = -Kx \neq \varphi(z)_{(noz)} = const . \quad (58)$$

$$\text{где } \sigma_z = Kz; \quad \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = K .$$

Тогда будем иметь

$$\sum \sigma_{z_i III} \cdot F_{np} - 2\tau b\delta = 0 . \quad (59)$$

Подставляя сюда значение $\sigma_{z_i III} = \frac{M_{x_i III}}{I_{x_{np III}}} (y_i - y_0)$, получим выраже-

ние для определения касательных напряжений вблизи выреза

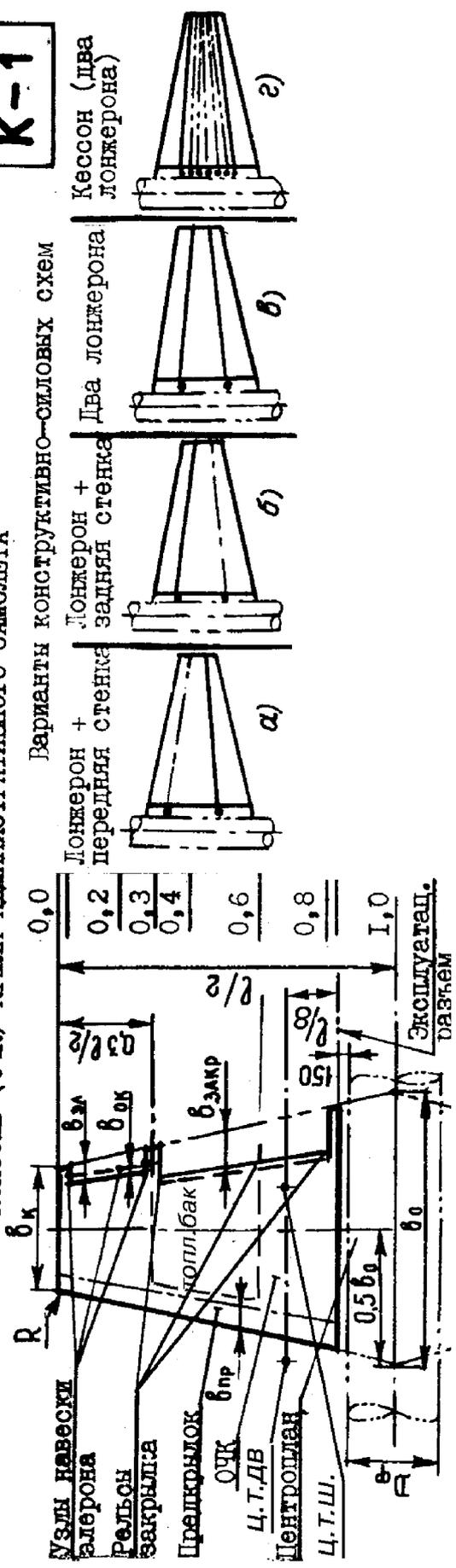
$$\tau_{z_i III} = \frac{M_{x_i III} \cdot S_{x III}^{omc}}{I_{x_{np III}} \cdot 2b\delta} . \quad (60)$$

Варианты и номера-шифры заданий

Вар.	Номер-шифр	Вар.	Номер-шифр	Вар.	Номер-шифр	Вар.	Номер-шифр
1	К-1-1-а-	11	К-2-2-а	21	К-3-1-г	31	К-2-3-а-
2	К-1-1-б-	12	К-2-2-б	22	К-3-1-а	32	К-2-2-б-
3	К-1-1-в-	13	К-2-3-в	23	К-3-1-в	33	К-2-3-г-
4	К-1-1-г-	14	К-2-3-г	24	К-3-2-г	34	К-3-1-а
5	К-2-1-а-	15	К-2-3-а-	25	К-3-2-а	35	К-3-2-а
6	К-2-1-г-	16	К-2-3-б-	26	К-3-2-в	36	К-3-3-а
7	К-2-1-б-	17	К-1-3-в-	27	К-3-3-г	37	К-3-1-а
8	К-2-1-в-	18	К-1-3-г-	28	К-3-3-в	38	К-3-2-а
9	К-2-2-г-	19	К-1-3-а-	29	К-3-3-а	39	К-3-3-а
10	К-2-2-а-	20	К-1-3-б-	30	К-2-1-г	40	К-2-3-в

К-1

КОНСОЛЬ (ОЧК) КРЫЛА АДМИНИСТРАТИВНОГО САМОЛЕТА



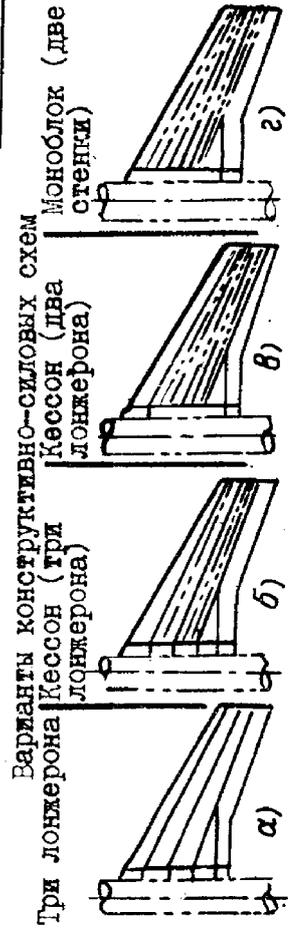
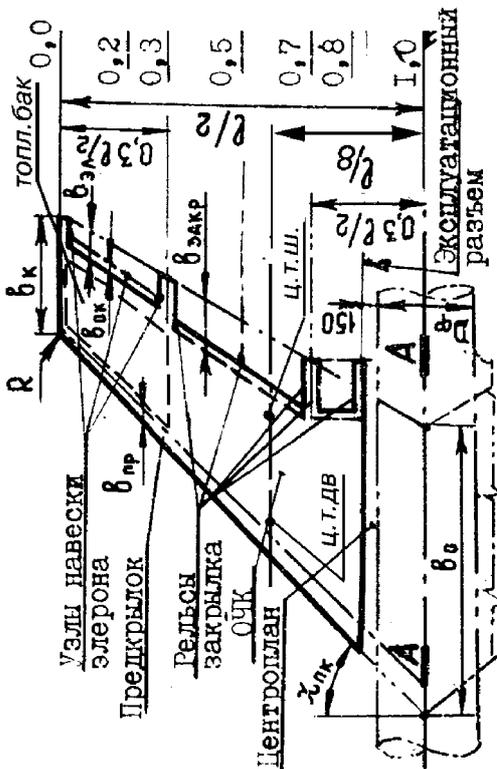
Основные параметры самолета и агрегата

Вариант	n_{ch} , т	\bar{m}_{ch}	\bar{m}_T	$\bar{m}_{ш}$	n'_T	$S_{оп}$	l , м	b_{ch} , м	$b_{ш}$, м	$\bar{b}_{ш}$, %	$\bar{b}_{оп}$, %	$\bar{b}_{ш}$, %	$\bar{b}_{ш_{оп}}$, %
1	4	0,12	0,18	0,4	3	16	10,58	0,86	2,16	110	75	25	25
2	6	0,12	0,20	0,4	3	24	12,96	1,06	2,65	120	75	25	28
3	8	0,14	0,22	0,6	3	32	14,96	1,22	3,05	120	75	30	30

D_{ch} , м	Профиль	ψ	$\alpha_{ш}$
1,6	2312	+4	+2
1,8	2312	+3	+2
1,8	2312	+3	+2

КОНСОЛЬ (ОЧК) КРЫЛА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА МЕСТНЫХ АВИАЛИНИЙ

К-2



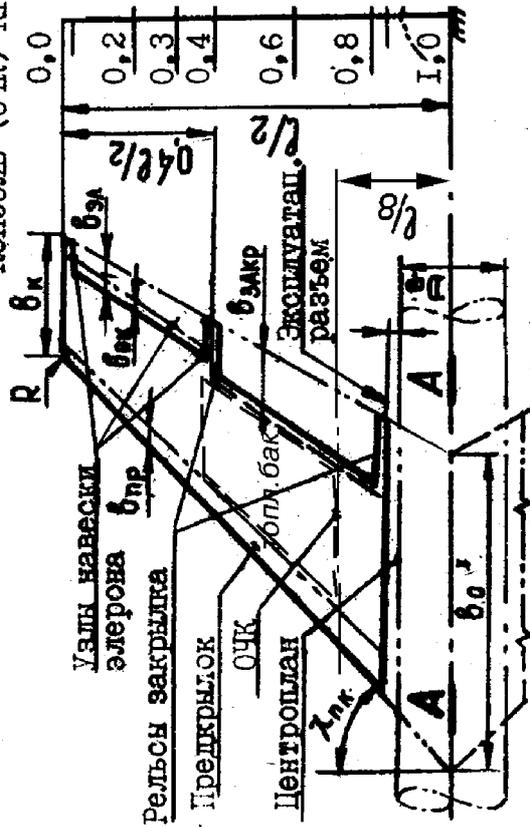
Основные параметры самолета и агрегата

Вариант	$m_{к.т}$	$\bar{m}_{к.т}$	\bar{m}_r	$\bar{m}_{ш}$	n'_r	$S_{к.т}$	$l, м$	$b_{ш}, м$	$b_{к.т}, м$	$\bar{b}_{ш}, \%$	$\bar{b}_{к.т}, \%$	$\bar{b}_{ш}, \%$	$\bar{b}_{к.т}, \%$	$\bar{b}_{ш}, \%$	$\bar{b}_{к.т}, \%$
1	18	0.10	0.26	0.5	3	60	20.50	4.35	1.24	80	75	6.0	25	23	25
2	30	0.10	0.28	0.5	3	100	26.46	5.88	1.68	120	75	7.0	28	25	28
3	42	0.12	0.30	0.6	3	140	31.30	6.65	1.90	120	75	7.0	30	28	30

$D_{ш}, м$	Профиль	ψ	$\alpha_{ш}$
2.0	2312	-2	+2
2.6	2312	-2	+2
2.8	2312	-1	+2

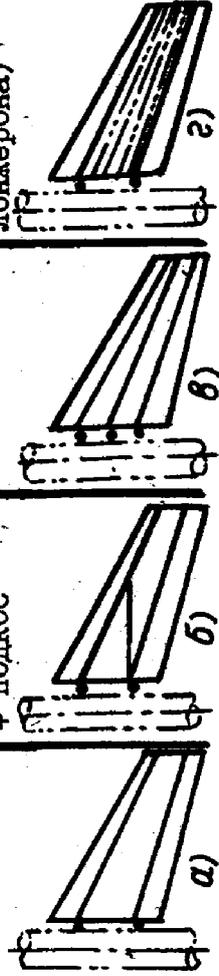
КОНСОЛЬ (ОЧК) КРЫЛА МАНИВЕРЕННОГО САМОЛЕТА

К-3



Варианты конструктивно-силовых схем

Два лонжерона + подкос
Три лонжерона
Кессон (два лонжерона)



Основные параметры самолета и агрегата

Вариант	$n_{кр}$, т	\bar{m}_T	\bar{m}_w	n_y^1	$S_{кр}$	$\gamma_{кр}$, %	l , м	$b_{пл}$, м	$b_{к}$, м	$\bar{b}_{кр}$, %	$\bar{b}_{пл}$, %	$\bar{b}_{оп}$, %	$\bar{b}_{лп}$, %	$\bar{b}_{квп}$, %
1	6	0.25	0.5	8	24	45	9.8	3.67	1.22	50	5.0	27	25	28
2	8	0.25	0.5	8	32	45	11.30	4.25	1.42	60	6.0	28	25	28
3	10	0.30	0.6	8	40	45	12.65	4.74	1.58	50	6.0	30	28	30

$D_{ф}$, м	Профиль	ν	$\alpha_{н}$
1.3	0008	-3	0
1.3	0008	-3	0
1.3	0008	-3	0

Приложения

Приложение I

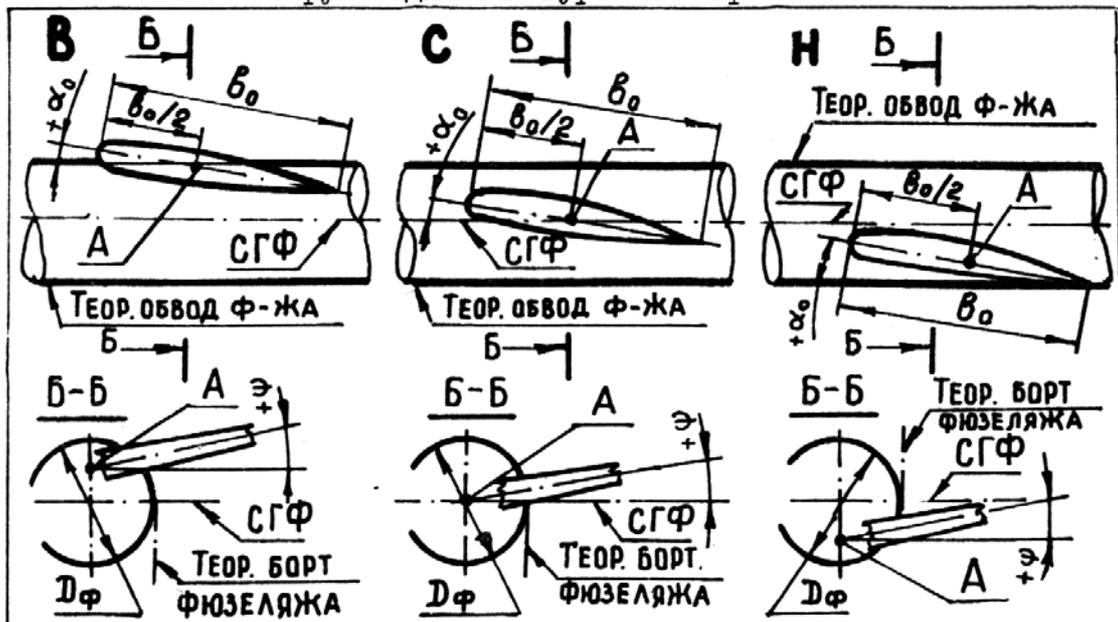
ФОРМА ПРОФИЛЯ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ (в % от хорды)

№ профиля	\bar{x}	0	2,5	10	15	20	30	40	50	70	100	
Несимметричные	Профиль 2312	$\bar{y}_в$	0	3,11	5,86	6,89	7,54	8,00	7,77	7,14	5,02	0
		$\bar{y}_н$	0	2,16	3,52	3,82	3,94	4,00	3,84	3,45	2,31	0
	Профиль 2310	$\bar{y}_в$	0	2,59	4,88	5,73	6,28	6,67	6,48	5,95	4,18	0
		$\bar{y}_н$	0	1,80	2,93	3,18	3,28	3,33	3,20	2,88	1,93	0
	Профиль 2308	$\bar{y}_в$	0	2,07	3,91	4,59	5,03	5,33	5,18	4,76	3,35	0
		$\bar{y}_н$	0	1,44	2,35	2,55	2,63	2,67	2,56	2,30	1,54	0
№ профиля	\bar{x}	0	2,5	10	15	20	30	40	50	70	100	
Симметричные	Профиль 0012	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	2,62	4,68	5,34	5,74	6,00	5,80	5,28	3,66	0
	Профиль 0010	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	2,18	3,90	4,46	4,78	5,00	4,84	4,40	3,05	0
	Профиль 0009	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	1,96	3,51	4,01	4,30	4,50	4,35	3,96	2,75	0
	Профиль 0008	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	1,74	3,12	3,56	3,82	4,00	3,87	3,52	2,44	0
	Профиль 0006	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	1,31	2,34	2,67	2,87	3,00	2,90	2,64	1,83	0
	Профиль 0004	$\bar{y}_в = -\bar{y}_н$	0	0,87	1,56	1,78	1,91	2,00	1,94	1,76	1,22	0

Приложение 2

РАСПОЛОЖЕНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО ВЫСОТЕ ФЮЗЕЛЯЖА

Внимание! Теоретический обвод фюзеляжа согласовать с руководителем курсового проекта.



ПРИЛОЖЕНИЕ

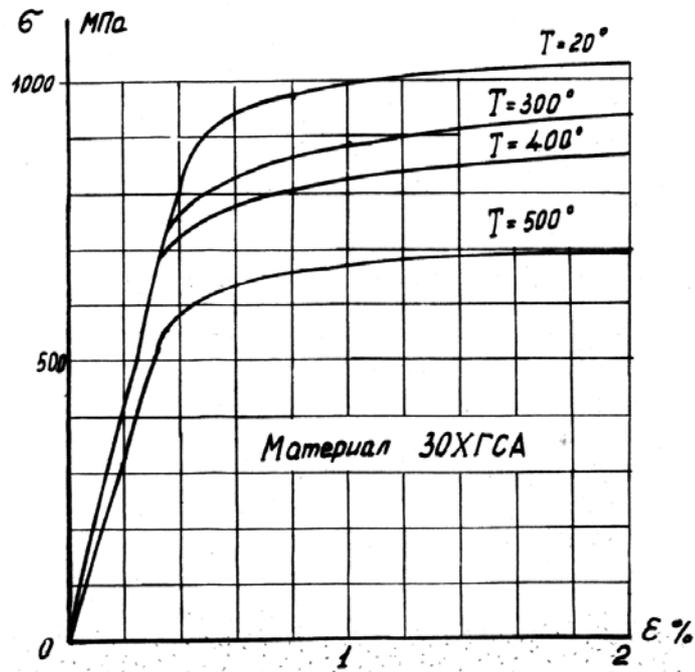


Таблица механических свойств

Температура °C	$E \cdot 10^{-3}$ МПа	$\sigma_{0.2}$ МПа	$\sigma_{0.02}$ МПа	σ_B МПа	ϵ_{br} %
20°	210	860	960	1080	13
250°	180	810	860	1030	13
300°	170	740	840	980	11
350°	165	710	820	990	16
400°	160	680	800	920	16
500°	155	560	660	700	21

Коэффициент линейного расширения

$$\alpha = 11 \cdot 10^{-6} / ^\circ\text{C}$$

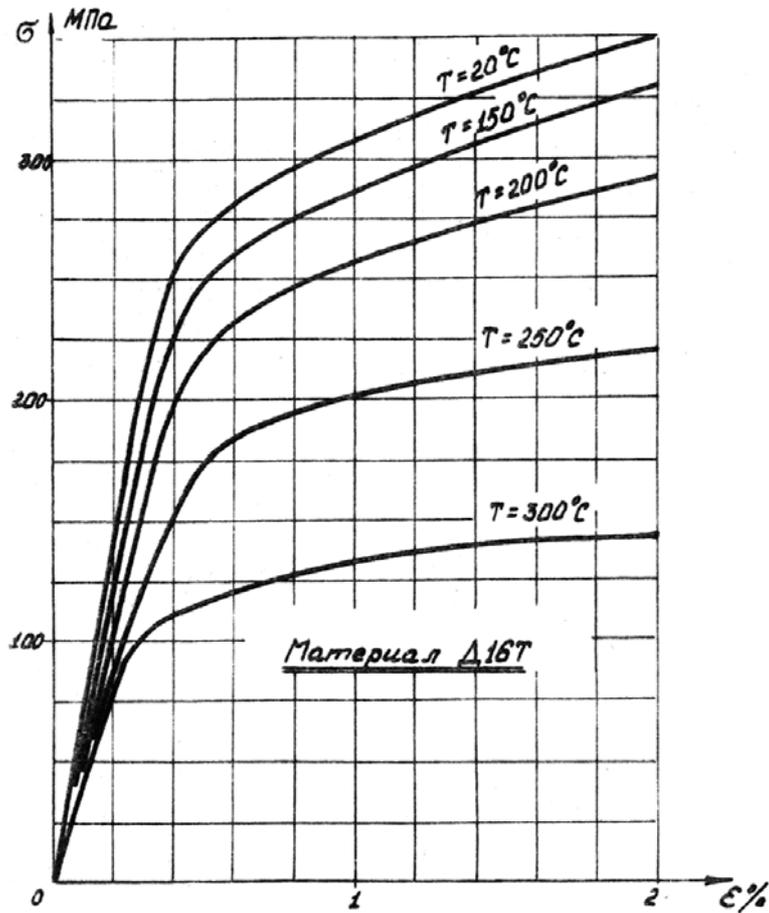


Таблица механических свойств.

Температура T	E	$\sigma_{0.2}$	$\sigma_{0.02}$	σ_{δ}	$\epsilon_{\delta p}$
$^\circ\text{C}$	МПа	МПа	МПа	МПа	%
20	72000	190	280	420	15
100	63500	170	260	380	17
150	59000	150	250	360	16
200	53500	125	230	310	11
250	49000	75	180	220	12
300	41500	54	110	160	13

Коэффициент линейного расширения

$$\alpha = 23 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C}$$

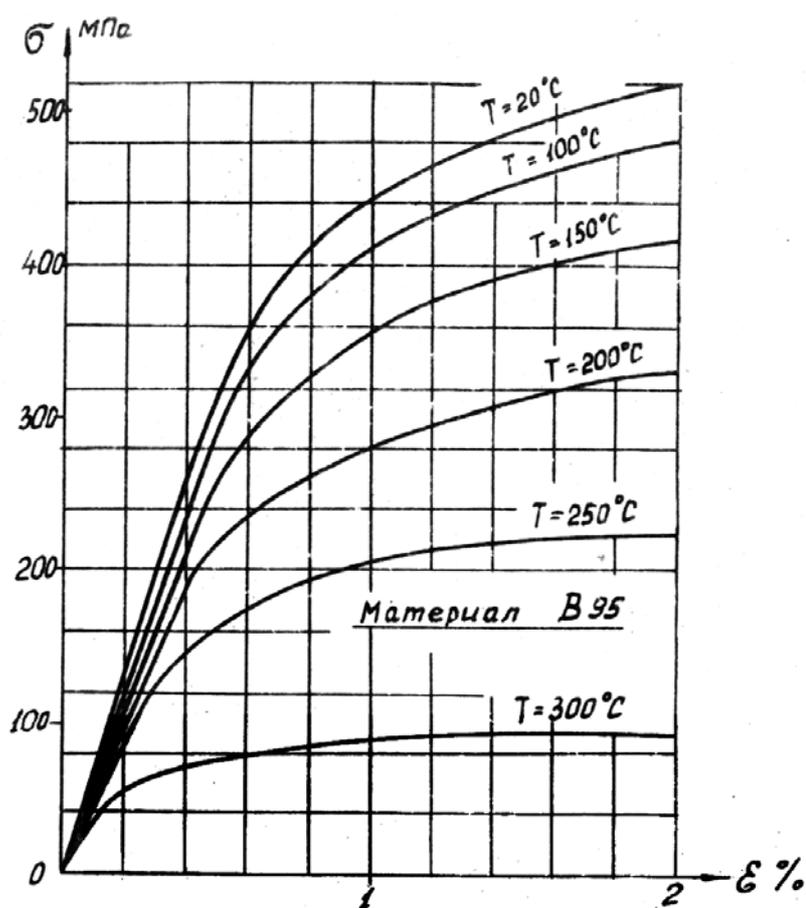


Таблица механических свойств.

Темпе- ратура T $^{\circ}\text{C}$	E МПа	$\sigma_{нц}$ МПа	σ_{02} МПа	σ_b МПа	$\epsilon_{\text{вр}}$ %
20	70000	300	430	520	6
100	65000	280	390	500	8
150	59000	230	330	430	10
200	54000	190	250	340	13
250	47000	120	170	220	19
300	39000	50	70	86	26

Коэффициент линейного расширения

$$\alpha = 22 \cdot 10^{-6} \text{ } ^{\circ}\text{C}^{-1}$$

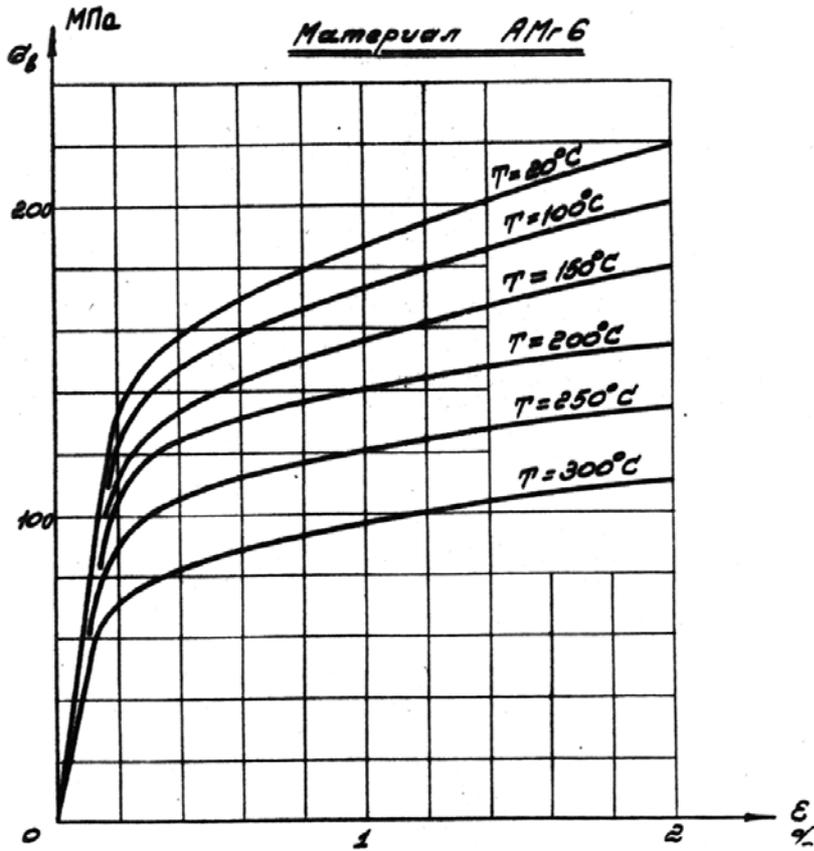


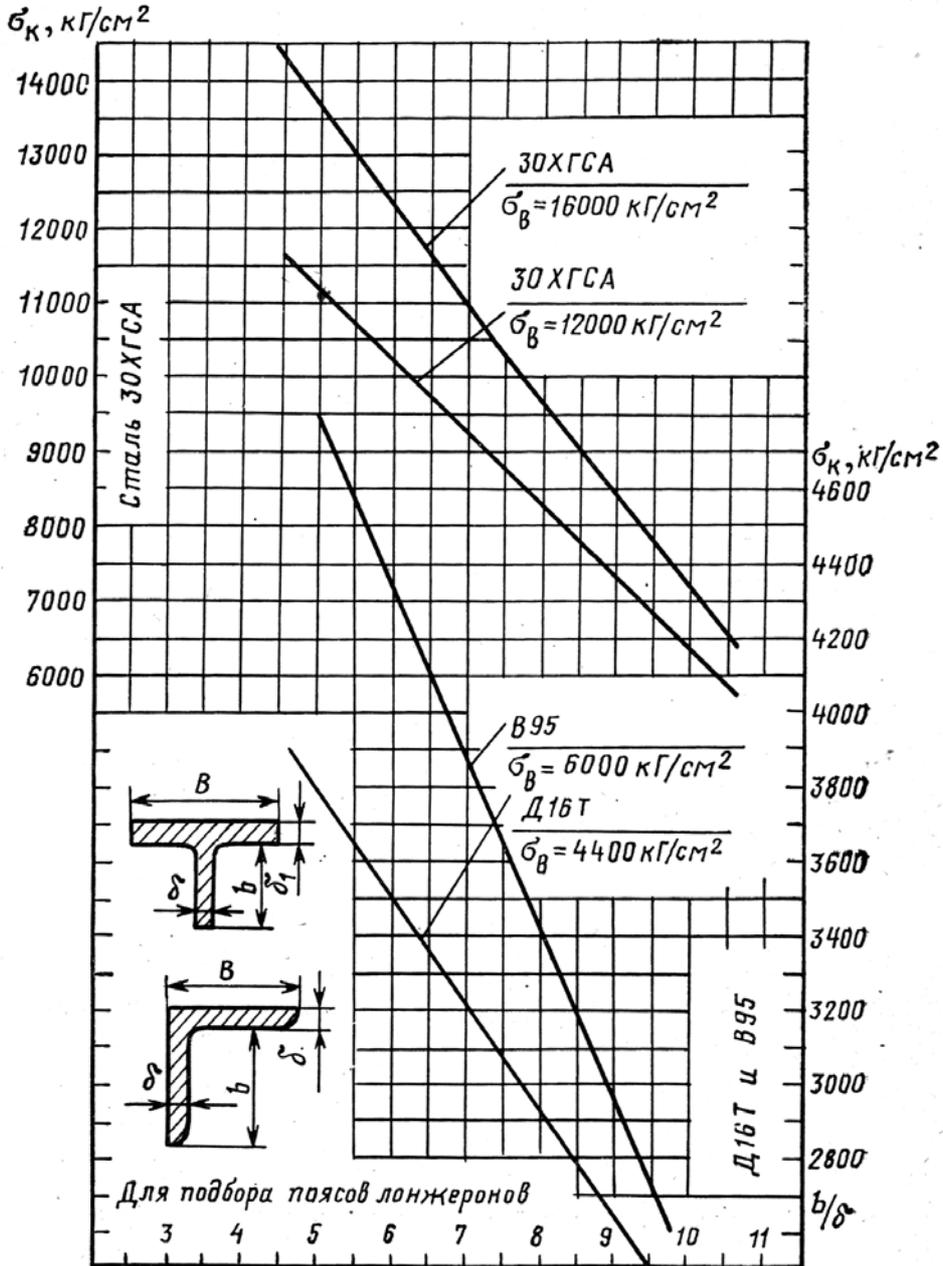
Таблица механических свойств

T	E	$\sigma_{тн}$	$\sigma_{0.2}$	σ_b	$\delta_{гф}$
$^{\circ}C$	МПа	МПа	МПа	МПа	%
20	68000	130	160	320	15
100	62000	120	150	305	31
150	59000	110	135	250	37
200	55000	100	125	195	43,5
250	53000	85	105	160	45
300	50000	65	80	130	48

Кoeffициент линейного расширения
 $\alpha = 26 \cdot 10^{-6} / ^{\circ}C$

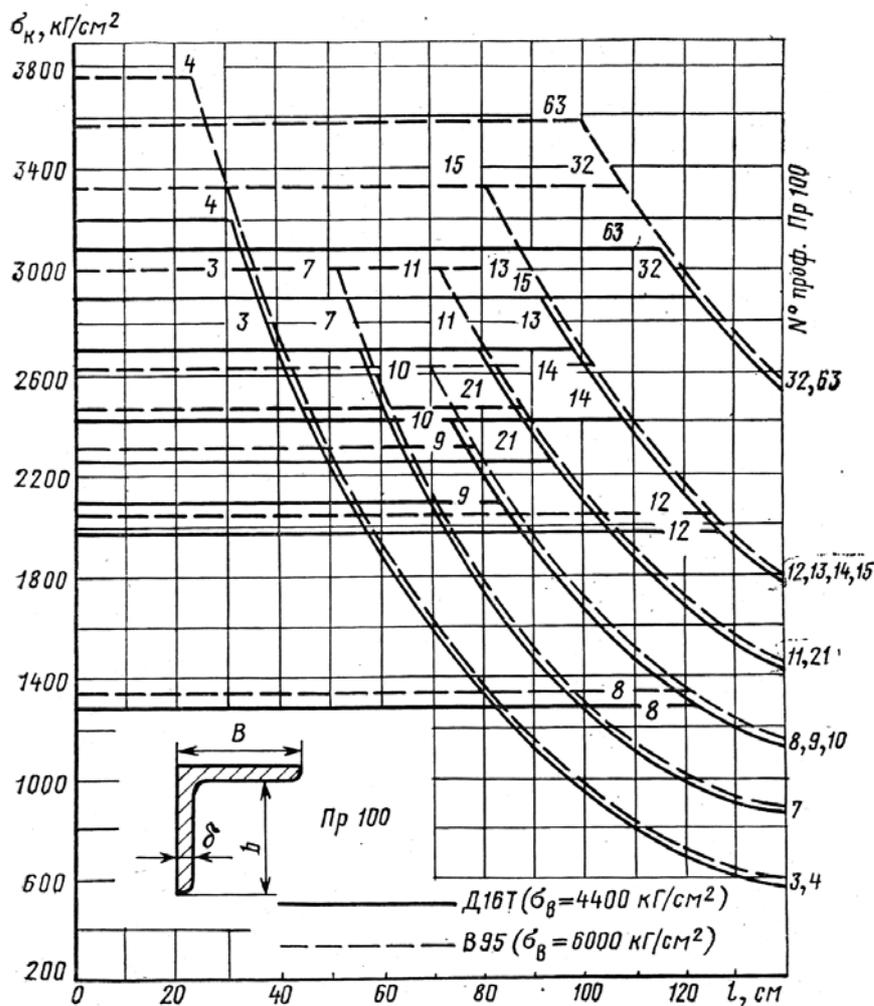
Таблицы и графики для расчета типовых профилей

Графики $\sigma_k = f(l)$ даны для проторцованных профилей, графики $\sigma_k = f\left(\frac{b}{\delta}\right)$ — для коротких профилей, у которых σ_k определяется местной потерей устойчивости тонкостенных участков.



Пр100

№ проф.	3	4	7	8	9	10	11	21	12	13	14	15	32	63
$B, \text{мм}$	15	15	20	25	28	28	30	35	40	40	45	45	50	50
$\delta, \text{мм}$	1,5	2,0	2,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,0	3,0	4,0	4,0	5,0	6,0	6,5
$F, \text{см}^2$	0,43	0,56	0,76	0,73	0,96	1,34	1,72	2,02	2,32	3,06	3,46	4,28	5,65	6,11



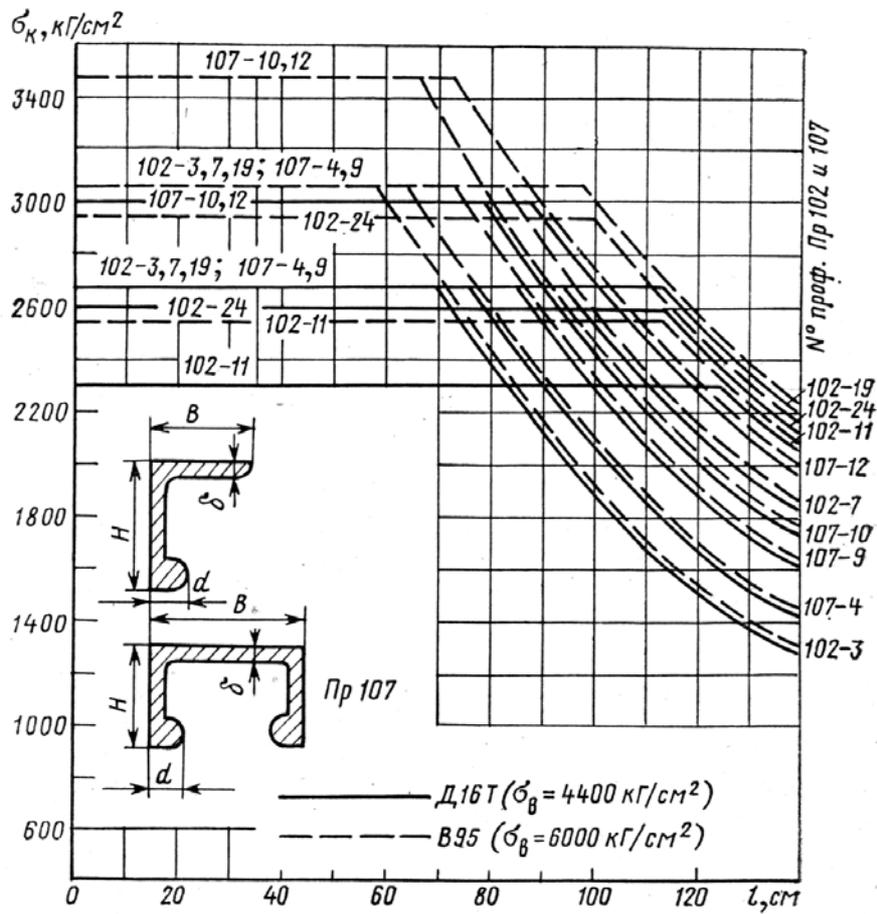
Примечание. В графиках для профилей Пр100, 102, 105 и 107 учет влияния присоединенной к профилю обшивки на его σ_k общей потери устойчивости произведен приближенно: σ_k определялось по моменту инерции сечения, взятому относительно линии сопряжения профиля с обшивкой.

Пр102

№ проф.	3	7	11	19	24
$B, \text{мм}$	15	20	25	30	30
$H, \text{мм}$	20	25	40	40	45
$\delta, \text{мм}$	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5
$d, \text{мм}$	5	6	7	8	9
$F, \text{см}^2$	0,65	1,06	1,83	2,26	2,87

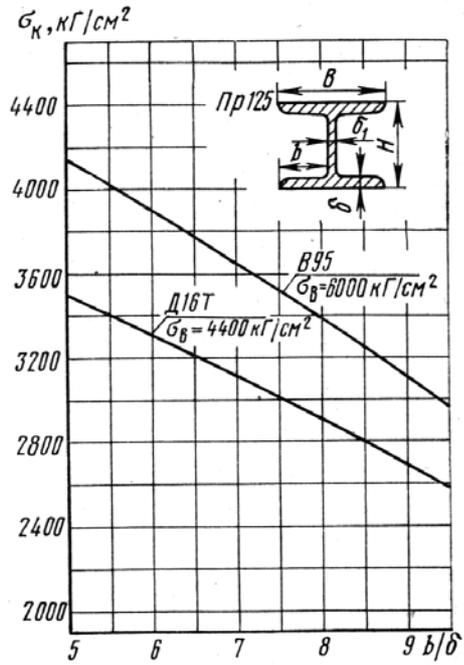
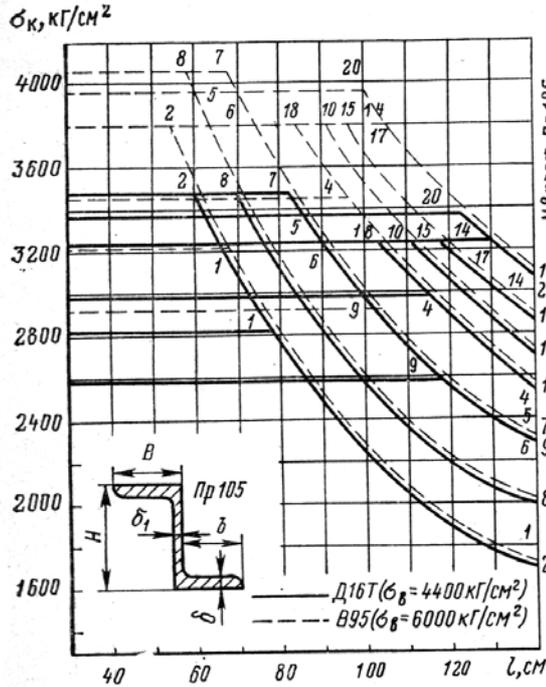
Пр107

№ проф.	4	9	10	12
$B, \text{мм}$	25	50	50	60
$H, \text{мм}$	20	30	30	35
$\delta, \text{мм}$	2,0	3,0	3,5	4,0
$d, \text{мм}$	6	8	10	10
$F, \text{см}^2$	1,63	3,79	4,7	5,38



Пр105

№ пр.	1	2	8	9	4	18	5	10	14	15	17	20	6	7
$B, \text{мм}$	18	18	20	25	25	25	25	30	32	35	35	35	35	35
$H, \text{мм}$	25	25	25	30	40	35	40	40	45	45	45	45	50	50
$\delta, \text{мм}$	2,0	2,5	3,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,0	4,2	4,5	4,5	5,0	5,0	6,0
$\delta_1, \text{мм}$	1,5	2,0	2,0	2,0	2,0	3,5	3,0	3,5	3,5	3,5	4,0	4,0	4,0	5,0
$F, \text{см}^2$	1,05	1,32	1,60	1,77	2,21	2,76	3,01	3,56	4,05	4,46	4,66	4,98	5,18	6,22



Пр125

№ пр.	16	2	11	3	12	13	5
$B, \text{мм}$	24	30	36	50	50	50	70
$H, \text{мм}$	28	35	26	40	40	50	60
$\delta, \text{мм}$	2,0	2,5	3,5	3,5	4,0	4,0	5,0
$\delta_1, \text{мм}$	2,0	2,0	3,5	2,0	2,5	3,5	3,0
$F, \text{см}^2$	1,48	2,14	3,21	4,24	4,86	5,57	8,66
b/δ	5,5	5,6	5,0	6,9	5,9	5,8	6,7

Пр307

№ пр.	6	10	7	11	14	8
<i>B</i> , мм	80	106	103	107	106	110
<i>A</i> , "	20	33	26	26	25	26
<i>H</i> , "	40	40	44	50	49	56
<i>c</i> , "	20	18	17	19	18	19
δ , "	2	2	2,5	2,5	2,5	3
δ_1 , "	4	4,5	4	5	10	6
δ_2 , "	3,5	3	3	3,5	3	3
<i>F</i> , см ²	3,71	3,98	4,36	5,07	5,80	6,09
<i>b</i> / δ	18,4	18,6	16,8	18,7	16,3	17,7

Пр 308

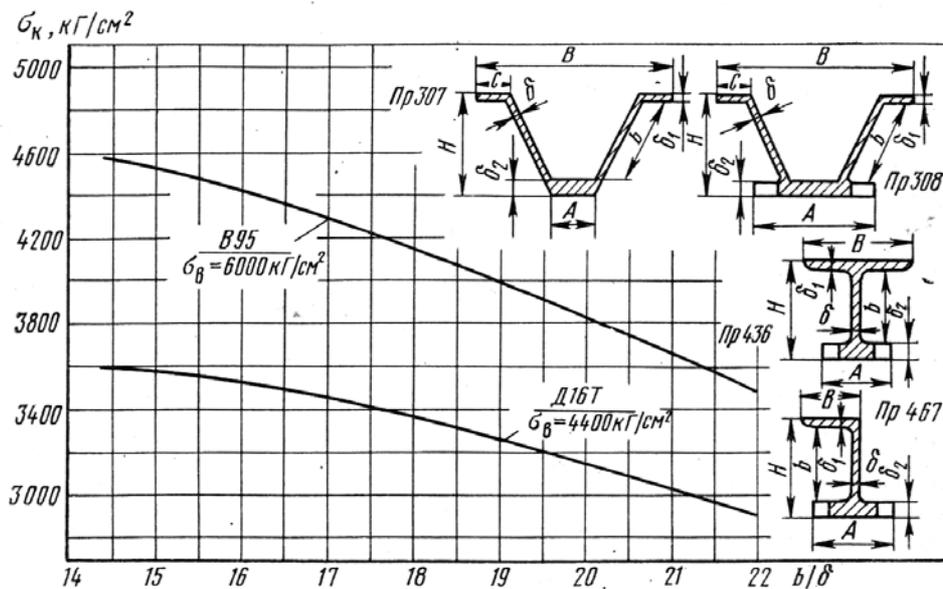
	3	5	7	9
	103	105	107	110
	50—43	60—44	60—44	60—44
	44	46	50	56
	17	18	19	19
	2,5	2,5	3	3-
	6	6	6	7,5
	3	3,5	4	4
	6,22—	7,13—	8,06—	9,30—
	5,80	6,17	7,10	8,10
	15,8	16,5	15,0	16,7

Пр436

№ пр.	10	5	11	13
<i>B</i> , мм	48	64	56	60
<i>A</i> , "	34—18	40—20	40—20	40—20
<i>H</i> , "	38	56	52	60
δ , "	2	3	2,5	3
δ_1 , "	4	4	4	5
δ_2 , "	5	6	8	9
<i>F</i> , см ²	4,27—	5,41—	6,51—	8,13—
	3,47	4,21	4,91	6,33
<i>b</i> / δ	15,0	15,5	16,0	15,5

Пр467

	9	14	17
	25	25	30
	38—20	42—20	45—23
	48	54	60
	2	2,5	3
	3	4	5
	5	7	9
	3,54—2,64	5,08—3,54	7,07—5,05
	20,0	17,2	16,0



Примечания: 1. Для профилей Пр307, 308, 436 и 467, скрепленных с обшивкой, при длине до 120—130 см σ_k общей потери устойчивости выше, чем σ_k местной потери устойчивости (последняя наступает на стенке профиля толщиной δ).

2. Площадь сечения профилей Пр308, 436 и 467 можно уменьшать путем фрезерования полки.

Содержание

1. Цель работы.....	1
2. Общие сведения	2
3. Расчет крыльев	5
3.1. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.....	10
3.2. Распределение инерционных (массовых) нагрузок по размаху крыла	13
3.3. Распределение нагрузок по хорде крыла.....	14
3.3.1. Аэродинамические нагрузки.....	14
3.3.2. Массовые нагрузки.....	14
3.4. Построение эпюр Q_y^p ; $M_{изг}^p$	15
3.5. Построение эпюр крутящих моментов.....	18
3.6. Определение нормальных и касательных напряжений при изгибе	19
3.7. Графоаналитический метод определения нормальных напряжений ..	24
3.8. Определение касательных напряжений в сечении крыла от действия перерезывающей силы и крутящего момента	27
3.9. Расчет крыла в районе вырезов.....	29
3.9.1. Определение нормальных напряжений от изгибающего момента	29
3.9.2. Определение касательных напряжений от перерезывающей силы	30
Варианты и номера-шифры заданий.....	32
Приложения.....	36
Содержание.....	46