

ПРОВЕРЕНА
1952 г.

Прозерено
1958 г.

Глава 1. Общие сведения.

§1. Статическая расчетная схема самолета.

Самолет представляет собой пространственную конструкцию, подверженную действию разнообразной нагрузки, распределенной по конструкции самолета.

В связи с этим расчет самолета в натуральном его виде в настоящее время не представляется возможным.

В расчете на прочность действительная конструкция самолета заменяется расчетной схемой, которая получается на данной конструкции, если отказаться от ряда деталей и ввести упрощения, дающие возможность произвести расчет конструкции самолета доступными на практике приемами, основанными на законах строительной механики.

В соответствии со сказанным расчет самолета разбивают на расчет отдельных агрегатов [крылья, фюзеляж, горизонтальное оперение, вертикальное оперение, мотоустановка, шасси] и деталей.

При этом основываются на принципе строительной механики [или вообще теории упругого тела], суть которого заключается в следующем: напряжения зависят лишь от взаимных упругих смещений точек тела, поступательные же и вращательные перемещения тела в целом [как твердого тела] напряжений не вызывают.

Это обстоятельство дает основание в расчете, например, крыла рассматривать фюзеляж как опору, изучая деформацию крыла относительно фюзеляжа. И, наоборот, в расчете

Перучено
1939 г.

фюзеляжа рассматривать крыло, как опору фюзеляжа и изучать деформацию последнего относительно крыла и т. д.

Конструкции самолета, находящегося в полете, деформируются, двигаясь в пространстве; в расчете же рассматривают неподвижную конструкцию, несущую соответствующие нагрузки, исключая поступательные и вращательные движения самолета как целого тела, так как эти движения не оказывают влияния на напряжения в элементах конструкции.

Это обстоятельство можно иллюстрировать примером нагруженной балки, которая на концах поддерживается руками человека и переносится вместе с передвижением человека.

Напряжения в балке будут вызываться только воздействием нагрузки, перенос же балки с одного места на другое, без изменения в действии нагрузки и положения балки на руках человека, изменений в напряжениях балки не вызывает.

§ 2. О нагрузках, действующих на самолет

и о нормах прочности.

Эффект от уточнения расчета не достигает вполне преследуемых целей, когда недостаточно изучены внешние нагрузки, действующие на конструкцию и недостаточно правильно назначаются коэффициенты запаса прочности.

Самолет подвергается действию аэродинамической нагрузки, приложенной к нему извне, а также весу самолета и полезной нагрузки внутри и извне самолета.

Наименее изучены аэродинамические нагрузки.

Правда, динамическими эти нагрузки бывают тогда, когда самолет летит с ускорением, либо по кривой траектории, так как в этих обоих случаях

появляются инерционные силы, равные $m \frac{d^2x}{dt^2}$ (m — масса тела, $\frac{d^2x}{dt^2}$ — ускорение скорости движения

тела). Величину инерционной нагрузки можно характеризовать коэффициентом инерционной перегрузки, представляющим собой отношение инерционной нагрузки к статической нагрузке тела.

Чтобы облегчить понимание коэффициентов инерционной перегрузки самолета и его отдельных частей, полезно определить коэффициенты инерционной перегрузки в некоторых случаях простейших деформаций брусьев, подверженных действию динамической нагрузки. С этой целью рассмотрим два нижеприводимых примера.

Пример 1.¹ Пусть стержень АВ (рис. 1а) поднимается вверх силой Q , приложенной к концу В. Если этот стержень движется без ускорений, равномерно, то на него помимо внешней силы Q и силы собственного веса бруса, никакие другие силы не действуют. Стало быть, в этом случае сечение В подвер-

¹Примеры 1 и 2 заимствованы из Тимошенко „Курс сопротивления материалов“, седьмое издание, 1928 г.

гается действию силы $q\ell$, где q - вес единицы длины стержня; ℓ - длина стержня.

Если же стержень АВ по направлению своей оси будет передвигаться с известным ускорением, то при этом придется преодолевать не только силу веса, но и появившиеся силы инерции. Стало бытъ, в этом случае каждый элемент стержня длиной dx /см. рис. 1б/ передает на соседний элемент такие силы:

1. Силу веса. Эта сила равна $q dx$

2. Силу инерции. Мы предполагаем, что стержень движется равномерно-ускоренно с ускорением, равным a . Так как масса элемента стержня длиной dx равна $m \frac{q dx}{g}$ /где g - ускорение силы тяжести/, то сила инерции от одного элемента стержня равна $\frac{q dx}{g} \cdot a$.

Таким образом, полная сила в пределах одного элемента стержня длиной dx равна $q dx + \frac{q dx}{g} \cdot a = q dx \left(1 + \frac{a}{g}\right)$ Согласно принципа д'Аламбера уравнение движения записывается так же, как и уравнение равновесия, если в рассматриваемые силы включить и силы инерции.

Стало бытъ, для стержня АВ в целом имеем: $\sum X = 0$ или $Q - \int_0^{\ell} q dx \left(1 + \frac{a}{g}\right) = 0$ или $Q - q \left(1 + \frac{a}{g}\right) \ell = 0$;

откуда сила Q , растягивающая стержень в сечении В, равна: $Q = q \left(1 + \frac{a}{g}\right) \ell$

Если к нижнему концу А стержня приложена сила Q_1 , то полная растягивающая сила в сечении В равна $Q = (Q_1 + q\ell) \left(1 + \frac{a}{g}\right)$, так как в этом случае к растягивающей силе $q\ell$ от собственного веса бруса добавляется растягивающая сила Q_1 и к силе инерции

$\frac{Q \cdot a}{g}$ добавляется сила инерции $Q, \frac{a}{g}$. Коэффициент $(1 + \frac{a}{g})$ может быть назван коэффициентом инерционной перегрузки, так как он показывает во сколько раз нужно увеличить имеющуюся статическую нагрузку для того, чтобы учесть влияние инерционных сил. В самолетостроении подобные коэффициенты носят еще название коэффициентов летной или эксплуатационной перегрузки.

Куполевс в своих опытах сообщал бруску 200 $\frac{\text{колеб.}}{\text{мин.}}$ появившиеся при этом силы инерции превосходили в 60 раз силу Q . В самолетостроении коэффициент летной перегрузки не превосходит 7, так как большая перегрузка физически не переносится летчиком.

Пример 2. Хотя приводимый ниже пример и не взят в практики самолетостроения, все же рассмотрение его с точки зрения развития вопроса о коэффициентах инерционной перегрузки полезно. Вообще, как правило, не следует брезгать примерами и вне практики самолетостроения, когда речь идет о заимствовании аналогий и дополнительных источников к решению задач самолетостроения.

Предположим, что паровоз движется с постоянной скоростью / т.е. не имеет ускорений /. Спарник же АВ (рис. 2) совершает свое относительное движение, вследствие которого отдельные точки его оси описывают окружности радиусом r . При этом на каждый элемент спарника длиной dx действует центробежная сила $\frac{Q dx}{g} \omega^2 r$, где ω угловая скорость движения точек спарника. Направление

центробежной силы в каждый момент совпадает с направлением кривошипа CA .

В результате возникновения центробежных сил, приложенных к каждой точке стержня AB , последний оказывается нагруженным равномерно-распределенной нагрузкой с интенсивностью, равной

$$\frac{\gamma dx}{g} \omega^2 r;$$

Направление этой нагрузки меняется с изменением положения кривошипов CA и CB .

Самое невыгодное направление центробежных сил перпендикулярно оси AB , так как в этом случае центробежные силы исключительно изгибают стержень AB , в других же случаях изгиб стержня совершается только одной из составляющих центробежных сил, а вторая составляющая вызывает сжатие или растяжение стержня. Вследствие чего напряжения в том случае, когда центробежные силы не перпендикулярны оси AB , получаются меньшими.

Таким образом, наибольший изгибающий момент в середине стержня от его собственного веса и от сил инерции (если предположить, что стержень имеет призматическую форму) равен

$$M_{\max} = \frac{\gamma l^2}{8} + \frac{\gamma \omega^2 r}{g} \frac{l^2}{8} = \frac{\gamma l^2}{8} \left(1 + \frac{\omega^2 r}{g} \right)$$

Из полученной формулы видно, что M_{\max} очень быстро растет с возрастанием угловой скорости ω , так как эта скорость входит во второй степени, и что изгибающий момент M_{\max} прямо пропорционален погонному весу стержня. Для уменьшения последнего

рактора спаривкам придается двутавровое сечение.

Коэффициент $1 + \frac{\omega^2 z}{g}$ есть коэффициент инерционной перегрузки, явившейся не результатом ускоренного движения, а результатом криволинейного движения, которое также имеет место и в полетах самолета.

- 22 -

Переходим к характеристике нагрузок, действующих на самолет^{х/}. Нагрузки, действующие на самолет различаются при 1/полете, 2/взлете и 3/посадке. В общей характеристике нагрузок на самолет мы ограничимся рассмотрением лишь нагрузок при полете.

Нагрузки при полете.

1) Горизонтальный установившийся полет (рис. 3)
(горизонтальное движение с постоянной скоростью)

На самолет действуют силы:

G - вес самолета

T - тяга винта

Q - лобовое сопротивление по направлению потока

$$Q = C_x \rho S v^2 \dots \dots \dots (1)$$

P - подъемная сила, направленная перпендикулярно к потоку

$$P = C_y \rho S v^2 \dots \dots \dots (2)$$

В формулах 1 и 2 обозначения обычные в аэродинамике.

Подъемная сила складывается из подъемной силы на крыле и подъемной силы на горизонтальном оперении.

Последняя содействует равновесию вокруг оси x .

^{х/}Эта характеристика заимствована из книги „Расчет самолетов на прочность“, расширенный конспект лекций Шишкина.

Если предположить, что равнодействующая всей подъемной силы / за исключением подъемной силы горизонтального оперения /, лобового сопротивления и силы тяги проходят через ц.т. самолета, то из условия равновесия последнего вытекает равенство нулю подъемной силы на горизонтальном оперении.

Из условий равновесия $\sum Y = 0$ и $\sum Z = 0$ соответственно вытекает: $P = G \dots (3)$ $T = Q \dots (4)$

Когда самолет летит с постоянной скоростью $V = \text{const}$ и на постоянной высоте, что имеет место в горизонтальном полете, величины в правой части формулы 2 постоянны, за исключением коэффициента C_y , который зависит от угла атаки крыла, т.е. от угла α (рис. 4) наклона крыла к воздушному горизонтальному потоку (дело в том, что самолет может лететь горизонтально, будучи сам не в горизонтальном положении). Когда известен угол α , величина C_y определяется из полярной Лиллиенталя (рис. 5)

2. Криволинейный полет.

Под криволинейным полетом подразумевается полет под разными углами атаки по кривой, т.е. самолет летит по кривой в плоскости X, O, Y , (рис. 6) (оси X, Y, Z , суть оси координат потока в отличие от осей x, y, z ; которые являются осями координат самолета), лежащей в горизонтальной плоскости (вращ), или по кривой в плоскости y, O, Z , лежащей в вертикальной плоскости, будучи наклоненным под определенным углом к горизонтальному потоку.

Среди криволинейных полетов можно различать

полеты: а) на положительных углах атаки, когда самолет выходит из пикирования или планирования, б) на отрицательных углах атаки (например, пикирование, полет на спине, переход в планирование из горизонтального полета и др.).

В общем случае криволинейного полета (рис 6), действующие на самолет силы G ; T ; P ; Q не находятся в статическом равновесии, так как самолет помимо них испытывает инерционные силы, возникающие при неравномерном и криволинейном движении. Полную силу инерции раскладываем на две составляющие: N - центробежная сила; M_t - тангенциальная сила.

Сила M_t может быть направлена по полету или против него в зависимости от направления ускорений.

Как известно $M_t = m \frac{dv}{dt}$, если

$$\text{масса самолета } m = \frac{G}{g}$$

G - составляющая скорости движения самолета по касательной к кривой траектории

t - время движения

$N = \frac{m\omega^2 r}{g}$, где ω - угловая скорость в рассматриваемой точке траектории,

r - радиус кривизны траектории в той же точке.

Пользуясь принципом Д'Аламбера, составляем уравнение проекций на направление радиуса кривизны OM траектории в рассматриваемой точке:

$$P' - N - G \cos \beta = 0 \dots \text{откуда } P' = N + G \cos \beta, \text{ где}$$

β - угол между вертикалью к земле и радиусом кривизны.

При $\beta=0$; $\cos\beta=1$ и P' достигает максимума.

$$P'_{max} = N + G = \frac{m\omega^2}{g} + G = \frac{G}{g} \frac{\omega^2}{g} + G \text{ или}$$

$$P'_{max} = G \left(\frac{\omega^2}{g^2} + 1 \right) \dots \dots (5)$$

При прямолинейном равномерном движении (когда отсутствуют инерционные силы) $G = P$. Поэтому формулу (5) переписываем в следующем виде:

$$P'_{max} = P \left(\frac{\omega^2}{g^2} + 1 \right) \dots \dots (6)$$

Коэффициент $\frac{\omega^2}{g^2} + 1$ напоминает собой аналогичный коэффициент в формуле А стр. и представляет собой коэффициент летной или инерционной перегрузки.

Коэффициентом перегрузки в палете (или коротко "перегрузкой") называется отношение нагрузки на какую-либо часть конструкции самолета в рассматриваемом движении к нагрузке на ту же часть, имеющей место в установленном горизонтальном движении при том же угле атаки.

Коэффициентом перегрузки при посадке называется отношение нагрузки на какую-либо часть конструкции самолета при посадке к нагрузке на ту же часть при спокойной стоянке самолета на земле.

Из уравнений 3 и 6 вытекает, что максимальный коэффициент перегрузки в палете

$$n = \frac{P'_{max}}{P} = \frac{G \left(\frac{\omega^2}{g^2} + 1 \right)}{G} = \frac{\omega^2}{g^2} + 1 \dots \dots (7)$$

Выражение (7) показывает, что перегрузка не зависит от веса самолета, а в значительной мере зависит от скорости полета; будучи прямо пропор-

сигнальной квадрату угловой скорости ω , и в меньшей мере зависит от радиуса кривизны траектории, будучи обратно пропорциональной этому радиусу.

Из определения перегрузки, как отношения подъемной силы части самолета в рассматриваемом полете, к подъемной силе той же части в горизонтальном установившемся полете, вытекает общий метод определения величины перегрузки, который мы, в частности, применим и для крыла.

$$\Pi_{\text{крыла}} = \frac{P'_{\text{кр}}}{P_{\text{кр}}} = \frac{C_y \rho S v^2}{G} = C_y \rho v^2 \frac{S}{G} \dots \dots \dots (8)$$

или еще в иной форме, так как $P_{\text{кр}} = C_y \rho S v_{\text{гор}}^2$, то

$$\Pi_{\text{крыла}} = \frac{C_y \rho S v^2}{C_y \rho S v_{\text{гор}}^2} \dots \dots \dots (9)$$

Имея ввиду, что сравнение подъемных сил делается при одном и том же угле атаки и при одинаковых ρ , мы производим сокращение числителя и знаменателя правой части выражения 9 на $C_y \rho S$, тогда

$$\Pi_{\text{крыла}} = \frac{v^2}{v_{\text{гор}}^2} \dots \dots \dots (10)$$

В формулах 9 и 10 v - скорость в рассматриваемом случае полета, $v_{\text{гор}}$ - скорость в горизонтальном установившемся полете.

Π крыла достигает максимума, когда $v_{\text{гор}}$ - достигает минимума, что имеет место, если $v_{\text{гор}} = v_{\text{пос}}$, где $v_{\text{пос}}$ - посадочная скорость

$$\text{Стало быть, } \Pi_{\text{крыла макс}} = \left(\frac{v}{v_{\text{пос}}} \right)^2 \dots \dots \dots (11)$$

Из уравнений 9, 10, являющихся употребительными

Выражениями перегрузки крыла, следует, что перегрузка зависит:

1. от профиля крыла (C_y)
2. от нагрузки на квадратный метр крыла ($\frac{S}{G}$)
3. от так называемого „диапазона скоростей“; т.е. от отношения возможной скорости по траектории к посадочной скорости.

По формуле 10 могут получиться очень высокие значения перегрузки (например, при $V = 500 \frac{\text{км}}{\text{час}}$ и $V_{\text{пос}} = \frac{100 \text{ км}}{\text{час}}$; $n_{\text{кр}} = 25$). Однако, такие перегрузки не имеют места, так как летчик на больших скоростях ведет самолет по плавной траектории небольшой кривизны, т.е. не использует всей возможной несущей способности крыльев.

Полетные исследования показали, что наибольшие перегрузки имеют место при криволинейном полете в вертикальной плоскости, доходя по замерам ЦАГИ до 8,5. Уже такой величины перегрузка вредно сказывается на здоровье летчика.

В нижеприводимой таблице даются значения перегрузок для некоторых самолетов, записанные приборами (акселерометрами) во время полетов.

фигура самолет	Лет- ля	Им- мель- ман	Пере- ворот	двой- ной пере- во- рот	Ви- раж	Што- пор	Вось- мер- ка	Круе	Бочка
Д-17	3.3	4	3.3	4.5	3.4	3.4	-	-	-
Брегэ XIX	3.2	-	4.3	-	2.1	3.1	1.8	-	-
Спад 61	4	-	3.5	-	2.5	3.6	-	-	-
Спад 51	-	-	-	-	-	2.8	-	-	-

Разведчик легкий	3.37	-	2.5.	-	-	-	-	2.7	-
Истребитель тяжелый	3.2	3.2	3.8	-	2.3	-	2.8	-	-
Двухместный истребитель	-	-	3.8	-	2.2	-	-	-	-
Истребитель легкий	-	-	-	-	-	-	-	-	4
» »	-	-	-	-	-	3.8	-	-	-
Разведчик тяжелый	-	-	-	-	-	3.75	1.6	1.8	-
Разведчик легкий	4.5	-	-	-	-	3.5	-	-	-
Истребитель легкий	.6	-	-	-	-	-	2	2	-
легкий бомбар- дировщик	-	-	-	-	2.2	-	2.5	2.5	-

Переходим к характеристике содержания норм прочности.

Нормы прочности — это сводка положений, характеризующих случаи наибольшего нагружения самолета и его деталей. Сводка эта составляется на основании полетных данных, лабораторных и теоретических исследований, а также в результате конструкторской практики и изучения аварий и эксплуатации самолета.

Для производства расчета на прочность и испытаний самолета нормы предписывают рассматривать ряд случаев полета самолета, которые являются наиболее опасными для конструкций самолета. Случаи в нормах называются „случаями расчета и испытаний“. Каждый случай имеет свою формулировку и буквенное обозначение. Если одно и то же положение самолета обуславливает расчет нескольких его деталей, то в нормах для каждой детали повторяется один и тот же случай расчета с обозначением одной и той же буквой, но с различными для разных деталей индексами

(например, случай А для крыла записывается с индексом „к“ A_k , для мотоустановки с индексами „М.у“ $A_{му}$)

В нормах все самолеты разбиты на 13 групп.

Каждая группа имеет свой график определения перегрузки в зависимости от максимальной скорости горизонтального полета, за исключением I-ой и II-ой группы военных самолетов, для которых коэффициенты перегрузки стандартны.

Необходимо подчеркнуть, что в нормах даются коэффициенты статической или расчетной перегрузки, если нет специальных оговорок. Коэффициенты статической перегрузки равны произведению летного коэффициента перегрузки на коэффициент запаса конструкции, принимаемый в большинстве случаев равным 2.

В нормах устанавливаются коэффициенты статической перегрузки, базируясь не только на существующей характеристике самолета, но и на предстоящем изменении этой характеристики в связи с увеличением скорости самолета.

Гражданские самолеты распределяются на группы по назначению и по полетному весу. Военные самолеты распределяются на группы только по полетному весу.

В ниже приводимых таблицах 1 и 2 представлены соответственно группы гражданских и военных самолетов.

Таблица 1

Группа	Назначение самолета	Вес в кг.
1	Пассажирские самолеты	до 2000
2	" "	от 2000 до 4000
3	" "	" 4000 " 8000
4	Пассажирские самолеты специальные транспортные самолеты / независимо от веса)	" 8000 " 20000
5	Пассажирские самолеты	свыше 20.000

Таблица 2.

Группа	Вес в кг.	Группа	Вес в кг.
I	Не ограничен	V	от 5000 до 12000
II	" "	VI	" 12000 " 20000
III	до 3000	VII	свыше 20.000
IV	от 3000 до 5000	VIII	не ограничен

При статических испытаниях частей самолета требуется, чтобы при загрузке нагрузкой, равной 0,6 нагрузки, предписываемой нормами в соответствующем случае, предел пропорциональности испытываемой части конструкции не был превзойден.

В заключение следует отметить, что вместе с развитием самолетостроения, как практически прикладной стороны его, так и научно-исследовательской, происходит уточнение и коэффициентов перегрузок, которые являются одними из важнейших отправных величин в расчете конструкций, играющих решающую роль в весе этой конструкции. Отсюда понятно непостоянство норм, в связи с необходимостью беспрестанного усовершенствования коэффициентов перегрузок.

§3. Коэффициенты редукции.

Состояние теории упругости и строительной механики в настоящее время еще таково, что оно не разрешает всех вопросов расчета конструкций самолетов. Особенно в тяжелом состоянии находится разрешение вопросов устойчивости конструкций самолета с работающей обшивкой (крыло, фюзеляж, оперение).

Отсюда понятно какую колоссальную роль в проектировании самолета играет экспериментальная проверка, статические испытания, предписываемые нормами.

В тех случаях, когда расчет конструкции не может полностью базироваться на теоретических исследованиях, он базируется на экспериментальных исследованиях и вводятся эмпирические формулы и коэффициенты. Такое обстоятельство наблюдается не только в самолетостроении, но и в других областях строения. По мере накопления обоснованных теоретических исследований, последние вытесняют эмпирические формулы.

Конструкции с работающей обшивкой (крыло, фюзеляж), подкрепленной в двух направлениях (в крыле — нервюрами и стрингерами, в фюзеляже — шпангоутами и стрингерами) в расчете на изгиб не могут быть квалифицированы как обычные балки. Так как в обычной балке, например, сечение не деформируется, оставаясь плоским, напряжения по ширине балки не меняются и в каждом данном элементе сечения эти напряжения зависят расстояния Z этого элемента от нейтральной линии;

балка имеет единую нейтральную линию и единую упругую линию. Если все сказанное относительно балки и не является совершенно точным, то все же оно является гипотезой, достаточно хорошо оправдываемой экспериментом. Эта гипотеза совершенно неприменима для конструкций, подобных изображенной на рис. 7.

Если базироваться на теории элементарного изгиба, то нормальные напряжения в рассматриваемой конструкции должны определяться по формуле $\sigma = \frac{M \cdot z}{J_y}$

Эпюра этих напряжений в поперечном сечении рассматриваемой нами конструкции кессонного типа представлена на рис. 8.

Все секторы напряжений σ этой эпюры, очевидно, вписаны в призмы, каждая из которых образована движением прямоугольных треугольников abo и cdo , построенных по известным сторонам σ_{max} и z_{max} , если предположить сечение однородным.

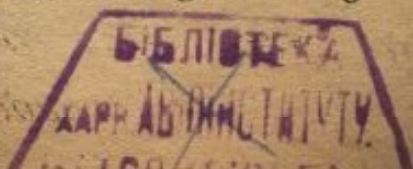
Сечение кессонной конструкции неоднородно по двум причинам:

1) обшивка и пояса лонжеронов обычно выполняются из разных материалов: обшивка из дюрала, пояса лонжеронов из стали.

2) обшивка, стрингера и лонжероны в критическом состоянии, т.е. в момент предшествующий разрушению, работают неодинаково *1) и внешний изгибающий момент распределяется между ними не так, как в однородном сечении обыкновенной балки.

х) Этому причина, среди многих других причин, разная жесткость обшивки и стрингеров, что создает неодинаковые условия устойчивости этих элементов.

-10000-
191087
191087



Это можно иллюстрировать на примере плоской пластинки, подкрепленной по краям и нагруженной равномерно-распределенными сжимающими напряжениями, рис. 9.

После потери устойчивости (характеризующейся образованием складок) равномерность распределения напряжений нарушится и эпюра напряжений в некотором поперечном сечении изобразится по рис. 10.

Наиболее напряженными окажутся края пластинки. Однако, разрушение пластинки еще не наступит, так как по краям пластинки останутся еще непотерявшие устойчивость „несущие полоски“ шириною ω , которые теряют устойчивость несколько позднее средней части пластинки.

В сечениях таврового типа (рис. 11) при изгибе напряжения также распределяются неравномерно по ширине полки (см. Тимошенко „Теория упругости“ изд. 1934 г.). Для того, чтобы к расчету таких сечений применить обычную теорию элементарного изгиба, т.е. формулу $\sigma = \frac{Mz}{J_y}$, необходимо эпюру нормальных напряжений σ по ширине полки заменить эквивалентной прямоугольной эпюрой. (рис. 11)

Эта эквивалентная эпюра, а отсюда и полезная ширина полки $b = 2\omega + b_0$ находится из условия равенства моментов, определяемых из действительной эпюры нормальных напряжений в полке и из заменяющей ее эквивалентной эпюры и виде прямоугольников. Разумеется, что такая задача в полной мере может быть решена тогда, когда известна действительная

эпюра напряжений, определяемая в результате аналитических или экспериментальных исследований.

Еще более сложным представляется распределение нормальных напряжений в поперечном сечении конструкции кессонного типа. Поверхность этих напряжений определяется в общем случае уравнением $\sigma = f(y, z)$, где $f(y, z)$ есть некоторая криволинейная функция от координат y, z . Схема этой эпюры представлена на рис. 12. Наибольшие напряжения наблюдаются в поясах лонжеронов, меньшие в стрингерах и еще меньшие в обшивке. Явление протекает как в сечении с неоднородным материалом. Эту неоднородность можно учесть введением так называемых редуцированных коэффициентов. Цель введения этих коэффициентов заключается в том, чтобы действительную эпюру нормальных напряжений (рис. 12) заменить фиктивной прямолинейной эпюрой (показанной пунктиром на рис. 12) эквивалентной действительной и допускающей для своего вычисления применение элементарной формулы изгиба.

Если напряжения, определяемые по формуле $\sigma = \frac{Mz}{I_y}$, умножить на фактическую площадь поперечного сечения, то мы в результате получим силу, не совпадающую с той, которая фактически воспринимается сечением. Избежать этого несоответствия можно, если напряжения из фиктивной эпюры (т.е. эпюры, определяемой элементарной формулой изгиба) умножить не на фактическую площадь, а на некоторую скорректированную площадь (обычно меньшую действительной).

Эта корректировка и достигается умножением действительной площади на коэффициент редукции K .

Стало быть,

$$K = \frac{F_K}{F_{\text{действ}}} \quad (12)$$
, где F_K - корректированная площадь элемента площади, $F_{\text{действ}}$ - действительная площадь этого элемента.

В настоящее время имеются попытки определить коэффициенты редукции K теоретическим путем, но все же полного разрешения этого вопроса применительно к авиационным конструкциям мы еще не имеем.

Вследствие чего коэффициенты редукции заимствуются из экспериментальных данных. Тогда, зная K из формулы 12, находим $F_K = K \cdot F_{\text{действ}}$.

Коэффициент K , вводимый для обшивки, зависит от жесткости и взаимного расстояния стрингеров, от начальной кривизны обшивки, от поперечной насрезки на обшивке, от величины напряжений в стрингерах, от места расположения обшивки в поперечном сечении. Кроме того, коэффициент K не остается постоянным не только в пределах поперечного сечения, но и по пролету конструкции (см. М. В. Ф. 1937 г. № 1 статья инж. ...).

В современных расчетах крыла с гладкой дюралевой обшивкой применяются следующие редуцированные коэффициенты *)

Лонжерон

нижний пояс - $K = 1$

верхний пояс - $K = 1$

Стрингера, работающие на растяжение

между лонжеронами в центральной части - $K = 0.70$

*) См. Беляев М. В. Ф. 1935 г. № 5

на носках - $K = 0.35$

на хвостах - $K = 0.35$

Стрингера, работающие на сжатие.

между лонжеронами - $K = 0.30$

на носках и хвостах - $K = 0.15$

Обшивки, работающая на растяжение.

между лонжеронами - $K = 0.6$

на носках и хвостах - $K = 0.3$

Обшивки, работающая на сжатие.

между лонжеронами - $K = 0.05$

на носках - $K = 0.08$

на хвостах - $K = 0.05$

Необходимо отметить, что поскольку материал сечения различно работает на сжатие и растяжение (что отражено коэффициентами редукции в сжатой и растянутой зоне), то определение положения нейтральной линии при косом изгибе становится весьма сложным и не имеет решения в литературе для сечения произвольного профиля. В связи с чем в этом случае необходимая цель может быть достигнута методом последовательных попыток.

Для сечения прямоугольного профиля метод решения вышеуказанной задачи может быть заимствован из теории железобетона (см. „Проект и Стандарт“ 1937г. 113).

Нормальные напряжения изгиба в любом элементе сечения проверяется по формуле

$$\sigma = \frac{E_1}{E} K \frac{Mz}{J_{уприв}} \dots \dots \dots (13)$$

Из формулы (13) следует, что для одного и того же

расстояния от нейтральной оси фактические напряжения будут относиться как редуцированные коэффициенты, умноженные на отношение модулей упругости.

Сравнивая формулу 13 с обычной формулой изгиба $\sigma = \frac{Mz}{J_y}$ (в которой J_y геометрический неприведенный момент инерции), мы приходим к следующим заключениям:

1) $J_{уприв} < J_y$. Вследствие чего для элементов, имеющих $K=1$ (или близко к единице), напряжение, определенное по формуле 13 (когда $\frac{E_1}{E} = 1$) оказывается больше, чем найденное по обычной формуле изгиба $\sigma = \frac{Mz}{J_y}$; для слабых элементов ($K < 1$) получается обратная картина.

Таким образом величина $\sigma = \frac{Mz}{J_z}$ выражает лишь фактивное среднее значение нормальных напряжений.

Помимо приведенных выше значений коэффициентов редукации, имеется ряд формул, выведенных в результате целого ряда упрощающих допущений и определяющих ширину 2ω несущей полоски обшивки. Приводим некоторые из этих формул:

$$\text{Формула Кармана } 2\omega = 1.78 \sqrt{\frac{E}{\sigma}} \dots \dots \dots (14)$$

δ - толщина обшивки, размер 2ω понятен из рассмотрения рис. 13.

E - модуль упругости, σ - напряжение, которое фактически воспринимает стрингер.

Это фактическое напряжение σ можно определить из таких соображений: стрингер работает до момента потери устойчивости, т.е. до $\sigma_{кр}$. Относительно легкие дюралевые стрингера, имеют величину $\sigma_{кр} = 2000 \text{ кг/см}^2$,

подтвержденную статическими испытаниями. Разрушающее напряжение для этих стрингеров равно 3800 кг/см^2 . Коэффициент редукции можно определить по формуле

$$K_1 = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{раз}} = \frac{2000}{3800} = 0,5$$

Однако, в действительности приходится учитывать то обстоятельство, что стрингер в системе работает хуже, чем под прессом испытательной машины. Вследствие чего коэффициент необходимо умножить еще на некоторый коэффициент $K_2 < 1$, после чего окончательно коэффициент редукции

$$K = K_1 \cdot K_2 = \frac{\sigma_{кр}}{\sigma_{раз}} \cdot K_2$$

Если кессон не очень широк и соединение стрингеров обшивкой выполнено производственно хорошо, то K_2 является дробью, близкой к единице.

Приняв $K_2 = 0,75$, имеем $K = 0,75 \cdot K_1 = 0,75 \cdot 0,5 = 0,4$
и $\sigma = 0,4 \cdot 3800 = 1520 \text{ кг/см}^2$

Следовательно $2\omega = 1,78 \sqrt{\frac{0,7 \cdot 10}{1520}} \approx 36\delta$

По формуле Кокса $\sigma_0 = C \cdot \sqrt{\frac{E}{\delta} \delta + 2 \cdot \delta} \dots (15)$

(см. рис. 14), где $C = 2,18$; $\delta = 0,14$, если края обшивки, рассматриваемые как пластина в клетке между стрингерами и нервюрами (или шпангоутами) считать заделанными.

σ - критическое напряжение обшивки.

Экспериментальная формула, выведенная бригадой инж. Знаменского имеет следующий вид:

$$\sigma_{кр} = E\delta \left(\frac{0,3}{R} + \frac{0,06R}{\sqrt{R\delta a^2}} \right) \dots \dots \dots (16)$$

R — радиус кривизны сжатой обшивки

b — расстояние между стрингерами

a — расстояние между шпангоутами

Когда $E = 7.10^5 \text{ кг/см}^2$

$$R = 75 \text{ см}$$

$$a = 30 \text{ см}$$

$$b = 15 \text{ см}$$

$$\delta = 0,05 \text{ см}$$

то $\sigma_{кр} = 290 \text{ кг/см}^2$

Ширина несущей полоски определится по формуле 15 при критическом напряжении $\sigma = 10 \text{ кг/см}^2$, если $b = 150 \text{ мм}$

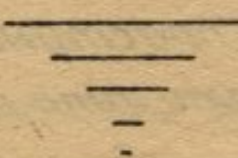
$$b_0 = 2.18 \sqrt{\frac{7000}{10} \cdot 0,5 + 0,14 \cdot 150} = 56 \text{ мм}$$

Стало быть

$$\frac{b_0}{b} = \frac{56}{150} = 0,37, \text{ т.е.}$$

$\frac{b_0}{b}$ составляет 37% от ширины клетки.

Литература по вопросу о коэффициентах редукации: Беляев М.В.Ф. №5, 1935; Макаров М.В.Ф. №4; 1936г.; Ростовцев „Строит. механика самолета“ ч. II; Справочник по расчету самолета.



Глава II. Пространственные рамные и ферменные конструкции.

§ 4. Свободно несущее крыло с неработающей обшивкой. Учет усиленных нервюр в их совместной работе с лонжеронами.

Метод Маллау.

Расчету подлежит конструкция двухлонжеронного крыла, представленная на рис. 15. При изгибе в горизонтальной плоскости от сил в плоскости крыла конструкция рис. 15 рассматривается как плоская ферма.ход расчета в этом случае такой-же, как и по методу Рейснера.

По этому методу силы, действующие на узлы фермы (узловая нагрузка) определяются по правилу рычага, т.е. в расчете на изгиб крыла в горизонтальной плоскости (в плоскости крыла) нагрузка на узел фермы собирается с половины расстояния между нервюрами по одну и другую сторону от узла, если предположить равномерное распределение нагрузки в пределах расстояния между нервюрами.

В расчете на изгиб в вертикальной плоскости от сил в плоскости, параллельной вертикальной стенке лонжерона, статическая схема принимается по рис. 16, т.е. в расчете крыло рассматривается как плоская рама, нагруженная силами из своей плоскости. В результате чего налицо пространственная работа конструкции. Нервюры от нагрузки в своей плоскости работают на изгиб. В том месте, где нервюра жестко связана с лонжеронам создается опорный момент, изгибающий

нервюру и скручивающий лонжерон и срезающая сила, изгибающая лонжерон.

Если n число усиленных нервюр, то количество лишних неизвестных в рассматриваемой нами рамной системе равно $3n$, когда нагрузка находится в вертикальной плоскости. Под усиленными нервюрами мы понимаем несущие нервюры, которые воспринимают от обшивки аэродинамическую нагрузку. Неусиленные нервюры вводятся лишь для поддержания формы обшивки. Вследствие своей большой гибкости (малой жесткости на изгиб) они воспринимают незначительную нагрузку в сравнении с соседними усиленными нервюрами. Это явление вытекает из общего свойства статически неопределимых систем, в которых более жесткие элементы воспринимают большую часть нагрузки, менее жесткие элементы воспринимают меньшую часть нагрузки. Нагрузкой, воспринимаемой неусиленными нервюрами мы пренебрегаем и в расчете аэродинамическую нагрузку сосредотачиваем по усиленным нервюрам.

Рамную конструкцию рис. 16 удобно решить по методу сил, исходя из основной системы рис. 17. Однако, такое точное решение практически невыполнимо, когда крыло небольшого размаха и имеется небольшое количество усиленных нервюр. При этом в силу большой жесткости нервюр на изгиб в своей плоскости, перемещениями в этой плоскости можно пренебречь по сравнению с перемещениями изгиба и скручивания лонжерона.

Такое допущение вносит особо чувствительное сближение в вычисление перемещений $\Delta_{тр}$, учитывая сложное распределение аэродинамической нагрузки на нервюре.

Когда нервюры обладают незначительной жесткостью на кручение (что имеет место в большинстве случаев), то крутящими моментами, воспринимаемыми нервюрами, можно пренебречь по сравнению с изгибающими моментами и срезающими силами в нервюре. Тогда количество лишних неизвестных уменьшится с $3n$ до $2n$.

Однако, и при этом допущении расчет практически выполним при учете 3-х или 4-х усиленных нервюрах. В связи с чем необходимо изыскать дальнейшие упрощения расчета. Эти упрощения вытекают из следующего: предположим, что оба лонжерона симметричны и что от нервюр на лонжероны передается одинаковая нагрузка, тогда оба лонжерона имеют одинаковую упругую линию.

Вследствие чего, если по принципу независимого действия сил, сначала предположить нагрузку только на нервюре 1 , то изгиб и срез будет возникать только в этой нервюре, в остальных нервюрах будет чистый изгиб от крутящих моментов лонжеронов, переходящих в изгибающие моменты нервюр. Таким образом, количество лишних неизвестных уменьшится с $2n$ до $n+1$.

В действительном крыле вышеуказанные условия не имеют места, однако, для приближенного

расчета они могут быть приняты как допущения.

Еще большее упрощение в расчете можно достигнуть, учитывая лишь одну концевую нервюру и полагая, стало быть, лишние неизвестные во всех остальных нервюрах равными нулю. В этом случае расчет становится еще более приближенным и одновременно более простым.

В свое время его выдвинул немецкий инженер Маллау, который в своих исследованиях пришел к выводу, что основной эффект в создании совместной работы обоих лонжеронов имеет концевая нервюра и лишними неизвестными во всех остальных нервюрах можно пренебречь, по сравнению с лишними неизвестными в концевой нервюре.

Ход расчета, основанного на применении принципа независимого действия внешней аэродинамической нагрузки и на пренебрежении срезающими силами в незагруженных нервюрах и скручивающими моментами во всех нервюрах состоит в следующем:

1. Определение общей равнодействующей и центра парусности аэродинамической нагрузки, приходящейся на рассматриваемую загруженную нервюру.

2. Выбор основной системы и запись канонических уравнений метода сил. Основная система для крыла с четырьмя усиленными нервюрами при загрузке 1-ой нервюры представлена на рис. 10. Соответствующие канонические уравнения представляются в виде:

$$\left. \begin{aligned} X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + X_3 \delta_{13} + X_4 \delta_{14} + X_5 \delta_{15} + \Delta_{1p} &= 0 \\ X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} + X_3 \delta_{23} + X_4 \delta_{24} + X_5 \delta_{25} + \Delta_{2p} &= 0 \\ X_1 \delta_{31} + X_2 \delta_{32} + X_3 \delta_{33} + X_4 \delta_{34} + X_5 \delta_{35} + \Delta_{3p} &= 0 \\ X_1 \delta_{41} + X_2 \delta_{42} + X_3 \delta_{43} + X_4 \delta_{44} + X_5 \delta_{45} + \Delta_{4p} &= 0 \\ X_1 \delta_{51} + X_2 \delta_{52} + X_3 \delta_{53} + X_4 \delta_{54} + X_5 \delta_{55} + \Delta_{5p} &= 0 \end{aligned} \right\} (A)$$

Эти уравнения могут быть сведены к трехчленному типу (см., в частности, нашу работу „Общий метод приведения канонических уравнений к трехчленному типу“, готовится к печати).

Перемещения $\delta_{тк}$ и $\Delta_{тр}$ в уравнениях (А) определяются по формуле Мора. Карис. 19 представлены схемы эпюр изгибающих и крутящих моментов в лонжеронах от внешней нагрузки и от единичных сил.

3. Решение уравнений А относительно лишних неизвестных X_n и построение окончательных эпюр изгибающих и крутящих моментов и срезывающих сил в лонжероне. Эти эпюры определяются по уравнениям, известным из расчета статически неопределимых систем.

Расчет, изложенный в пунктах 1, 2 и 3 повторяется столько раз, сколько имеется усиленных нервюр, рассматривая каждый раз нагрузку на одной из них. При этом подвергаются изменению лишь перемещения $\Delta_{тр}$, остальная часть уравнений А остается неизменной. Окончательные эпюры усилий в лонжероне получаются наложением соответствующих эпюр от загрузки каждой нервюры в отдельности.

4. Проверка прочности лонжерона и нервюры.

Ход расчета, основанного на учете одной концевой нервюры (метод Маллау), состоит в следующем:

1. Определение общей равнодействующей и центра парусности аэродинамической нагрузки, приходящейся на каждую из усиленных нервюр.

2. Определение сосредоточенных сил, передающихся на лонжерон от всех усиленных нервюр, за исключением

концевой. При этом указанные усиленные нервюры рассматриваются как балки на двух опорах.

3. Выбор основной системы и запись канонических уравнений. Основная система представлена на рис. 20. Все нервюры, за исключением концевой, предполагаются удвоенными и их влияние на лонжероны выражено приложением соответствующих сосредоточенных сил, определенных в пункте 2.

Эти силы относятся к внешней нагрузке при определении перемещений Δ_{mp} в канонических уравнениях метода сил. Последние представляются в виде:

$$\left. \begin{aligned} X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + \Delta_{1p} &= 0 \\ X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} + \Delta_{2p} &= 0 \end{aligned} \right\} \dots \dots (B)$$

4. Решение уравнений в относительно лишних неизвестных X_1 ; X_2 и определение окончательных элор изгибающих моментов, крутящих моментов и сдвигающих сил в лонжероне.

5. Проверка прочности лонжеронов и нервюр.

§5. Свободно несущее крыло с обшивкой, работающей исключительно на срез. Метод жесткостей.

Расчету подлежит двух и много лонжеронное свободно-несущее крыло с очень тонкой, неподкрепленной стрингерами, обшивкой. Сопротивлением обшивки ни изгиб пренебрегаем. Обшивка и нервюры, связывая лонжероны и вынуждая их к совместной работе, приближают работу крыла к работе одноконсольной балки. Сечение последней характеризуется общей нейтральной линией и общим центром жесткости. В рамной конструкции

каждое из сечений лонжеронов работает самостоятельно, а связь лонжеронов, их совместная работа выражается в некотором перераспределении внешней нагрузки.

В конструкции крыла с очень тонкой обшивкой и нервюрами, расположенными на известном взаимном расстоянии, имеет место, очевидно, некоторое промежуточное положение между консольной балкой и рамной системой.

Работой обшивки на срез от изгиба в вертикальной плоскости пренебрегаем и полагаем, что всю нагрузку от изгиба в вертикальной плоскости воспринимают лонжероны. Совместную работу лонжеронов в рассматриваемом нами крыле, если нельзя охарактеризовать совпадением их упругих линий, то ее можно охарактеризовать хотя бы совпадением кривизны этих упругих линий. Когда совпадают упругие линии лонжеронов, то мы имеем наилучшее выражение их совместной работы.

Если к этому имеет место еще общая нейтральная линия в поперечном сечении крыла (и, стало быть, для сечения каждого из лонжеронов вынужденная нейтральная линия), то работа крыла совпадает с работой консольной балки. Равенство кривизны упругих линий лонжеронов является выражением более низкой степени совместной работы лонжеронов.

Принимая равенство кривизны упругих линий лонжеронов как исходное условие, мы можем найти распределение внешней нагрузки между лонжеронами. см. §...

Когда найдена эпюра изгибающих моментов в лонжеронах, то эпюра перерезывающих сил определяется как функция эпюры изгибающих моментов.

Поскольку последняя построена по конечным разностям, т.е. действительная кривая эпюры изгибающих моментов представлена в виде ступенчатой линии, то эпюры перерезывающих сил тоже представляются в конечных разностях. Исходя из равновесия лонжерона, заключенного между двумя нервюрами, находим $Q_n = \frac{M_n - M_{n-1}}{e_n}$.

Перерезывающая сила Q_n принимается постоянной в пределах элемента n лонжерона.

Этим, собственно говоря, заканчивается та часть расчета, которая относится к определению усилий в лонжероне от вертикального изгиба. Метод определения напряжений в элементах лонжерона зависит от его конструкции. В частности, если лонжерон ферменный, то, имея срезывающие силы по узлам фермы и моменты в соответствующих сечениях, мы обычными методами расчета ферм определяем осевые усилия в поясах, раскосах и стойках фермы.

В отношении теоретических основ расчета следует еще раз подчеркнуть, что совпадение кривизн упругих линий лонжеронов в общем случае не идентично совпадению прогибов этих линий. Действительно, согласно дифференциальному уравнению упругой линии уравнение кривизны представляется в виде:

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M_x}{(E J_z)_k} \dots \dots \dots (\alpha)$$

Уравнение упругой линии определяется из уравнения α двойным интегрированием:

$$y = \iint \frac{M_x dx^2}{(E J_z)_k} + C_1 x + C_2 \dots \dots \dots (\beta)$$

Постоянные интегрирования C_1 и C_2 зависят от следующих факторов:

а) от характера нагрузки, так как ею определяется и количество участков сопряжения. Характер нагрузки для всех лонжеронов остается одинаковым. Так что отсюда не последуют какие либо причины, которые могли бы привести к неодинаковым C_n в уравнениях упругих линий лонжеронов;

б) от условий закреплений лонжеронов. Эти условия предполагаются одинаковыми для всех лонжеронов. Стало быть и отсюда не могут последовать какие-либо причины, которые могли бы привести к неодинаковым C_n в уравнениях упругих линий лонжеронов;

в) от характера изменения жесткости $(EJ_z)_n$. Изменение жесткости может в обоих лонжеронах происходить по разному закону. Тогда количество участков сопряжения и величина их может быть различной в обоих лонжеронах. Это обстоятельство приведет к различным C_n в уравнениях упругих линий лонжеронов, что в свою очередь повлечет несоответствие прогибов этих упругих линий. Так как совпадение кривизн упругих линий не обеспечивает еще совпадение прогибов, в чем легко убедиться из анализа уравнений а и б.

Из изложенного вытекает, что совпадение кривизн упругих линий приводит к полному совпадению этих линий только в том случае, когда характер изменения жесткостей лонжеронов одинаков. Стало быть, в этом случае мы получим одинаковое распределение нагрузки между лонжеронами, будем ли мы исходить

из равенства кривизн упругих линий лонжеронов или из равенства их прогибов. В последнем случае происходит распределение срезающих сил пропорционально жесткостям лонжеронов, в чем мы убедились в §

Как указывалось выше, расчет, в основу которого положено исходное условие равенства кривизн упругих линий лонжеронов, вытекает из того, что крыло нельзя полностью зачислить в категорию балок. Стало быть, по существу такая конструкция не имеет центра жесткости в обычном, так сказать, балочном понимании этой точки.

В рассматриваемом нами случае можно говорить все же о центре жесткости в некотором новом условном смысле, поскольку мы имеем систему лонжеронов совместно работающих, хотя и неполностью. Так что в этом случае имеется отличие от Рейснеровской системы, где предполагается отсутствие каких-либо элементов совместной работы лонжеронов.

В изучаемом нами методе расчета под центром жесткости будем понимать точку в сечении крыла, прохождение через которую срезающей силой этого сечения обеспечивает равенство кривизн упругих линий лонжеронов. В частном случае, когда жесткости лонжеронов одинаковы или подобны, вышеуказанный центр жесткости совпадает с обычным центром жесткости в балочном смысле.

Итак, пусть в некотором сечении n рассматриваемого нами крыла приложена срезающая сила $Q^{(n)}$.

Требуется :



а) эту срезающую силу распределить между лонжеронам 1, 2, ... n так, чтобы было обеспечено равенство кривизн упругих линий этих лонжеронов в рассматриваемом сечении;

б) найти линию действия равнодействующей срезающих сил $Q_1^{(n)}, Q_2^{(n)}, \dots, Q_n^{(n)}$. Искомый центр жесткости лежит на этой линии.

В решении поставленной задачи мы будем полагать, что центр жесткости на протяжении элемента длины dx не меняет своего положения. Поэтому вместо того, чтобы искать центр жесткости в сечении n мы будем искать центр жесткости в соседнем сечении, отстоящем от сечения n на длину dx . Тогда изгибающие моменты в лонжеронах в указанном сечении, которое мы обозначим через n' определяются уравнениями:

$$M_1^{(n')} = Q_1^{(n)} dx, M_2^{(n')} = Q_2^{(n)} dx, \dots, M_n^{(n')} = Q_n^{(n)} dx$$

Для определения распределения срезающей силы $Q^{(n)}$ между лонжеронами, мы исходим из следующих уравнений:

$$\mu_2^{(n')} \cdot M_1^{(n')} \cdot K_1^{(n')} = M^{(n')} K^{(n')} \dots$$

или

$$\mu_2^{(n')} Q^{(n)} dx \cdot K_1^{(n')} = Q^{(n)} dx \cdot K^{(n')}, \text{ откуда } \mu_1^{(n')} = \frac{K^{(n')}}{K_1^{(n')}}$$

$K^{(n)}$ и $K^{(n')}$ кривизна упругих линий в соответствующих сечениях лонжеронов.

Кроме того $\mu_1^{(n')} Q^{(n)} + \mu_2^{(n')} Q^{(n)} + \dots + \mu_n^{(n')} Q^{(n)} = Q^{(n)}$, откуда

$$\mu_1^{(n')} + \mu_2^{(n')} + \dots + \mu_n^{(n')} = 1$$

Стало быт в отношении коэффициентов $\mu_n^{(n')}$ мы придем к тем же результатам, что и на стр., т.е. $Q^{(n)}$

распределяется обратно пропорционально кривизнам упругих линий или, что тоже прямо пропорционально жесткостям EJ_n лонжеронов в рассматриваемом сечении.

Отсюда непосредственно следует, что центр жесткости есть центр тяжести моментов инерции сечений лонжеронов (см. §.....), в чем снова легко убедиться, определивши положение равнодействующей сил $Q_1^{(m)}, Q_2^{(m)}, \dots, Q_n^{(m)}$ обычными методами теоретической механики.

После определения положения центра жесткости устанавливаются и крутящие моменты в расчетных случаях полета A_k, B_k, E_k, D_k

Только в случае C_k для определения крутящих моментов не требуется знание положения центра жесткости.

В расчете на кручение вводится сечение крыла полностью.

Влияние заделки крыла распространяется максимум на $\frac{1}{3}L$ размаха крыла, судя по экспериментальным данным ЦАГИ (см. Т. В. Ф. 15, 1935 г., статья инж. Беляева), т. е. за пределами $\frac{1}{3}L$ осевые силы в поясах лонжеронов настолько малы, что могут быть приняты равными нулю и в этой зоне определение напряжений и углов закручивания можно производить по Бредту.

В пределах $\frac{1}{3}L$ крыла расчет на кручение производится как для многосвязной и многопролетной коробки. Для упрощения расчета действительное сечение заменяется сечением по рис. 21, которое принимается постоянным в пределах отсека. Длина отсека равна расстоянию между нервюрами. В определении размеров контуров рис. 21, заменяющих собой контуры дейст-

Вителльного сечения крѣла, мы исхадим из слѣдующаго: более близко сечение крѣла отображается сечением по рис. 21 (пунктир), где хвостик заменен треугольником, носик и центральные контуры сечения крѣла заменены трапециями.

Действительный контур сечения крѣла на рис. 21 обозначен сплошной линией. Сечение рис. 22 отличается от сечения рис. 21 тем, что в нем трапеции центральных контуров заменены на прямоугольники. Эту замену производим, исходя из условия равенства условий закручивания прямоугольников углам закручивания заменяемых трапеций, что обеспечивает правильное распределение крутящего момента по контурам сечения.

Если сечение поясов лонжеронов, толщина обшивки и стенок лонжеронов неодинаковы, то с помощью формулы $\frac{2}{t} = \frac{1}{t_1} + \frac{1}{t_2}$ два каких либо размера t_1 и t_2 заменяются некоторым средним размером t .

Когда расчет крѣла на кручение закончен, т.е. найдено распределение крутящего момента по контурам в каждом данном сечении, найдены смещения Z_n см β, то следует возвратиться к контуру рис. 21 (пунктир) с тем, чтобы по имеющимся результатам расчета определить усилия в контурах сечения, более правильно отображающего действительное сечение крѣла.

Таким образом, в изложенном упрощении расчета на кручение крѣла допускается некоторая ошибка в распределении крутящего момента по контурам сечения, которая обычно весьма незначительна, и

несколько большая ошибка в отношении смещений Z_n , поскольку действительное непостоянное сечение в пределах отсека крыла заменяется сечением по рис. 22, постоянное в пределах отсека. Однако, и эта ошибка практически невелика и с точки зрения общей совокупности допущений, имеющихся в расчете крыла навряд ли целесообразно усложнять расчет в целях уточнения величины смещения Z_n на 5-10%, что еще в меньшей степени отзовется на величину усилий. Несколько большее влияние имеет замена переменного сечения отсека постоянным на срезающую силу, которая уменьшается в сечении за счет осевых сил в наклонных поясах лонжеронов. Однако, это обстоятельство так же, как и целый ряд других (например, криволинейность линии центров жесткости, приводящая к некоторому перераспределению крутящих и изгибающих моментов) остаются пока что без учета из-за его сложности.

Помимо изгиба в вертикальной плоскости и кручения, крыло подвергается также изгибу в горизонтальной плоскости, которое особенно значительно в случае S_k .

В расчете на изгиб крыла в горизонтальной плоскости работа обшивки на срез используется тем, что крыло в горизонтальной плоскости рассматривается как многопоясная балка с тонкой горизонтальной стенкой (сечение крыла см. рис. 23). Последнюю осуществляет обшивка средней части крыла, так как носик и хвостик обычно не принимаются в расчет, поскольку в общей работе крыла они воспринимают малые усилия вследствие своей малой жесткости. Однако, в тех случаях, когда хвостик крыла имеет значительное

удельное значение, некоторую часть его следует ввести в расчет при определении скалывающих напряжений в обшивке от изгиба кривла в горизонтальной плоскости.

Сечение поясов в балке (рис. 23) равно сумме сечений поясов соответствующих лонжеронов. Напряжение в таком поясе определяется по формуле $\sigma = \frac{N}{F}$

где N - осевая сила в поясе и F - площадь поперечного сечения пояса. Если F_1 и F_2 сечения поясов соответствующего лонжерона, то осевые силы в этих поясах $N_1 = \sigma F_1$; $N_2 = \sigma F_2$

Стало бытв, $\frac{N_1}{N_2} = \frac{F_1}{F_2}$, так как кроме того $N_1 + N_2 = N$, то сила N распределяется пропорционально площадям F_1 и F_2 .

В расчете крыла на изгиб в горизонтальной плоскости как многопоясной балки, следует учесть наклонность поясов. Если из расчета этой балки, полагая что стенка ее не потеряла устойчивости, будут установлены касательные напряжения в обшивке больше критических напряжений $|\tau > \tau_{кр}|$, т.е. стенка потеряла устойчивость, то следует перейти к расчету многопоясной балки со стенкой, обратившейся в диагонально-растянутое поле.

После того, как определены усилия в обшивке, в стенках и поясах лонжеронов от изгиба в вертикальной и в горизонтальной плоскости и от кручения, проверяют прочность и устойчивость тех же элементов.

§ 6. Однолонжеронная конструкция „моноспар“ Криво Конструктора Стигера

В конструкциях самолета и в их элементах очень часто наблюдаются случаи, когда будучи запроектированы в виде однолонжеронной конструкции, они оказываются прочными и жест-

кити / в необходимой мере / на изгиб и неудовлетворительными в работе на кручение.

Такое обстоятельство наблюдается в однолонжеронном крыле планера, в хвостовом оперении, в элементах разрезного крыла / в элероне, закрылке, предкрылке, в тренке и т.д.). В целях уменьшения веса однолонжеронных конструкций, удовлетворительно работающих и на изгиб и на кручение, эффективным представляется применение лонжерона „моноспар“. На рис. 24 и 25 представлены лонжероны с так называемым односторонним и двусторонним моноспаром.

В расчете на горизонтальный изгиб моноспар рассматривается как ферма. В расчете на вертикальный изгиб учет моноспара не приносит почти никакого эффекта, что объясняется слабой работой косых нервюр на кручение и тем, что эти нервюры находятся на весу.

В расчете на кручение „моноспар“ рассматриваем как плоскую раму, нагруженную силами из своей плоскости. Стало быть в этом случае „моноспар“ представляет собой пространственно работающую статически - неопределимую раму. За лишние неизвестные принимаем силы в узловых сечениях a, b, c, \dots

Когда моноспар загружен скручивающими моментами, приложенными к лонжерону AB в вышеуказанных сечениях возникают два составляющих момента $M_z^{(n)}$ и $M_x^{(n)}$ и вертикально срезающая сила X_n . Моменты $M_z^{(n)}$ и $M_x^{(n)}$ в свою очередь могут быть разложены на моменты изгибающие и скручивающие косые нервюры. величиной этих моментов пренебрегаем по сравнению с изгибом и срезом нервюр от силы X_n . Тогда лишних неизвестных X_n в рассматриваемой нами рамной конструкции имеется столько, сколько имеется узлов a, b, c, \dots

уравнений (А) для каждого отсека „моноспара“ записываем два уравнения с двумя неизвестными, по типу

$$\left. \begin{aligned} X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + \Delta_{1p} &= 0 \\ X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} + \Delta_{2p} &= 0 \end{aligned} \right\} \dots\dots (Б)$$

Эпюры от единичных сил и от внешнего момента, скручивающего лонжерон представлены на рис. 28.

Перемещения δ_{11} , δ_{22} , Δ_{1p} , Δ_{2p} определяем по формуле Мора:

$$\left. \begin{aligned} \delta_{11} &= \frac{1 \cdot d_1^3}{3EJ_1} + \frac{1 \cdot d_2^3}{3EJ_2} + \frac{1 \cdot d_0^3}{3EJ_0} + \frac{(1d_1 \cos \alpha)^2 d_0}{EJ_0} + \frac{(1d_1 \sin \alpha)^2 \cdot d_0}{(GJ_{кр})_0} \\ \delta_{22} &= \frac{1 \cdot d_3^3}{3EJ_3} + \frac{1 \cdot d_4^3}{3EJ_4} + \frac{1 \cdot d_0^3}{3EJ_0} + \frac{(1d_3 \cos \beta)^2 d_0}{EJ_0} + \frac{(1 \cdot d_3 \sin \beta)^2 \cdot d_0}{(GJ_{кр})_0} \\ \delta_{12} &= \frac{1 \cdot d_0^3}{3EJ_0} \cdot \frac{1 \cdot d_1 \cdot d_3 \cdot d_0 \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta}{EJ_0} - \frac{1 \cdot d_1 \cdot d_3 \cdot d_0 \cdot \sin \alpha \cdot \sin \beta}{(GJ_{кр})_0} \\ \Delta_{1p} &= \frac{Md_0 d_1 \sin \alpha}{(GJ_{кр})_0} \quad \Delta_{2p} = \frac{Md_0 d_3 \sin \beta}{(GJ_{кр})_0} \end{aligned} \right\} \dots\dots (В)$$

Влиянием изгиба на перемещения пренебрегаем по сравнению с влиянием скручивания лонжерона, что равносильно принятию жесткости на изгиб косых нервюр и лонжерона, равной бесконечности по сравнению сочень малой жесткостью на кручение лонжерона.

Тогда

$$\left. \begin{aligned} \delta_{11} &= \frac{(d_1 \sin \alpha)^2 d_0}{(GJ_{кр})_0} \\ \delta_{22} &= \frac{d_3 \sin \beta)^2 d_0}{(GJ_{кр})_0} \\ \delta_{12} &= \frac{d_1 d_3 d_0 \sin \alpha \sin \beta}{(GJ_{кр})_0} \end{aligned} \right\} \dots\dots (В)$$

Подставив значения перемещений по формулам (B) в уравнения Б находим

$$X_1(d_1 \sin \alpha)^2 d_0 + X_2 d_1 d_3 d_0 \sin \alpha \sin \beta + M d_0 d_1 \sin \alpha = 0$$

$$X_1 d_1 d_3 d_0 \sin \beta + X_2 (d_3 \sin \beta)^2 d_0 + M d_0 d_3 \sin \beta = 0$$

$$\left. \begin{aligned} X_1 d_1 \sin \alpha + X_2 d_3 \sin \beta + M &= 0 \\ X_1 d_1 \sin \alpha + X_2 d_3 \sin \beta + M &= 0 \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (T)$$

Оба уравнения в системе T одинаковы. Стало бы так, нетривиальное решение возможно, если предположить, что $X_1 = X_2 = X$.

Тогда из первого уравнения системы T находим:

$$X = \frac{M}{d_3 \sin \beta + d_1 \sin \alpha} \dots \dots \dots (17)$$

Когда $d_1 = d_3 = d$ и $\alpha = \beta = \psi$, то

$$X = \frac{1}{2} \cdot \frac{M}{d \sin \psi} \dots \dots \dots (18)$$

Словесно формула (18) выражается следующим образом: сила X получается в результате деления крутящего момента пополам (если моноспар двусторонний симметричный) и деления составляющей этого момента в плоскости нервюры 2 на длину d нервюры 2 (графическое определение составляющей момента в плоскости косо́й нервюры 2 представлено на рис. 29)

Пример 1. Расчет закрылка крыла.

Схема закрылка представлена на рис. 30.

Носик щитка выполнен из сплошной дюралевой обшивки. Хвостик щитка представляет собой конструкцию „моноспар“. Поскольку носик хорошо воспринимает кручение, конструкция „моноспар“ является вообще говоря лишней

и может быть заменена любой другой системой крестообразно-расположенных стрингеров, усиливающих обшивку. Однако, расчет рассматриваемой конструкции поучителен с точки зрения следующей цели:

1. Подтвердить расчетом слабое участие в кручении конструкции „моноспар“, если последняя работает в совокупности с конструкцией из сплошной обшивки, подобно носика, хорошо воспринимающей кручение.

2. Иллюстрировать расчет конструкции „моноспар“,

3. Иллюстрировать расчет комбинированной конструкции („моноспар“ и носик), применяя коэффициенты распределения (см. §.....).

Работой носика на изгиб пренебрегаем и полагаем, что центр жесткости совпадает с центром тяжести сечения лонжерона.

Реакции на петлевом шарнире, соединяющем щиток с лонжероном крыла принимаем сосредоточенными и приложенными к нервюрам носика в местах их опирания (опирание полагаем жестким)^{х)}.

х) Имеется возможность учесть непрерывное распределение реакций вдоль петлевого шарнира, если закон этого распределения изобразить рядом Маклорена, остановившись на первых четырех членах этого ряда, например: $A_0 + A_1 \frac{x}{c} + A_2 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + A_3 \left(\frac{x}{c}\right)^3$

Коэффициенты A_0, A_1, A_2, A_3 определяются из канонических уравнений метода сил, подобно сосредоточенным реакциям. При этом коэффициенты A_0, A_1, A_2, A_3 будут удовлетворять условию минимума потенциальной энергии рассматриваемой конструкции, так как канонические уравнения метода сил представляют собой не что иное, как развернутое выражение вышеуказанного условия.

Эти реакции (см. рис. 30а) в дальнейшем принимаются за лишние неизвестные и определяются из канонических уравнений метода сил:

$$\left. \begin{aligned} X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + X_3 \delta_{13} + \Delta_{1p} &= 0 \\ X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} + X_3 \delta_{23} + \Delta_{2p} &= 0 \\ X_1 \delta_{31} + X_2 \delta_{32} + X_3 \delta_{33} + \Delta_{3p} &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (N)$$

Данные для расчета:

$$S_{кр} = 0,9176 \text{ м}^2$$

$$P_{кр} = 445 \text{ кг}$$

Рассматривается полет у земли ($\rho = 0,125$) и отклонение закрылка на углы $\theta = 30^\circ$ и $\theta = 60^\circ$.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Скорость у земли $V = 125 \text{ км/час}$ или

$$V = 34,8 \text{ м/сек.}$$

Определение нагрузки при $\theta = 30^\circ$

$$P_{30^\circ} = 0,7 f \cdot 3,56 q_{щ}^{\text{min} \textcircled{a}}$$

$$P_{30^\circ} = 0,7 \cdot 2 \cdot 3,56 \frac{0,125 \cdot 34,8^2}{2} = 377 \text{ кг/м}^2$$

Определение нагрузки при $\theta = 60^\circ$

$$P_{60^\circ} = 1,1 f \cdot q_{щ}^{\text{min}}$$

$$P_{60^\circ} = 1,1 \cdot 2 \cdot 3,56 \frac{0,125 \cdot 34,8^2}{2} = 593 \text{ кг/м}^2$$

при отклонении закрылка на $\theta = 45^\circ$ принимаем среднее из значений P_{30° и P_{60°

$$P_{45^\circ} = \frac{377 + 593}{2} = 485 \text{ кг/м}^2$$

\textcircled{a} - скоростной напор щитка $q_{щ} = 3,56 q_{щ}^{\text{min}}$

Определение центра давления.

Координата α центра давления (см. рис. 31 и 32) определяется как координата центра тяжести трапеции.

Когда $\theta = 30^\circ$, $\alpha = 0,417 t$

Когда $\theta = 60^\circ$, $\alpha = 0,44 t$

Когда $\theta = 45^\circ$, $\alpha = 0,425 t$

Определение коэффициентов распределения μ_1 и μ_2

Крутящий момент от внешних сил воспринимается носиками и моноспаром шренка.

$$M_{\text{нос}} = \mu_1 \cdot M_{\text{кр.}}$$

$$M_{\text{моносп.}} = \mu_2 \cdot M_{\text{кр.}}$$

$$\mu_1 + \mu_2 = 1$$

Введем следующие обозначения:

ϵ_1 — угол закручивания носика

ϵ_2 — " " " моноспара

ϵ — " " " шренка

тогда:

$$\mu_1 = \frac{\epsilon}{\epsilon_1} = \frac{\epsilon_2}{\epsilon_1 + \epsilon_2}$$

$$\mu_2 = 1 - \mu_1$$

Определение угла закручивания ϵ_1 .

Угол закручивания носика ϵ_1 определяем по формуле Бредта:

$$\epsilon_1 = \frac{1.6}{4F^2} \oint_c \frac{dc}{G\delta^3} \quad \text{где}$$

площадь $F = 38,4 \text{ см}^2$ (см. рис. 33)

Длина контура $C = \oint_c dc = 39,35 \text{ см}^2$

толщина обшивки $\delta = 0,05 \text{ см}^2$

Модуль сдвига $G = 273000 \text{ кг/см}^2$

Следовательно:

$$\epsilon_1 = \frac{\nu}{4 \cdot 38,4^2} \cdot \frac{39,35}{273000 \cdot 0,05} = 0,488 \cdot 10^{-6}$$

$$\epsilon_1 = 0,488 \cdot 10^{-6} \nu$$

Угол закручивания в 1-м сечении

$$\epsilon_1^I = 0,488 \cdot 10^{-6} (33,3 + 32,6 + 32,6) = 0,481 \cdot 10^{-4}$$

Угол закручивания во 2-м сечении

$$\epsilon_1^{II} = 0,488 \cdot 10^{-6} (32,6 + 32,6) = 0,318 \cdot 10^{-4}$$

Угол закручивания в 3-м сечении

$$\epsilon_1^I = 0,488 \cdot 10^{-6} \cdot 32,6 = 0,1595 \cdot 10^{-4}$$

Определение моментов инерции J_z и J_p лонжерона

1-ое сечение лонжерона, рис. 34.

Полярный момент инерции определяем по формуле Тимошенко „Теория упругости“, изд. 1934 г. стр. 287.

$$J_p = \frac{b_1 c_1^3 + 2b_2 c_2^3}{3} = \frac{3,35 \cdot 0,1^3 + 2 \cdot 1,5 \cdot 0,1^3}{3} = \frac{0,00635}{3}$$

$$J_p = 0,00211 \text{ см}^4$$

$$J_z = 2 \cdot 1,5 \cdot 0,1 \cdot 1,725^2 + \frac{0,1 \cdot 3,35^3}{12} = 1,205 \text{ см}^4$$

2-ое сечение лонжерона, рис. 35

За расчетное принимаем сечение рис. 36, где δ_1 — приведенная толщина.

$$\delta_1 = \frac{1,5 \cdot 0,15 + 0,5 \cdot 0,05}{2} = \frac{0,225 + 0,025}{2} = 0,125 \text{ см}$$

Полярный момент инерции определяем по формуле:

Бредта:

$$J_p = \frac{2 F_0^2}{\frac{H_0}{\delta_1} + \frac{B_0}{\delta_2}} \quad \times)$$

$$J_p = \frac{2(3,475 \cdot 2)^2}{\frac{3,475}{0,1} + \frac{2,0}{0,125}} = \frac{96,6}{50,75}$$

$$J_p = 1,905 \text{ см}^4$$

$$J_z = 2 \cdot \frac{0,1 \cdot 3,6^3}{12} + 2 \cdot 0,125 \cdot 1,9 \cdot 1,738^2 = 2,211 \text{ см}^4$$

3-е сечение лонжерона, рис. 37.

За расчетное принимаем сечение рис. 38

где δ_1 - приведенная толщина

$$\delta_1 = \frac{1,5 \cdot 0,25 + 0,5 \cdot 0,05}{2,0} = 0,2 \text{ см}$$

J_p - определяем по Бредту.

$$J_p = \frac{2 F_0^2}{\frac{H_0}{\delta_1} + \frac{B_0}{\delta_2}} = \frac{2(3,65 \cdot 2,0)^2}{\frac{3,65}{0,1} + \frac{2}{0,2}} = 2,29 \text{ см}^4$$

$$J_z = \frac{1}{12} (2,1 \cdot 3,85^3 - 1,9 \cdot 3,45^3) = 3,5 \text{ см}^4$$

Определение экваториальных моментов инерции нервюр носика.

Нервюры №2 и №3 рис. 39.

$$J_z = \frac{0,08 \cdot 3,55^3}{12} + 2 \cdot 1,64 \cdot 0,08 \cdot 1,74^2 + 2 \cdot 0,5 \cdot 0,08 \cdot 1,53^2 = 1,281 \text{ см}^4$$

Нервюра №1 рис. 40

$$J_z = 0,08 \frac{3,55^3}{12} + 2 \cdot 1,32 \cdot 0,08 \cdot 1,735^2 = 0,934 \text{ см}^4$$

х) см. справочник „Расчет на прочность самолета“

Определение моментов инерции раскосов

Раскосы №1 и №2, рис. 41.

$$J_z = 2 \cdot 0,5 \cdot 0,08 \cdot 1,43^2 + 2 \cdot 1,4 \cdot 0,08 \cdot 1,54^2 + \frac{0,08 \cdot 3,35^3}{12} = 1,019 \text{ см}^4$$

Раскос №3, рис. 42.

$$J_z = 2 \cdot 0,5 \cdot 0,15 \cdot 1,43^2 + 2 \cdot 1,8 \cdot 0,15 \cdot 1,6^2 + \frac{0,15 \cdot 3,35^3}{12} = 2,161 \text{ см}^4$$

Определение экваториальных моментов инерции нервюр хвостика.

Нервюра №1, рис. 43.

$$J_z = \frac{0,08 \cdot 3,35^3}{12} + 2 \cdot 1,32 \cdot 0,08 \cdot 1,635^2 = 0,816 \text{ см}^4$$

Нервюры №2 и №3, рис. 44.

$$J_z = 2 \cdot 0,5 \cdot 0,08 \cdot 1,43^2 + 2 \cdot 1,8 \cdot 0,08 \cdot 1,6^2 + \frac{0,08 \cdot 3,35^3}{12} = 1,153 \text{ см}^4$$

Таблица моментов инерции и внешних нагрузок по сечениям.

№ сечений	Р возд. нагр.	M _{кр}	J _н носики нервюры	J _л лонжерон	J _р лонжерон	J _{хв.} хвостика нервюры	J _{рас.} раскосы
1	43.6	236	0,934	1,205	0,00211	0,816	1,019
2	86.5	467	1,281	2,211	1,905	1,153	1,019
3	85.5	462	1,281	3,50	2,29	1,153	2,161

ТАБЛИЦА

геометрических размеров нервюр и раскосов шренка (см. рис. 45)

№	Раскосы							Нервюры						
	L мм	δ мм	h	h ₀	$\beta = \frac{h}{h_0}$	$\frac{l}{\beta}$	$C = 1 - \frac{l}{\beta}$	L мм	δ мм	h	h ₀	$\beta = \frac{h}{h_0}$	$\frac{l}{\beta}$	$C = 1 - \frac{l}{\beta}$
1	332	0.8	33.5	4.1	8.15	0.122	0.878	452	0.8	33.5	4.1	8.16	0.122	0.878
2	332	0.8	33.5	4.1	8.16	0.122	0.878	452	0.8	33.5	4.1	8.16	0.122	0.878
3	332	0.8	33.5	4.1	8.16	0.122	0.878	452	0.8	33.5	4.1	8.16	0.122	0.878

Таблица
геометрических размеров носика. (см. рис. 46)

п.п.	δ	a	h	h_0	$\beta = \frac{h}{h_0}$	$\frac{1}{\beta} = \frac{h_0}{h}$	$C = 1 - \frac{1}{\beta}$
1	0.8	190	35.5	4	8.87	0.113	0.887
2	0.8	190	35.5	4	8.87	0.113	0.887
3	0.8	190	35.5	4	8.87	0.113	0.887

Моменты инерции сечений нервюр раскосов и носиков шренка по длине переменные и определяются по формуле:

$$J_x = \left[\frac{1}{\beta} + \left(1 - \frac{1}{\beta}\right) \zeta \right]^3 J_a$$

(см. Акимов Перетц „Расчет жестких рам” изд. стр.)

Определение угла закручивания моноспара
от крутящего момента $M_{кр} = 1$

$$C_2 = \sum \int_0^e \frac{M_i^2 dx}{E J_x}$$

Интегрирование в пределах раскосов и нервюр выполняем аналитически, а в лонжероне по способу Верещагина.

Нагрузки на раскосы и нервюры получаем из расчета моноспара.

Введем обозначения:

P_i — нагрузка на раскос или нервюру

e_i — соответствующая длина раскоса или нервюры

тогда:
$$\int_0^e \frac{M_i^2 dx}{E J_x} = \int_0^e \frac{(P_i x)^2 dx}{E J_x} = \frac{P_i^2}{E} \int_0^e \frac{x^2 dx}{J_x}$$

при $x = \zeta e$

$$J_x = J_n \left[\frac{1}{\beta} + \left(1 - \frac{1}{\beta}\right) \xi \right]^3 \quad u$$

$$\frac{P_i^2}{E} \int_0^l \frac{x^2 dx}{J_x} = \frac{e^3 P_i^2}{E J_n} \int_0^1 \frac{\xi^2 d\xi}{\left[\frac{1}{\beta} + \left(1 - \frac{1}{\beta}\right) \xi \right]^3} \quad \text{или}$$

$$\frac{P_i^2}{E} \int_0^l \frac{x^2 dx}{J_x} = \frac{e^3 P_i^2}{E J_n C^3} \left[e_n \left(\frac{1}{\beta C} + \xi \right) + \frac{4(1 + \beta C \xi) - 1}{2(1 + \beta C \xi)^2} \right]_0^1$$

Обозначим выражение, стоящее в скобках через „А“ после подстановки пределов „0“ и „1“

Для носика:

$$A_{\text{носика}} = 0,909$$

Определение угла закручивания ϵ

от $M_{кр} = 1$ в 1-м сечении.

№	e	c	$(\frac{e}{c})^3$	ρ	J_h	$\frac{\rho^2}{J_h}$	A	$\epsilon \epsilon = \frac{e^3 \rho^2}{c^3 J_h} A$
Носики								
1	19	0,887	9820	1	0,334	1,07	0,909	9530
2	19	0,887	9820	1	1,281	0,78	0,909	6960
3	19	0,887	9820	1	1,281	0,78	0,909	6960
Нервюры								
1	33,2	0,878	54100	x)	0,816	0,000995	0,840	45,2
2	33,2	0,878	54100	-	1,153	-	-	-
3	33,2	0,878	54100	-	1,152	-	-	-
Раскосы								
1	45,2	0,878	136300	x)	1,019	0,000796	0,840	91,2
2	45,2	0,878	136300	0,0288	1,019	0,000813	0,840	93,2
3	45,2	0,878	136300	0,0288	2,161	0,000384	0,840	44,0

x) Значения ρ — взяты из графического расчета моноспара (рис. 47)

От $M_{кр} = 1$ во 2-м сечении.

Нервюры

№	e	c	$(\frac{e}{c})^3$	ρ	J_h	$\frac{\rho^2}{J_h}$	A	$\epsilon.E$
1	-	-	-	0	-	-	-	-
2	-	-	-	0	-	-	-	-
3	-	-	-	0	-	-	-	-

Раскосы

1	-	-	-	0	-	-	-	-
2	45,2	0,878	136300	0,0288	1,019	0,000813	0,840	93,2
3	45,2	0,878	136300	0,0288	2,161	0,000384	0,840	44,0

От $M_{кр} = 1$ в 3-м сечении

Нервюры

2	-	-	-	0	-	-	-	-
3	33,2	0,878	54100	0,0285	1,153	0,000704	0,840	32,1

Раскосы

2	-	-	-	0	-	-	-	-
3	45,2	0,878	136300	0,0285	2,161	0,000375	0,840	43,0

По силам, полученным в лонжероне от расчета моноспара, загруженного моментом $M_{кр} = 1$ последовательно в сечениях 1, 2 и 3, строим эпюры изгибающих моментов для лонжерона. (см. рис. 48).

Эпюра №1.

$$F_1 = 0,92 \cdot \frac{33,3}{2} = 15,3; \quad h_1 = 0,61$$

$$F_2 = \frac{2,84 + 3,8}{2} \cdot 32,6 = 108,2; \quad h_2 = 3,36$$

$$F_3 = \frac{3,8 + 4,71}{2} \cdot 32,6 = 138,8; \quad h_3 = 4,27$$

Эпюра №2

$$F_1 = \frac{0,95 + 1,92}{2} \cdot 32,6 = 46,8; \quad h_1 = 1,52$$

$$F_2 = \frac{1,92 + 3,77}{2} \cdot 32,6 = 92,8; \quad h_2 = 2,98$$

Эпюра №3

$$F = \frac{0,94 \cdot 32,6}{2} = 15,35; \quad h = 0,62$$

Угол закручивания лонжерона определяем по Верещагину: $\epsilon = \sum \frac{Fh}{EJ}$

От 1-ой эпюры:

$$\epsilon = \frac{1}{E} \left(\frac{15,3 \cdot 0,61}{1,205} + \frac{108,2 \cdot 3,36}{2,211} + \frac{138,8 \cdot 4,27}{3,5} \right) = \frac{1}{E} \cdot 341,65$$

От 2-ой эпюры:

$$\epsilon = \frac{1}{E} \left(\frac{46,8 \cdot 1,52}{2,211} + \frac{92,8 \cdot 2,98}{3,5} \right) = \frac{1}{E} \cdot 111,3$$

От 3-й эпюры:

$$\epsilon = \frac{1}{E} \frac{15,35 \cdot 0,62}{3,5} = \frac{1}{E} \cdot 2,72$$

Определение суммарного угла закручивания от $M_{кр}$ в первом сечении.

от лонжерона $\epsilon_l = \frac{1}{E} 341,65$

от нервюр $\epsilon_n = \frac{1}{E} 45,2$

от раскосов $\epsilon_p = \frac{1}{E} 228,4$

 $\epsilon = \epsilon_l + \epsilon_n + \epsilon_p = \frac{1}{E} 615,25; E = 7 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$

От $M_{кр}$ во 2-м сечении

от лонжерона $\epsilon_l = \frac{1}{E} 111,3$

от нервюр $\epsilon_n = 0$

от раскосов $\epsilon_p = \frac{1}{E} 137,2$

 $\epsilon = \frac{1}{E} 248,5$

От $M_{кр}$ в 3-м сечении

от лонжерона $\epsilon_l = \frac{1}{E} 2,72$

от нервюр $\epsilon_n = \frac{1}{E} 32,1$

от раскосов $\epsilon_p = \frac{1}{E} 43,0$

 $\epsilon = \frac{1}{E} 77,82; E = 7 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$

Определение коэффициентов распределения μ_1, μ_2 и моментов кручения, воспринимаемых носиком и моноспаром.

№ сеч	ϵ_1 носика	ϵ_2 моноспара	$10^3 \epsilon = \frac{\epsilon_1 \epsilon_2}{\epsilon_1 + \epsilon_2}$	$\mu_1 = \frac{\epsilon}{\epsilon_1}$	$\mu_2 = \frac{\epsilon}{\epsilon_2}$	$M_{кр}$ от воздуш. направ. ка	$\mu_2 M$	$\mu_1 M$
1	$0,481 \cdot 10^{-4}$	$0,878 \cdot 10^{-3}$	0,0456	0,947	0,052	236	12	224
2	$0,318 \cdot 10^{-4}$	$0,355 \cdot 10^{-3}$	0,0292	0,918	0,082	467	38	429
3	$0,159 \cdot 10^{-4}$	$0,111 \cdot 10^{-3}$	0,0139	0,874	0,125	462	58	404

Определение коэффициентов β_i и β_k канонических уравнений.

От силы $X_i = 1$, приложенной в i -м сечении возникает крутящий момент, который распределяется между носиком и моноспаром.

Момент, воспринимаемый моноспаром равен:

$$M_2 = 1 \cdot \alpha_i \cdot \mu_2$$

От силы $X_i = 1$, перенесенной на лонжерон и от сил, возникающих от крутящего момента M_2 — строим эпюры изгибающих моментов для лонжерона, раскосов и нервюр.

Для 1-го сечения:

$$M_2 = 1 \cdot 19 \cdot 0,052 = 988$$

Для 2-го сечения:

$$M_2 = 1 \cdot 19 \cdot 0,082 = 1,56$$

Для 3-го сечения

$$M_2 = 1 \cdot 19 \cdot 0,125 = 2,37$$

Соответствующие силы, передаваемые от момента M_2 на лонжерон, раскосы и нервюры получаем из графического расчета моноспара, выполненного для единичного момента.

Определение перемещений от единичной нагрузки $X_i = 1$, приложенной в i -м шарнире.

Вычисление крутящих моментов, воспринимаемых носиком и моноспаром, сведено в нижеприводимую таблицу.

№ п.п.	α_i см	$M = 1 \alpha_i$	μ_1	μ_2	$M_{\text{носика}} = \mu_1 M$	$M_{\text{моноспара}} = \mu_2 M$
1	19	19	0,947	0,052	18	1,0
2	19	19	0,918	0,082	17,45	1,55
3	19	19	0,874	0,125	16,62	2,38

Определение перемещений δ_{ii} :

$$\delta_{ii} = \delta_{ii}^I + \delta_{ii}^{II} + \delta_{ii}^{III}$$

δ_{ii}^I - перемещение от кручения моноспара (переходящего в изгиб раскосов и нервюр), $\delta_{ii}^I = \epsilon_2 \cdot l \cdot \alpha_i \cdot M_2^2$

δ_{ii}^{II} - перемещение от кручения носика; $\delta_{ii}^{II} = \epsilon_1 \cdot l \cdot \alpha_i \cdot M_1^2$

δ_{ii}^{III} - перемещение от изгиба лонжерона и носиков нервюр.

Перемещения от изгиба носиков нервюр вычисляем аналитически, решая интеграл Мора.

Перемещения от изгиба лонжерона и кручения носика определяем по методу Верещагина, используя эпюры изгибающих моментов лонжерона и кручения носика от единичной нагрузки, см. рис. 49, 50, 51, 52, 53, 54.

Таблица значений δ_{ii}^I и δ_{ii}^{II}

п/п п.п.	α_i	M_1	M_2	ϵ_1	ϵ_2	δ_{ii}^I	δ_{ii}^{II}
1	19	0,947	0,052	$0,481 \cdot 10^{-4}$	$0,878 \cdot 10^{-3}$	$0,868 \cdot 10^{-3}$	$0,868 \cdot 10^{-3}$
2	19	0,918	0,082	$0,318 \cdot 10^{-4}$	$0,355 \cdot 10^{-3}$	$0,553 \cdot 10^{-3}$	$0,556 \cdot 10^{-3}$
3	19	0,874	0,125	$0,159 \cdot 10^{-4}$	$0,111 \cdot 10^{-3}$	$0,264 \cdot 10^{-3}$	$0,265 \cdot 10^{-3}$

Таблица значений δ_{ii}

	δ_{11}	δ_{22}	δ_{33}
От изгиба лонжерона	0,1604	0,0414	0,00477
От изгиба носика	0,0136	0,00995	0,00995
От кручения моноспара	$0,868 \cdot 10^{-3}$	$0,556 \cdot 10^{-3}$	$0,265 \cdot 10^{-3}$
Σ	0,1749	0,05186	0,01499

Определение побочных перемещений δ_{ik}

$$\delta_{ik} = \delta_{ik}^I + \delta_{ik}^{II} + \delta_{ik}^{III}$$

δ_{ik}^I - перемещение от изгиба лонжерона

δ_{ik}^{II} - перемещение от кручения носика

δ_{ik}^{III} - перемещение от кручения моноспара

При определении побочных перемещений δ_{ik} в целях упрощения вводим среднюю жесткость нервюр и раскосов.

п/п сечений	Жст. раск.	Жст. нерв.
1	0,509	0,408
2	0,509	0,576
3	1,085	0,577

Таблица значений δ_{ik}

	δ_{12}	δ_{13}	δ_{23}
От изгиба лонжерона	0,0735	0,0189	0,0117
От кручения носика	0,010	0,00475	0,00460
От кручения моноспара	0,000162	0,0000781	0,0000781
Σ	0,0837	0,0238	0,0164

Определение перемещений δ_{ip} от воздушной нагрузки.

Это определение производится с использованием эпюр, представленных на рис. 55, 56, 57.

Таблица значений δ_{ip}

Наименование	δ_{ip}	δ_{ep}	δ_{3p}
От изгиба лонжерона	16,332	8,665	2,57
От кручения носика	-0,555	-0,475	-0,279
От кручения моноспара	-0,00838	-0,0116	-0,01029
Σ	15,769	8,179	2,281

Суммарные эюоры изгиба лонжерона, раскосов и нервюр от воздушной нагрузки в основной системе /т.-е. без учета реакций X_1, X_2, X_3 /представлены на рис. 58)

Определение реакций X_1, X_2, X_3

Вышеопределенные перемещения δ_{ii}, δ_{ik} и δ_{ip} - подставляет в канонические уравнения (1), решаем их по алгоритму Гаусса и находим следующие значения реакций:

$$X_1 = -62,98$$

$$X_2 = -58,3$$

$$X_3 = 13,3$$

При составлении канонических уравнений предполагалось, что реакции направлены вверх и перемещения δ_{ip} от кручения были взяты со знаком минус, а перемещения δ_{ip} от изгиба со знаком плюс. Стало быть, если ответ получается с минусом, то это свидетельствует о том, что реакции в действительности направлены вниз. Таким образом реакции X_1 и X_2 направлены вниз, а реакция X_3 направлена вверх.

Направление реакций зависит от соотношения жесткости конструкции шренка на кручение и изгиб. А именно: если жесткость на кручение конструкции шренка значительная, то реакции направлены вниз, в противном случае они направлены вверх.

В этом легко убедиться из следующих рассуждений. Пусть конструкция шренка представляет собой лонжерон рядом опирающихся на него и на лонжерон крыла нервюр (см. рис. 59). Сечение лонжерона открытое и слабо сопротивляется кручению и значительно сильнее сопротивляется изгибу. Тогда каждая из нервюр может быть рассматривается самостоятельно как двухопорная одноконсольная балочка, вследствие чего реакции будут направлены вверх.

Таким образом, в рассматриваемом нами случае, вследствие слабой жесткости лонжерона на кручение, возникают реакции в первую очередь за счет кручения шренка. В том случае, когда лонжерон имеет большую жесткость на кручение и слабую на изгиб, то в первую очередь происходит деформация изгиба и появляются реакции от изгиба шренка (так сказать, изгибные реакции), которые направлены вниз.

Дальнейшие этапы расчета заключаются в определении окончательной эюры изгибающих и крутящих моментов во всех элементах шренка по общеизвестной формуле расчета статически неопределимых систем.

$$S = S_p + \alpha_1 S_1 + \alpha_2 S_2 + \alpha_3 S_3$$

на рис. 60 представлена окончательная эюра изгибающих моментов в лонжероне.

Затем находят полный момент, который подходит к узлу крепления тяги, составляющую этого момента в плоскости тяги делят на плечо тяги и находят усилие в ней.

При проверке прочности элементов шренка особое внимание необходимо обратить на прочность крепления тяги к конструкции шренка.

Из анализа коэффициентов распределения M_1 и M_2 подтверждается высказанное до этого положение, что моноспар воспринимает незначительные крутящие моменты, когда он работает совместно с конструкцией, хорошо работающей на кручение (как, например, носик шренка закрытого профиля). Это объясняется тем, что моноспар, вообще говоря, имеет малую жесткость на кручение.

§ 7. Коробка биплана с жесткой стойкой (типа „Фоккер“ или „Брэге“)

Схема коробки биплана с жесткой стойкой типа „Фоккер“ представлена на рис. 61.

Коробка биплана с жесткой стойкой типа „Брэге“ отличается тем, что у этого биплана стойка не стержневая, а сплошная двутаврового профиля.

Наличие стойки вызывает совместную работу планов. Если бы стойки отсутствовали, то каждый из планов деформировался бы самостоятельно.

В этом случае биплан представлял бы собой не коробку, а два статически определимых плана. Стойки, связывая планы, обращают последние в целую статически-неопределимую конструкцию. Если расчет этой конструкции производить по методу сил, то основная система получается из заданной освобождением креплений стоек к планам.

Эти крепления предполагаются шарнирными.

Как на стойке типа „Брэге“ так и на стойке типа „Фоккер“, вообще говоря, возникает восемь составляющих

реакций, по две составляющих реакций в каждом из четырех шарниров, прикрепляющих стойку к четырем лонжеронам двух планов.

Поскольку стойка представляет собой плоскую систему (реакциями из плоскости стоек пренебрегаем по сравнению с реакциями в плоскости стоек), то выше-указанные восемь составляющих реакций в плоскости стойки связаны тремя уравнениями статики, вытекающие из равновесия стойки. Стало быть, на каждой из двух стоек коробки возникает пять лишних неизвестных реакций и система биллана десять раз статически неопределима. Значительные упрощения могут быть достигнуты, если расчет произвести по методу деформаций, рассматривая стойку как абсолютно-жесткий диск в своей плоскости. По этому методу определению подлежат три перемещения какой либо точки диска, например, его центра тяжести в плоскости диска.

Основная система получается из заданной введением по три закрепления в центр тяжести каждого из двух дисков плана. На рис. 62 эти закрепления условно обозначены и пронумерованы.

Закрепление 1 задерживает поступательное перемещение стойки по оси Y .

Закрепление 2 задерживает поступательное перемещение стойки по оси Z .

Закрепление 3 задерживает вращательное перемещение стойки.

Аналогичный смысл имеют закрепления 4, 5 и 6.

Перемещения закреплений 1, 2, 3, 4, 5, 6 обозначаем

соответственно через Z_1, Z_2, Z_3, Z_4, Z_5 и Z_6 и определяем из канонических уравнений метода деформаций:

$$Z_1 \cdot \delta_{11} + Z_2 \cdot \delta_{12} + Z_3 \cdot \delta_{13} + Z_4 \cdot \delta_{14} + Z_5 \cdot \delta_{15} + Z_6 \cdot \delta_{16} + \delta_{1p} = 0 \dots \dots (1)$$

$$Z_1 \cdot \delta_{21} + Z_2 \cdot \delta_{22} + Z_3 \cdot \delta_{23} + Z_4 \cdot \delta_{24} + Z_5 \cdot \delta_{25} + Z_6 \cdot \delta_{26} + \delta_{2p} = 0 \dots \dots (2)$$

$$Z_1 \cdot \delta_{31} + Z_2 \cdot \delta_{32} + Z_3 \cdot \delta_{33} + Z_4 \cdot \delta_{34} + Z_5 \cdot \delta_{35} + Z_6 \cdot \delta_{36} + \delta_{3p} = 0 \dots \dots (3)$$

$$Z_1 \cdot \delta_{41} + Z_2 \cdot \delta_{42} + Z_3 \cdot \delta_{43} + Z_4 \cdot \delta_{44} + Z_5 \cdot \delta_{45} + Z_6 \cdot \delta_{46} + \delta_{4p} = 0 \dots \dots (4)$$

$$Z_1 \cdot \delta_{51} + Z_2 \cdot \delta_{52} + Z_3 \cdot \delta_{53} + Z_4 \cdot \delta_{54} + Z_5 \cdot \delta_{55} + Z_6 \cdot \delta_{56} + \delta_{5p} = 0 \dots \dots (5)$$

$$Z_1 \cdot \delta_{61} + Z_2 \cdot \delta_{62} + Z_3 \cdot \delta_{63} + Z_4 \cdot \delta_{64} + Z_5 \cdot \delta_{65} + Z_6 \cdot \delta_{66} + \delta_{6p} = 0 \dots \dots (6)$$

Так как перемещения $1u2, 1u4, 2u5, 4u5$ попарно взаимно-ортогональны, то соответствующие реакции равны нулю, т.е.

$$\delta_{12} = \delta_{21} = 0; \delta_{14} = \delta_{41} = 0; \delta_{25} = \delta_{52} = 0; \delta_{45} = \delta_{54} = 0$$

упрощения в решении уравнений вносятся также симметричностью конструкций правого и левого крыла.

Вследствии чего

$$\delta_{22} = \delta_{44}, \delta_{11} = \delta_{55}; \delta_{33} = \delta_{66}, \delta_{61} = \delta_{35}, \delta_{56} = \delta_{13} \neq \delta_{34} = \delta_{62}, \delta_{64} = \delta_{32}$$

и уравнения 1-6 разбиваются на две системы уравнений по три уравнения в каждой системе, если произвести попарное сложение и вычитание уравнений в указанном ниже порядке:

$$(1) + (5); (2) + (4); (3) + (6); \dots \dots (A)$$

$$(1) - (5); (2) - (4); (3) - (6); \dots \dots (B)$$

Сложение уравнений по схеме А приводит к следующей системе трех уравнений:

$$Z_1(\delta_{11} + \delta_{51}) + Z_3(\delta_{13} + \delta_{53}) + Z_5(\delta_{15} + \delta_{55}) + Z_6(\delta_{16} + \delta_{56}) + (\delta_{1p} + \delta_{5p}) = 0 \dots \dots (7)$$

$$Z_2(\delta_{22} + \delta_{42}) + Z_3(\delta_{23} + \delta_{43}) + Z_4(\delta_{24} + \delta_{44}) + Z_6(\delta_{26} + \delta_{46}) + (\delta_{2p} + \delta_{4p}) = 0 \dots \dots (8)$$

$$Z_1(\delta_{31} + \delta_{61}) + Z_2(\delta_{32} + \delta_{62}) + Z_3(\delta_{33} + \delta_{63}) + Z_4(\delta_{34} + \delta_{64}) + Z_5(\delta_{35} + \delta_{65}) + Z_6(\delta_{36} + \delta_{66}) + (\delta_{3p} + \delta_{6p}) = 0 \dots \dots (9)$$

Так как $\delta_{11} = \delta_{55}, \delta_{51} = \delta_{15}$, то коэффициент при переме-

щении Z_1 , в уравнении Z равен коэффициенту в том же уравнении при перемещении Z_5 . Перемещения Z_1 и Z_5 относятся к симметричным закреплениям. Указанное свойство коэффициентов при перемещениях Z_1 и Z_5 имеет место и в отношении остальных коэффициентов при перемещениях, относящихся к симметричным закреплениям. Вследствии чего уравнения Z_1, Z_2, Z_3 представляются в следующем виде:

$$(Z_1 + Z_5) \cdot (Z_{11} + Z_{51}) + (Z_3 + Z_6) \cdot (Z_{13} + Z_{53}) + (Z_{1p} + Z_{5p}) = 0 \dots \dots \dots (10)$$

$$(Z_2 + Z_4) \cdot (Z_{22} + Z_{42}) + (Z_3 + Z_6) \cdot (Z_{23} + Z_{43}) + (Z_{2p} + Z_{4p}) = 0 \dots \dots \dots (11)$$

$$(Z_1 + Z_5) \cdot (Z_{31} + Z_{61}) + (Z_2 + Z_4) \cdot (Z_{32} + Z_{62}) + (Z_3 + Z_6) \cdot (Z_{33} + Z_{63}) + (Z_{3p} + Z_{6p}) = 0 \dots \dots (12)$$

Аналогичные результаты попарного вычитания уравнений по схеме Б.

$$(Z_1 - Z_5) \cdot (Z_{11} - Z_{51}) + (Z_3 - Z_6) \cdot (Z_{13} - Z_{53}) + (Z_{1p} - Z_{5p}) = 0 \dots \dots \dots (13)$$

$$(Z_2 - Z_4) \cdot (Z_{22} - Z_{42}) + (Z_3 - Z_6) \cdot (Z_{23} - Z_{43}) + (Z_{2p} - Z_{4p}) = 0 \dots \dots \dots (14)$$

$$(Z_1 - Z_5) \cdot (Z_{31} - Z_{61}) + (Z_2 - Z_4) \cdot (Z_{32} - Z_{62}) + (Z_3 - Z_6) \cdot (Z_{33} - Z_{63}) + (Z_{3p} - Z_{6p}) = 0 \dots \dots (15)$$

Итак система уравнений 1-6 разбилась на две самостоятельные системы, содержащие в качестве неизвестных величины:

$$Z_1 + Z_5; Z_3 + Z_6; Z_2 + Z_4 \quad \text{и}$$

$$Z_1 - Z_5; Z_3 - Z_6; Z_2 - Z_4$$

Вследствие чего мы можем порознь решить эти системы и найти суммы и разности основных неизвестных Z_n ($n = 1, 2, 3, 4, 5, 6$).

После чего мы найдем и сами неизвестные Z_n .

В том случае, когда нагрузка на правый и левый биплан симметрична, то $Z_1 = Z_5, Z_3 = Z_6, Z_2 = Z_4$ и уравнения 13, 14, 15 обращаются в тождество (так как в случае симметрии нагрузки $Z_{1p} = Z_{5p}, Z_{2p} = Z_{4p}, Z_{3p} = Z_{6p}$), а

уравнения 10, 11 и 12 переписываются в следующем виде:

$$Z_1 (Z_{11} + Z_{51}) + Z_3 (Z_{13} + Z_{53}) + Z_{1p} = 0 \dots\dots\dots (16)$$

$$Z_2 (Z_{22} + Z_{42}) + Z_3 (Z_{23} + Z_{43}) + Z_{2p} = 0 \dots\dots\dots (17)$$

$$Z_1 (Z_{31} + Z_{61}) + Z_2 (Z_{32} + Z_{62}) + Z_3 (Z_{33} + Z_{63}) + Z_{3p} = 0 \dots\dots (18)$$

Когда лонжероны планов крепятся шарнирно к центрo-плану, то реакции $Z_{51} = Z_{53} = Z_{61} = Z_{62} = Z_{63} = 0$

Если лонжероны планов проходят неразрезно через центрoплан, то существует линейная зависимость между реакциями Z_{11} и Z_{51} ; Z_{13} и Z_{53} ; Z_{22} и Z_{42} ; Z_{23} и Z_{43} ; Z_{31} и Z_{61} ; Z_{32} и Z_{62} ; Z_{33} и Z_{63} ^{*)}.

Если точку закрепления диска из точки O перенести специально отыскиваемую точку O_1 , называемую нами центром деформации, то можно достигнуть разделения неизвестных в уравнениях 16, 17 и 18.

Вышеуказанный центр деформаций выбирается так, чтобы были удовлетворены условия:

$$Z_{13} = 0 \text{ (и как следствие } Z_{53} = Z_{61} = 0), Z_{23} = 0 \text{ (и как следствие } Z_{43} = Z_{62} = 0).$$

Реакция Z_{31} представляет собой сумму моментов, относительно точки O от сил, в плоскости диска появляющихся в шарнирах на диске, когда точке O_1 сообщено перемещение $Z_1 = 1$.

Реакция Z_{32} представляет собой сумму моментов относительно точки O от сил в плоскости диска, появляющихся в шарнирах на диске, когда точке O_1 сообщено перемещение $Z_2 = 1$.

Так как эти реакции равны нулю, когда за точку

*) Такая зависимость точно существует тогда, когда конструкция верхнего плана геометрически подобна конструкции нижнего плана.

моментов берется точка O_1 , то точка O_1 является центром тяжести сил Z_{31} и Z_{32} .

Изложенное определение центра деформаций относится к планам, не проходящим неразрезно через центрплан, и к планам, проходящим неразрезно через центрплан, но когда верхний и нижний план геометрически подобны. В противном случае необходимо центр деформаций отыскивать отдельно для левого и правого диска, исходя из таких условий:

для левого диска

$$Z_{31} = 0, Z_{35} = 0, Z_{32} = 0, Z_{34} = 0,$$

что равносильно отысканию центра тяжести сил, возникающих на контуре левого диска, когда единичное перемещение получают закрепления 1, 5, 2 и 4.

для правого диска

$$Z_{31} = 0, Z_{62} = 0,$$

что равносильно отысканию центра тяжести сил, возникающих на контуре правого диска от единичных смещений закреплений 1 и 2. После того, как закрепления из точки O перенесены в точку O_1 , уравнения 16, 17 и 18 переписываются в следующем виде:

$$Z_1 (Z_{11} + Z_{51}) + Z_{1p} = 0, \text{ откуда } Z_1 = - \frac{Z_{1p}}{Z_{11} + Z_{51}} \dots \dots \dots (19)$$

и аналогично,

$$Z_2 = - \frac{Z_{2p}}{Z_{22} + Z_{42}} \dots \dots \dots (20)$$

$$Z_3 = - \frac{Z'_{3p}}{Z'_{33} + Z'_{63}} \dots \dots \dots (21)$$

Реакции Z'_{3p} , Z'_{33} , Z'_{63} вычисляются в закреплениях, помещенных в центрах деформации.

Определивши перемещения Z_n , усилия в любом элементе планов вычисляем по уравнению, известному из расчета статически неопределимых систем, а именно:

$$S = S_p + Z_1 \cdot S_1 + Z_2 \cdot S_2 + Z_3 \cdot S_3 + Z_4 \cdot S_4 + Z_5 \cdot S_5 + Z_6 \cdot S_6 \dots \dots \dots (22)$$

Изложенное решает вопрос о расчете коробки биплана с жесткой стойкой.

Характер конструкции планов отображается в определении реакций от единичных смещений. Метод расчета коробки с двумя жесткими стойками распространяется и на биплан с любым количеством стоек. При этом соответственно увеличивается количество отбрасываемых перемещений Z_n .

Ход расчета коробки биплана с жесткой стойкой

1. Определение реакций $Z_{кит}$

В уравнениях 19-21 следует под Z_n понимать вертикальное перемещение, а под $Z_{кит}$ вертикальные реакции. Определивши вертикальные силы, передающиеся на диск, легко затем найти силы в плоскости диска, произведя соответствующее разложение вертикальной составляющей реакции (см. рис. 63).

Сообщая диску единичное смещение мы этим самым сообщаем единичное смещение всем точкам лонжеронов планов, в которых лонжероны крепятся к стойкам.

От единичных вертикальных и горизонтальных перемещений определяются те силы, которые планы передают на диск. При этом планы в целом и лонжероны в частности рассматриваются как статически-неопределимые конструкции.

Остановимся несколько подробнее на определении реакции от единичного поворота диска, например, реакции Z_{33} .

Пусть диск $ABCD$ (рис. 64) повернулся вокруг точки Q на некоторый угол θ , тогда точка A перейдет в положение A_1 , B в B_1 , C в C_1 , D в D_1 . Диск в целом займет положение $A_1B_1C_1D_1$, показанное пунктиром на рис. 64.

Перемещение AA_1 точки A разлагаем на составляющие по направлениям осей Z и Y (рис. 64).

$$AZ = AA_1 \sin \alpha = \rho_A \cdot \theta \sin \alpha$$

$$AY = AA_1 \cos \alpha = \rho_A \cdot \theta \cos \alpha$$

из рис. 64 следует $\rho_A \cdot \sin \alpha = Y_A$, $\rho_A \cdot \cos \alpha = Z_A$

Тогда $AZ = Y_A \cdot \theta$

$AY = Z_A \cdot \theta$

Если $\theta = 1$, то $AZ = Y_A$

$AY = Z_A$

Аналогичным образом находим, что координатные составляющие перемещения точки B равны Y_B и Z_B ; координатные составляющие точки C равны Y_C и Z_C ; координатные составляющие точки D равны Y_D и Z_D .

С помощью координатных составляющих перемещений точек A , B , C и D находим ^{те} же реакции, которые возникают в этих точках от единичного поворота точки Q .

Вводим обозначения:

$Z''^A, Z''^B, Z''^C, Z''^D$ — вертикальные реакции соответственно в точках A, B, C и D от вертикального единичного смещения диска M .

$Z_{22}^A, Z_{22}^B, Z_{22}^C, Z_{22}^D$ - горизонтальные реакции соответственно в точках A, B, C и D от горизонтального единичного смещения диска M .

Тогда координатные составляющие реакций в точках A, B, C и D от единичного поворота диска M вокруг точки O соответственно равны:

$$\left. \begin{aligned} A_y &= Z_A \cdot Z_{11}^A; & B_y &= Z_B \cdot Z_{11}^B; & C_y &= Z_C \cdot Z_{11}^C; & D_y &= Z_D \cdot Z_{11}^D \\ A_z &= Y_A \cdot Z_{22}^A; & B_z &= Y_B \cdot Z_{22}^B; & C_z &= Y_C \cdot Z_{22}^C; & D_z &= Y_D \cdot Z_{22}^D \end{aligned} \right\} \dots\dots (B)$$

Направление этих реакций от поворота диска по часовой стрелке показано на рис. 64.

Реакция Z_{33} представляет собой сумму моментов, определенных выше координатных составляющих реакций относительно точки O :

$$\begin{aligned} Z_{33} &= Z_A \cdot Z_{11}^A \cdot Z_A + Z_B \cdot Z_{11}^B \cdot Z_B + Z_C \cdot Z_{11}^C \cdot Z_C + Z_D \cdot Z_{11}^D \cdot Z_D + \\ &+ Y_A \cdot Z_{22}^A \cdot Y_A + Y_B \cdot Z_{22}^B \cdot Y_B + Y_C \cdot Z_{22}^C \cdot Y_C + Y_D \cdot Z_{22}^D \cdot Y_D \text{ или} \\ Z_{33} &= Z_A^2 \cdot Z_{11}^A + Z_B^2 \cdot Z_{11}^B + Z_C^2 \cdot Z_{11}^C + Z_D^2 \cdot Z_{11}^D + \\ &+ Y_A^2 \cdot Z_{22}^A + Y_B^2 \cdot Z_{22}^B + Y_C^2 \cdot Z_{22}^C + Y_D^2 \cdot Z_{22}^D \dots\dots (T) \end{aligned}$$

2. Определение центра деформаций.

3. Определение реакций $Z_{кр}$

Раньше чем приступить к определению этих реакций необходимо определить аэродинамическую нагрузку на верхний и нижний план. После чего конструкции планов рассматриваются нагруженными

Внешней нагрузкой на неподвижных закрепленных дисках. Лишние неизвестные в указанной конструкции планов определяются из тех канонических уравнений метода сил, которые применялись для определения лишних неизвестных в конструкции планов от единичных смещений закреплений дисков, но с заменой единичных смещений соответствующими грузовыми членами.

Согласно сделанному ранее замечанию, отысканию подлежат вертикальные и горизонтальные составляющие реакции $Z_{кр}$.

4. Определение усилий в элементах планов.

Когда найдены реакции $Z_{кр}$ и $Z_{кп}$, то определяют перемещения Z_n . После чего по формуле 22 определяют усилия в элементах планов.



Пример 2. Расчет бипланной коробки
типа Факнер.

Схему самолета см. рис. 65.

Данные самолета.

Тип - одноместный истребитель.	
Полетный вес	1680 кг
Максимальная скорость	340 км/час
Мощность мотора	480 л.с.
Площадь верхнего крыла	13,4 м ²
Площадь нижнего крыла	9,92 м ²
Общая площадь	23,32 м ²
Удельная нагрузка на крылья	72 кг/м ²
Коробка без доработки	-
Угол выноса	β 20°

Крылья.

Геометрические размеры верхнего и нижнего плана см. рис. 66 и 67.

Конструкция крыльев выполнена целиком из металла. Лонжероны стальные, нервюры и обшивка дюралевые. Обшивка выполнена из дюралевых листов толщиной $\delta = 0,8$ мм.

Профиль у верхнего и нижнего крыла одинаковый — „свагку“ постоянный по размаху. Лонжероны расположены у верхнего крыла на 51,2% и 60% хорды, у нижнего крыла на 9,5% и 59,5%.

Лонжероны.

Лонжероны верхнего и нижнего плана представляют собой неразрезные балки. Пояса лонжеронов —

хромомолибденовые трубы Т 25-23, стенки из листового дюрала, $\delta = 1$ мм. Сечение лонжерона принимается постоянным по размаху.

Т 25-23

δ мм	F мм ²	Y см ⁴	W см ³	Z мм
1	75,4	7,5438	7,435	7,49

Момент инерции переднего лонжерона верхнего крыла J_1 ,
(сечение лонжерона см. рис. 68)

Общая формула момента инерции

$$J = 2 \cdot (Y_0 + F a^2)$$

где J_0 - момент инерции трубы относительно собственной оси.

F - площадь поперечного сечения трубы

a - расстояние от нейтральной оси до оси трубы

$$J_1 = 2(0,5438 + 0,754 \cdot 6,25^2) = 60 \text{ см}^4$$

Момент инерции заднего лонжерона верхнего крыла J_2 -
сечение лонжерона см. рис. 69

$$J_2 = 2(0,5438 + 0,754 \cdot 5^2) = 38,8 \text{ см}^4$$

Момент инерции переднего лонжерона нижнего крыла J_3 -
сечение лонжерона см. рис. 70

$$J_3 = 2(0,5438 + 0,754 \cdot 6^2) = 54 \text{ см}^4$$

Момент инерции заднего лонжерона нижнего крыла J_4 -
сечение лонжерона см. рис. 71

$$J_4 = 2(0,5438 + 0,754 \cdot 4,75^2) = 35 \text{ см}^4$$

Модуль упругости для хромомолибденовой стали

$$E = 2,04 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2.$$

Размеры.

$$L = 8,4 \text{ м}$$

$$L' = 7,24$$

$$e_1 = 2,52 \text{ м}$$

$$e'_1 = 2,52 \text{ м}.$$

$e_2 = 0.84$ $e_2' = 0.68 \text{ м}$

$f = 1.68 \text{ м}$ $f' = 0.84 \text{ м}$

$H = 1.8 \text{ м}$ $h' = 0.74 \text{ м}$

$h = 0.74 \text{ м}$ $c = 0.65 \text{ м}$

Определение реакций в закрепленииа 1 и 4 от вертикального единичного смещения закреплениа.

Определение Z_{11}

$Z_{11} = Z_{11}^a + Z_{11}^{a'} + Z_{11}^d + Z_{11}^{d'}$

Z_{11}^a - реакция, передающаяся на диск от переднего лонжерона верхнего крыла. Z_{11}^d определяем из расчета переднего лонжерона как трехпролетной неразрезной балки методом сил, приняв за неизвестные моменты на опорах B и C (см. рис. 72).

$X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + \delta_{1p} = 0$ $\delta_{1p} = -\frac{1}{e_1}$

$X_2 \delta_{22} + X_2 \delta_{22} + \delta_{2p} = 0$ $\delta_{2p} = 0$

$X_2 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} = \frac{1}{e_1}$

$X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} = 0$

$X_1 = \frac{\frac{1}{e_1} \delta_{22}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2} \dots \dots \dots (1)$ $X_2 = \frac{-\frac{1}{e_1} \delta_{21}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2} \dots \dots \dots (2)$

перемещения $\delta_{11}, \delta_{22}, \delta_{12} = \delta_{21}$ определяем по правилу Верещагина.

Данные заимствуем из рис. 73.

$\delta_{11} = \sum_1^3 \int_0^s \frac{M_1^2 ds}{E J_1} = \frac{f}{3E J_1} + \frac{e_1}{3E J_1}$

$\delta_{12} = \delta_{21} = \sum_1^3 \int_0^s \frac{M_1 M_2 ds}{E J_1} = \frac{f}{6E J_1}$

$\delta_{22} = \sum_1^3 \int_0^s \frac{M_2^2 ds}{E J_1} = \frac{e_1}{3E J_1} + \frac{f}{3E J_1} = \delta_{11}$

$$x_1 = \frac{\frac{1}{e} \delta_{22}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2} = \frac{\frac{1}{e_1} \left[\frac{p}{3EY_1} + \frac{e_1}{3EY_2} \right]}{\left[\frac{p}{3EY_1} + \frac{e_1}{3EY_2} \right] \left[\frac{e_1}{3EY_1} + \frac{p}{3EY_2} \right] - \left[\frac{p}{6EY} \right]^2}$$

$$z_{II}^D = \frac{x_1}{e} = \frac{\frac{p+e_1}{3EY}}{e_1 \left[\frac{(p+e_1)^2}{9(EY_1)^2} - \frac{p^2}{36(EY)^2} \right]} =$$

$$= \frac{(p+e_1) 12EY_1}{e_1^2 [4(e_1+p)^2 - p^2]} =$$

$$= \frac{12EY_1}{e_1^2 \left[4(e_1+p) - \frac{p^2}{e_1+p} \right]} \dots \dots \dots (3)$$

$Y = 60 \text{ cm}^4; \quad e_1 = 252 \text{ cm}; \quad p = 168 \text{ cm}; \quad E = 2.04 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2$

$$z_{II}^D = \frac{12 \cdot 2.04 \cdot 10^6 \cdot 60}{252^2 \cdot \left[4(252+168) - \frac{168^2}{252+168} \right]} = 14.4 \text{ кг/см}$$

$$x_1 = 14.4 \cdot 252 = 3622.8 \text{ кг}$$

Аналогичным образом определяем $z_{II}^{D'}$; z_{II}^d ; $z_{II}^{d'}$.

Воспользуемся уже выведенной формулой (3)

$$z_{II}^{D'} = \frac{12EY_2}{e_1^2 \left[4(e_1+p) - \frac{p^2}{e_1+p} \right]} = \frac{12 \cdot 2.04 \cdot 10^6 \cdot 33.8}{252^2 \cdot \left[4(252+168) - \frac{168^2}{252+168} \right]} = 9.3 \text{ кг/см}$$

$$z_{II}^d = \frac{12EY_3}{(e_1')^2 \left[4(e_1'+p_1') - \frac{(p_1')^2}{e_1'+p_1'} \right]} = \frac{12 \cdot 2.04 \cdot 10^6 \cdot 54}{252^2 \cdot \left[4(252+84) - \frac{84^2}{252+84} \right]} =$$

$$= 15.8 \text{ кг/см}$$

$$z_{II}^{d'} = \frac{12EY_4}{e_1'^2 \left[4(e_1'+p_1') - \frac{(p_1')^2}{e_1'+p_1'} \right]} = \frac{12 \cdot 2.74 \cdot 10^6 \cdot 35}{252^2 \cdot \left[4(252+84) - \frac{84^2}{252+84} \right]} =$$

$$= 10.3 \text{ кг/см}$$

$$z_{II} = z_{II}^D + z_{II}^{D'} + z_{II}^d + z_{II}^{d'} = 14.4 + 9.3 + 15.8 + 10.3 = 49.8 \text{ кг/см}$$

Определение Z_{41}

$$Z_{41} = Z_{41}^A + Z_{41}^{A'} + Z_{41}^a + Z_{41}^{a'}$$

$$Z_{41}^A = Z_{14}^D; Z_{41}^{A'} = Z_{14}^{D'}; Z_{41}^a = Z_{14}^d; Z_{41}^{a'} = Z_{14}^{d'};$$

$$Z_{52}^A = Z_{25}^D; Z_{52}^{A'} = Z_{25}^{D'}; Z_{52}^a = Z_{25}^d; Z_{52}^{a'} = Z_{25}^{d'}$$

$$Z_{41}^A = \frac{x_2}{e_1} = \frac{-\delta_{21}}{e_1 [\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2]} = \frac{-f \cdot 6EJ_1}{e_1 [4(f+e_1)^2 - f^2]}$$

$$Z_{41}^{A'} = \frac{-6EJ_1}{e_1 [4 \frac{(f+e_1)^2}{f} - f^2]} \dots \dots \dots (4)$$

$$Z_{41}^A = \frac{-62,04 \cdot 10^6 \cdot 60}{252^2 \cdot [4 \frac{(125+168)^2}{168} - 168]} = 2,88 \text{ кг/см}$$

$$Z_{41}^{A'} = \frac{-6 \cdot 2,74 \cdot 10^5 \cdot 38,6}{[252^2 \cdot 4 \frac{(252+168)^2}{168} - 168]} = 1,68 \text{ кг/см}$$

$$Z_{41}^a = \frac{-52,04 \cdot 10^6 \cdot 54}{252^2 \cdot [4 \frac{(84+252)^2}{84} - 84]} = -1,96 \text{ кг/см}$$

$$Z_{41}^{a'} = \frac{-6 \cdot 2,04 \cdot 10^6 \cdot 35}{152^2 \cdot [4 \frac{(184+252)^2}{84} - 84]} = -1,27 \text{ кг/см}$$

$$Z_{41} = -(2,88 + 1,86 + 1,96 + 1,27) = -7,97 \text{ кг/см}$$

Определение реакций в закреплениях 2 и 5 от единичного смещения. закрепление 2.

При определении этой группы реакций в горизонтальной плоскости, рассматриваем верхние и нижние кривые как неразрезные трехпролетные двухпоясные балки с тонкой стенкой (см. рис. 74) верхняя и нижняя труба лонжерона принимаются совмещенными в один пояс

также совмещены верхняя и нижняя обшивка плана

Положим, что обшивка крыльев не потеряла устойчивости. За неизвестные принимаем опорные моменты, и определяем их по методу сил.

Определение δ_{22}

$$\delta_{22} = \delta_{22}^{\text{верхн.}} + \delta_{22}^{\text{нижн.}}$$

Верхнее крыло.

$$X_1 = \frac{\frac{1}{2} \delta_{22}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2}; \quad X_2 = \frac{-\frac{1}{2} \delta_{21}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2}$$

$$\delta_{22}^b = \frac{X_1}{e_1}; \quad \delta_{22}^s = \frac{X_2}{e_1}$$

Данные для определения перемещений заимствуем из рис. 26.76

$$\delta_{11} = \sum_0^s \int \frac{N_1^2 ds}{E_n F_n} + \sum_0^s \int \frac{Q_1^2 ds}{G_{ст} F_{ст}} \quad \text{или}$$

$$\delta_{11} = 2 \int_0^e \left(\frac{1-x}{f h} \right)^2 \frac{2 dx}{E_n (F_n) 2} + 2 \int_0^{e_1} \left(\frac{1-x}{e_1 h} \right)^2 \frac{2 dx}{E_n (F_n) 2} + \int_0^f \left(\frac{1}{f} \right)^2 \frac{dx}{G_{ст} (F_{ст}) 2} + \int_0^{e_1} \left(\frac{1}{e_1} \right)^2 \frac{dx}{G_{ст} (F_{ст}) 2} = \frac{1 \cdot f}{3 h^2 E_n F_n} + \frac{1 \cdot e_1}{3 h^2 E_n F_n} + \frac{1}{f G_{ст} F_{ст}} + \frac{1}{e_1 G_{ст} F_{ст}} \dots (5)$$

$$\delta_{22} = \sum_0^s \int \frac{N_2 ds}{E_n F_n} + \sum_0^s \int \frac{Q_2^2 ds}{G_{ст} F_{ст}} =$$

$$= \int_0^e \left(\frac{1-x}{h e_1} \right)^2 \frac{dx}{E_n F_n} + \int_0^e \left(\frac{1-x}{4 f} \right)^2 \frac{dx}{E_n F_n} + \int_0^e \frac{1}{e_1^2} \cdot \frac{dx}{G_{ст} (F_{ст}) 2} +$$

$$+ \int_0^e \frac{1}{f^2} \cdot \frac{dx}{G_{ст} (F_{ст}) 2} = \frac{e_1}{3 h^2 E_n F_n} + \frac{f}{3 h^2 E_n F_n} + \frac{1}{e_1 G_{ст} (F_{ст}) 2} +$$

$$+ \frac{1}{f G_{ст} (F_{ст}) 2} = \delta_{11}^{(*)}$$

(*) Определить перемещения δ_{22} и δ_{11} можно также по правилу Верещагина.

Для верхнего крыла:

$$l_1 = 252 \text{ см}; \quad f_1 = 168 \text{ см}; \quad h = 74 \text{ см};$$

$$F_n = 0,754 \text{ см}^2; \quad F_{cm} = 74 \cdot 0,08 = 5,92 \text{ см}^2$$

$$E_n = 2,04 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2; \quad G_{cm} = 2,7 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$$

$$\begin{aligned} \delta_{11} = \delta_{22} = & \frac{252}{3 \cdot 74^2 \cdot 2,04 \cdot 10^6 \cdot 0,754} + \frac{1}{252 \cdot 2,7 \cdot 10^5 \cdot 5,92 \cdot 2} + \\ & + \frac{2}{168 \cdot 2,7 \cdot 10^5 \cdot 5,92 \cdot 2} = 0,01975 \cdot 10^{-6} \end{aligned}$$

Для нижнего крыла:

$$l_1 = 252 \text{ см}; \quad f_1 = 84 \text{ см}; \quad h = 73 \text{ см};$$

$$F_n = 0,754 \text{ см}^2; \quad F_{cm} = 73 \cdot 0,08 = 5,84$$

$$E_n = 2,04 \cdot 10^6 \text{ кг/см}^2; \quad G_{cm} = 2,7 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$$

$$\begin{aligned} \delta_{11} = \delta_{22} = & \frac{252}{3 \cdot 73^2 \cdot 2,04 \cdot 10^6 \cdot 0,754} + \frac{1}{252 \cdot 2,7 \cdot 10^5 \cdot 5,84 \cdot 2} + \\ & + \frac{1}{84 \cdot 2,7 \cdot 10^5 \cdot 5,84} = 0,019 \cdot 10^{-6} \end{aligned}$$

$$\delta_{12} = \sum \int_0^l \frac{N_1 \cdot N_2 \cdot dx}{E_n \cdot F_n} + \sum \int_0^l \frac{Q_1 \cdot Q_2 \cdot ds}{G_{cm} \cdot F_{cm}}$$

$$N_1 = \frac{1 \cdot x}{f \cdot h}, \quad N_2 = \frac{1 \cdot (f-x)}{f \cdot h}, \quad Q_1 = \frac{1}{f}, \quad Q_2 = -\frac{1}{f}$$

$$\delta_{12} = 2 \int_0^f \frac{x(f-x) \cdot dx}{f^2 h^2 E_n (F_n) \cdot 2} - \int_0^f \frac{dx}{f^2 \cdot G_{cm} (F_{cm}) \cdot 2} =$$

$$= \frac{f \cdot f^2}{2 f^2 h^2 E_n F_n} - \frac{f^3}{3 f^2 h^2 E_n F_n} - \frac{f}{2 f^2 G_{cm} F_{cm}} =$$

$$= \frac{f}{2 h^2 E_n F_n} - \frac{f}{3 h^2 E_n F_n} - \frac{1}{2 f G_{cm} F_{cm}} =$$

$$= \frac{f}{6 h^2 E_n F_n} - \frac{1}{2 f G_{cm} F_{cm}} \dots \dots \dots (6)$$

Для верхнего кривла:

$$\sigma_{12} = \frac{168}{-6.74^2 \cdot 2.04 \cdot 10^5 \cdot 0.754} + \frac{1}{2.168 \cdot 2.7 \cdot 10^5 \cdot 5.96} = 0.0014 \cdot 10^{-6}$$

Для нижнего кривла:

$$\sigma_{12} = \frac{84}{6.73^2 \cdot 2.04 \cdot 10^5 \cdot 0.754} - \frac{1}{2.84 \cdot 2.7 \cdot 10^5 \cdot 5.84} = -0.0023 \cdot 10^{-6}$$

$$\tau_{22}^{\text{верх}} = \frac{\alpha_1}{e} = \frac{\frac{1}{e} \cdot \sigma_{22}}{e(\sigma_{11} \cdot \sigma_{22} - \sigma_{12}^2)} =$$

$$\frac{0.01975 \cdot 10^{-6}}{252^2 [(0.01975 \cdot 10^{-6})^2 - (0.0023 \cdot 10^{-6})^2]} = 8.23 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{22}^{\text{верх}} = \tau_{22}^d + \tau_{22}^{d'} = 8.23 \text{ кг/см}; \quad \tau_{22}^d = \tau_{22}^{d'} = 4.115 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{22}^{\text{ниж.}} = \frac{0.019 \cdot 10^{-6}}{252^2 [(0.019 \cdot 10^{-6})^2 - (0.0023 \cdot 10^{-6})^2]} = 7.48 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{22}^{\text{ниж.}} = \tau_{22}^d + \tau_{22}^{d'} = 7.48 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{22}^d = \tau_{22}^{d'} = 3.74 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{22} = \tau_{22}^{\text{верх}} + \tau_{22}^{\text{ниж.}} = 15.71 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{52}^{\text{верх}} = \frac{-\frac{1}{e} \cdot \sigma_{21}}{e(\sigma_{11} \cdot \sigma_{22} - \sigma_{12}^2)} =$$

$$= -\frac{0.0014 \cdot 10^{-6}}{252^2 [(0.01975 \cdot 10^{-6})^2 - (0.0023 \cdot 10^{-6})^2]} = -5.8 \text{ кг/см};$$

$$\tau_{52}^{\text{ниж.}} = \frac{-0.0023 \cdot 10^{-6}}{252^2 [(0.019 \cdot 10^{-6})^2 - (0.0023 \cdot 10^{-6})^2]} = 9.55 \text{ кг/см}$$

$$\tau_{52}^{\text{ниж.}} = \tau_{52}^d + \tau_{52}^{d'} = 9.55 \text{ кг/см};$$

$$\tau_{52}^d = \tau_{52}^{d'} = 4.75 \text{ кг/см};$$

$$\tau_{52} = \tau_{52}^{\text{верх}} + \tau_{52}^{\text{ниж.}} = 3.7 \text{ кг/см}$$

Определение центров деформации дисков.

Верхний и нижний план не представляют собой геометрически подобные конструкции (в этом можно убедиться хотя бы из того, что $\sigma_{12}^{\text{верх}} \neq \sigma_{12}^{\text{нижн}}$). Поэтому необходимо отыскивать отдельно центр деформации диска M и диска N .

Центр деформации диска M

Силы Z_{11}^i (и Z_{14}^i), Z_{22}^i (и Z_{25}^i), действующие в плоскости диска M представлены на рис. 77а

Координаты центра деформаций определяются из формулы

$$Z_0^M = \frac{(Z_{11}^d - Z_{14}^d) \cdot h (Z_{22}^d - Z_{25}^d) (h + c_1) + (Z_{22}^d - Z_{25}^d) \cdot c_1}{Z_{11} - Z_{14}} =$$

$$= \frac{(9,8 - 1,86) \cdot 0,74 + (10,3 - 1,27) \cdot (0,74 + 0,65) + (15,8 - 1,95) \cdot 0,65}{49,8 - 7,97} = 0,65 \text{ м.}$$

$$y_0^M = \frac{(Z_{22}^{\text{нижн}} - Z_{25}^{\text{нижн}}) \cdot H_1}{Z_{22} - Z_{25}} = \frac{(748 - 96) \cdot 1,8}{1571 - 4,75} = 0,85 \text{ м.}$$

Центр деформации диска N (силы, действующие в плоскости диска, представлены на рис. 77б)

$$Z_0^N = \frac{Z_{41}^N \cdot h + Z_{22}^N \cdot (h + c_1) + Z_{25}^N \cdot c_1}{Z_{41}} =$$

$$= \frac{1,86 \cdot 0,74 + 1,27 \cdot (0,74 + 0,65) + 1,96 \cdot 0,65}{7,97} = 0,78 \text{ м}$$

$$y_0^N = \frac{Z_{52}^{\text{нижн}} \cdot H_1}{Z_{52}} = \frac{9,55 \cdot 1,8}{3,7} = 4,64 \text{ м.}$$

Определение реакций в закреплениях Z_3 и Z_6 от единичного поворота закрепления Z_3 , помещенного в центре деформаций.

Z_{33}^i - реакция, возникающая в закреплении Z_3 при повороте этого закрепления на угол $Z_3 = 1$, равняется сумме моментов

относительно центра деформаций реакции диска Z_1' , возникших из контура диска от вышеуказанного поворота

$$Z_{33}' = Z_{11}^D (Z_0^M)^2 + Z_{11}^{D'} (h - Z_0^M)^2 + Z_{11}^d (h + c_1 - Z_0^M)^2 + Z_{11}^d (Z_0^M - c_1)^2 + \\ + Z_{22}^{\text{верх}} (Z_0^M)^2 + Z_{22}^{\text{ниж}} (H_1 - Z_0^M)^2 \text{ или}$$

$$Z_{33}' = 14,4 \cdot 0,65^2 + 9,3 (0,74 - 0,65)^2 + 10,3 (0,74 + 0,65 - 0,65) + \\ + 15,8 (0,65)^2 + 823 \cdot 0,85^2 - 748 \cdot 1,8 - 0,85)^2 = 1278 \text{ кг}$$

Z_{63}' - реакция, возникающая в закреплении Б от единичного поворота закреплении З . Эта реакция равна сумме моментов относительно центра диска М от сил, возникающих на контуре диска, от единичного поворота закреплении.

Реакцию Z_{63}' определяем по следующей формуле:

$$Z_{63} = Z_{41}^A \cdot Z_0^M \cdot Z_0^M + Z_{11}^{A'} (h - Z_0^M) / (h - Z_0^M) + Z_{41}^d (h + c_1 - Z_0^M) / (h + c_1 - Z_0^M) + \\ + Z_{11}^d (Z_0^M - c_1) / (Z_0^M - c_1) + Z_{52}^{\text{верх}} \cdot Z_0^M \cdot Z_0^M + Z_{52}^{\text{ниж}} (H_1 - Z_0^M) / (H_1 - Z_0^M) \text{ или}$$

$$Z_{63} = 2,88 \cdot 0,65 \cdot 0,73 + 1,27 \cdot (0,74 + 0,65 - 0,65) / 0,74 \cdot 0,65 - 0,73) + \\ + 5,8 \cdot 0,85 \cdot 4,64 + 9,5 (1,8 - 0,85) / 4,64 - 1,8) = 47,39 \text{ кг.}$$

Определение реакций Z_{1p} , Z_{2p} , Z_{3p} от внешней нагрузки. Расчет на случай $A_{кр}$.

Самолет относится к I группе военных самолетов. По нормам коэффициент перегрузки принимается для первой группы равным 12.

$$P_{кр} = n (G_{сам} - G_{кр.})$$

приняв $G_{кр} = 0,16 G_{сам}$, находим

$$P_{кр} = 12 (1680 - 0,16 \cdot 1680) = 18300 \text{ кг}$$

Распределение нагрузки между планами при угле выноса $\beta = 20^\circ$.

$$K = \frac{C_y^b}{C_y^n} = 1,21$$

Площадь крыльев: верхнего $13,4 \text{ м}^2$

нижнего $9,92 \text{ м}^2$

$$P_b = P_{кр} \cdot \frac{S_b \cdot K}{S_b \cdot K + S_n} = \frac{1,21 \cdot 13,4 \cdot 18300}{1,21 \cdot 13,4 + 9,92} = 11300 \text{ кг.}$$

$$P_n = P_{кр} \cdot \frac{S_n}{S_b \cdot K + S_n} = \frac{9992 \cdot 18300}{26,12} = 7000 \text{ кг.}$$

Разлагает нагрузку на нормальную к плоскостям планов и на лобовую (см. рис. 78)

$$N_b = P_b \cdot \cos \alpha = 11300 \cdot 0,99 = 11200 \text{ кг.}$$

$$T_b = P_b \cdot \sin \alpha = 11300 \cdot 0,139 = 1570 \text{ кг.}$$

Лобовая нагрузка на 1 кв. м. верхнего крыла

$$\frac{1570}{8,4} = 187 \text{ кг/м.}$$

$$N_n = P_n \cdot \cos \alpha = 7000 \cdot 0,99 = 6930 \text{ кг.}$$

$$T_n = P_n \cdot \sin \alpha = 7000 \cdot 0,139 = 970 \text{ кг.}$$

Лобовая нагрузка на 1 кв. м. нижнего крыла

$$\frac{970}{7,24} = 135 \text{ кг/м}$$

Распределение N по лонжеронам (рис. 79 и 80)

Верхний план.

$$N_{b1} = \frac{N_b \cdot 0,44}{0,74} = 6650 \text{ кг.}$$

$$N_{b2} = \frac{N_b \cdot 7,3}{0,74} = 4550 \text{ кг.}$$

$$q_{b1} = \frac{6650}{8,4} = 800 \text{ кг/м}$$

$$q_{b2} = \frac{4550}{8,4} = 540 \text{ кг/м}$$

Нижний план

$$N_{H_1} = \frac{N_H \cdot 0,41}{0,73} = 3900 \text{ кг}$$

$$N_{H_2} = \frac{N_H \cdot 0,32}{0,73} = 3040 \text{ кг}$$

$$q_{H_1} = \frac{3900}{64} = 610 \text{ кг/м} \quad q_{H_2} = \frac{3040}{6,4} = 475 \text{ кг/м}$$

Определение реакции Z_{IP}

$$Z_{IP} = Z_{IP}^D + Z_{IP}^{D'} + Z_{IP}^d + Z_{IP}^{d'}$$

Реакцию Z_{IP} , возникающую на опоре D от внешней равномерно-распределенной нагрузки, определяем, решая балку уравнением трех моментов. Так как система и нагрузка симметричны, то опорные моменты попарно равны

$$M_2' = M_2, \quad M_1' = M_1 \quad (\text{см. рис. 90})$$

Уравнение трех моментов записываем так

$$M_1 l - 2M_1 (l + e_1) + M_2 e_1 = 6EJ \left(\frac{q e_1^3}{24EJ} + \frac{q l^3}{24EJ} \right)$$

$$M_2 = \frac{q e_2^2}{2} = \frac{800 \cdot 0,84^2}{2} = 282 \text{ кг/м}$$

$$M_1 = \frac{282 \cdot 2,52 + \frac{800^2}{4} (2,52^3 + 1,68^3)}{3 \cdot 1,68 + 2 \cdot 2,521} = 342 \text{ кг/м}$$

$$\text{Реакция } Z_{IP} = \frac{M_1}{e_1} - \frac{q e_1}{2} - \frac{q e_2^2}{2e_1}$$

$$= -\frac{q e_1}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1}$$

$$= -\frac{800 \cdot 2,52}{2} + \frac{342 - 282}{2,52} = -984 \text{ кг}$$

(направлена вниз)

Реакции $Z_{1p}^{D'}$, Z_{1p}^d и $Z_{1p}^{d'}$ определяем таким же путем
Задний лонжерон верхнего крыла ($q = 540 \text{ кг/м}$)

$$M_1 = \frac{-M_2 e_1 + \frac{q}{4}(e_1^3 + f^3)}{3f + 2e_1}$$

$$M_2 = \frac{q e_2^2}{2} = \frac{540 \cdot 0,84^2}{2} = 190 \text{ кг/м.}$$

$$M_1 = \frac{-190 \cdot 2,52 + \frac{540}{4}(2,52^3 + 5,3^3)}{3 \cdot 1,68 + 2 \cdot 2,52} = 232 \text{ кг/м}$$

$$Z_{1p}^{D'} = \frac{q e_1}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1} = \frac{-540 \cdot 2,52 + 232 - 190}{2,52} = 664 \text{ кг.}$$

Передний лонжерон нижнего крыла ($q = 510 \text{ кг/м}$; на участке f' , $q = 0$)

$$M_1 = \frac{-M_2 e_1' + \frac{q}{4}(e_1')^3}{3f' + 2e_1'}$$

$$M_2 = \frac{q (e_2')^2}{2} = \frac{510 \cdot 0,68^2}{2} = 140 \text{ кг/м.}$$

$$M_1 = \frac{-140 \cdot 2,52 + \frac{510}{4} \cdot 2,52^3}{3 \cdot 0,84 + 2 \cdot 2,52} = 276 \text{ кг/м}$$

$$Z_{1p}^d = \frac{q e_1'}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1'} = \frac{-510 \cdot 2,52 + 276 - 140}{2,52} = -716 \text{ кг.}$$

Задний лонжерон нижнего крыла ($q = 475 \text{ кг/м}$; на участке f' , $q = 0$)

$$M_1 = \frac{-M_2 e_1' + \frac{q}{4}(e_1')^3}{3f' + 2e_1'}$$

$$M_2 = \frac{q e_2'^2}{2} = \frac{475 \cdot 0,68^2}{2} = 113 \text{ кг/м}$$

$$M_1 = \frac{113 \cdot 2,52 + \frac{475}{4} \cdot 2,52^3}{7,56} = 214 \text{ кг/м.}$$

$$\tau_{ip}^{d'} = \frac{qe_1}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1} = \frac{475 \cdot 2,52}{2} + \frac{214 - 113}{2,52} = -560 \text{ кг}$$

$$\begin{aligned} \tau_{ip} &= \tau_{ip}^D + \tau_{ip}^{D'} + \tau_{ip}^d + \tau_{ip}^{d'} \\ &= -(984 + 664 + 716 + 560) = -2924 \text{ кг} \end{aligned}$$

Определение реакции τ_{2p}

При определении реакции τ_{2p} рассматриваем крылья как неразрезные балки в горизонтальной плоскости. Поступаем, как и в предыдущем случае при определении τ_{ip} , т.е. применяем уравнение трех моментов.

Применение этих уравнений следует оговорить, т.к. при их применении мы отступаем от предыдущей расчетной схемы, т.е. от рассмотрения планов в горизонтальной плоскости, как двухпоясных балок с тонкой стенкой. Расчет неразрезной балки такого типа следует вести по каноническим уравнениям метода сил и определять перемещения, учитывая влияние изгибающих моментов и перерезающих сил. В уравнении трех моментов учитывается лишь влияние изгибающих моментов. Иначе говоря, опорные моменты от нагрузки следует определять также, как и выше от единичных смещений закрепленной с изменением лишь соответствующего грузового члена.

$$\tau_{2p} = \tau_{2p}^{\text{верх}} + \tau_{2p}^{\text{ниж.}}$$

Верхнее крыло ($q = 187 \text{ кг/м}$)

$$M_1 = \frac{-M_2 e_1 + \frac{q}{4}(e_1^3 + f^3)}{3f^2 + 2e_1}$$

$$M_2 = \frac{187 \cdot 0,84^2}{2} = 66 \text{ кг. м.}$$

$$M_1 = \frac{-66 \cdot 2,52 + \frac{137}{4} (2,52^3 + 1,68^3)}{3 \cdot 1,68 + 2 \cdot 2,52} = 80 \text{ кг/м.}$$

$$\tau_{2p}^{\text{верх}} = -\frac{q e_1}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1}$$

$$= \frac{-137 \cdot 2,52}{2} + \frac{80 - 66}{2,25} = -227 \text{ кг.}$$

$$\tau_{2p}^{\text{д}} + \tau_{2p}^{\text{д}'} = \frac{\tau_{2p}^{\text{верх}}}{2} = \frac{-227}{2} = -114 \text{ кг.}$$

Нижнее крыло ($q = 135 \text{ кг/м}$; на участке φ' , $q=0$)

$$M_1 = \frac{-M_2 e_1' + \frac{q}{4} (e_1')^3}{3 \varphi' + 2 e_1'}$$

$$M_2 = \frac{q (e_2')^2}{2} = \frac{135 \cdot 0,68^2}{2} = 31 \text{ кг/м.}$$

$$M_1 = \frac{-31 \cdot 2,52 + \frac{135}{4} 2,52^2}{8 \cdot 0,84 + 2 \cdot 2,52} = 61 \text{ кг.}$$

$$\tau_{2p}^{\text{ниж}} = -\frac{q e_1'}{2} + \frac{M_1 - M_2}{e_1'} = \frac{-135 \cdot 2,52}{2} + \frac{61 - 31}{2,52} = -158 \text{ кг.}$$

$$\tau_{2p}^{\text{д}} = \tau_{2p}^{\text{д}'} = \frac{\tau_{2p}^{\text{нижн.}}}{2} = \frac{-158}{2} = -79 \text{ кг.}$$

$$\tau_{2p} = \tau_{2p}^{\text{верх}} + \tau_{2p}^{\text{нижн.}} = -(227 + 158) = -385 \text{ кг}$$

Направление реакций τ_{1p} и τ_{2p} показано на рис. 8!

Определение реакции Z_{3p}

Реакция Z_{3p} представляет собой сумму моментов сил, возникших на контуре диска M от внешней нагрузки, относительно центра деформаций диска M .

В соответствии с рис. 81, находим:

$$Z_{3p} = Z_{1p}^D \cdot Z_0^M - Z_{1p}^{D'} (h - Z_0^M) - Z_{1p}^{d'} (h - Z_0^M + c_1) + Z_{1p}^d (Z_0^M - c_1) + Z_{2p}^{\text{Верх. } M} \cdot y_0^M - Z_{2p}^{\text{Нижн. } M} (h_1 - y_0^M) = 984 \cdot 0,65 - 664 (0,74 - 0,65) - 550 (0,74 \cdot 0,65 - 0,65) + 716 \cdot (0,65 - 0,65) + (227 \cdot 0,85 - 158) (1,8 - 0,5) = 414 \text{ кг см.}$$

Определение перемещения Z_1 , Z_2 и Z_3

$$Z_1 = \frac{-Z_{1p}}{Z_{11} + Z_{11}} = \frac{-2976}{49,8 - 7,97} = \frac{2976}{41,83} = -70,8 \text{ см.}$$

(прогиб ввверх)

Полученный результат свидетельствует о большом прогибе крыла в вертикальной плоскости в случае A кр;

$$Z_2 = \frac{-Z_{2p}}{Z_{22} + Z_{52}} = \frac{-385}{1571 + 3,7} = \frac{385}{1574,7} = -0,25 \text{ см.}$$

(прогиб в горизонтальной плоскости по полету)

$$Z_3 = \frac{-Z_{3p}}{Z_{33} + Z_{63}} = \frac{414}{1278 + 55,39} = -0,31$$

(Вращение против часовой стрелки).

После того, как определены перемещения Z усилия находятся по формуле (22) с использованием элпр от единичных смещений.

Пример 3

В этом примере рассматривается бипланная коробка с двумя

жесткими дисками в левом и правом крыле (рис. 82 и 83), в связи с чем увеличивается количество канонических уравнений, число которых доходит до 6, если производить расчет левого крыла, не учитывая влияния правого крыла. Уравнения эти не полные ввиду того, что реакции $\tau_{тх} = 0$, когда направление K перпендикулярно направлению π .

Кроме того, уравнения упрощаются за счет переноса точек закрепления дисков в центр деформации

В горизонтальной плоскости планы представляют собой формуленную конструкцию с неработающей обшивкой. Лонжероны в горизонтальной плоскости шарнирно прикреплены к центроплану.

Данные:

Назначение: истребитель

Полетный вес $G = 1685$ кг.

Максимальная скорость 340 км/час

Площадь крыльев 24 м²

Угол выноса $\beta = 15^\circ$

На рис. 84 представлена основная система левой консоли. Канонические уравнения метода деформаций полностью записываются в такой форме:

$$\left. \begin{aligned} Z_1 \tau_{11} + Z_2 \tau_{12} + Z_3 \tau_{13} + Z_4 \tau_{14} + Z_5 \tau_{15} + Z_6 \tau_{16} + \tau_{1p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{21} + Z_2 \tau_{22} + Z_3 \tau_{23} + Z_4 \tau_{24} + Z_5 \tau_{25} + Z_6 \tau_{26} + \tau_{2p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{31} + Z_2 \tau_{32} + Z_3 \tau_{33} + Z_4 \tau_{34} + Z_5 \tau_{35} + Z_6 \tau_{36} + \tau_{3p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{41} + Z_2 \tau_{42} + Z_3 \tau_{43} + Z_4 \tau_{44} + Z_5 \tau_{45} + Z_6 \tau_{46} + \tau_{4p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{51} + Z_2 \tau_{52} + Z_3 \tau_{53} + Z_4 \tau_{54} + Z_5 \tau_{55} + Z_6 \tau_{56} + \tau_{5p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{61} + Z_2 \tau_{62} + Z_3 \tau_{63} + Z_4 \tau_{64} + Z_5 \tau_{65} + Z_6 \tau_{66} + \tau_{6p} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (e)$$

Вследствии взаимной перпендикулярности направления 1 и 2, 4 и 5, 1 и 5, 2 и 4 реакции $\tau_{12} = \tau_{45} = \tau_{15} = \tau_{24} = 0$

Для того, чтобы обратились в нуль еще некоторые побоч-

ные реакции, необходимо закрепление дисков M и N перенести в их центр деформации.

1. Определение коэффициентов типа γ_{ii} и γ_{ik}

Предварительно приняты следующие сечения для лонжеронов

Передний лонжерон (см. рис. 85)

$$F = 165 \text{ см}^2 \quad J = 12750 \text{ см}^4 \quad E_{\text{сосны}} = 10^5 \text{ кг/см}^2$$

Задний лонжерон (см. рис. 86)

$$F = 120 \text{ см}^2 \quad J = 5720 \text{ см}^4$$

Лонжероны верхнего и нижнего плана одинаковые

1. Определение γ_{ii} ; γ_{ik} ; γ_{ij}

Рассматриваем передний лонжерон (см. рис. 87)

$$l = 156 \text{ см.}$$

$$J = 12750 \text{ см}^4$$

Основная система (см. рис. 88)

Перемещение определяем в соответствии с эпюрами моментов (см. рис. 89)

$$\delta_{11} = 2 \frac{1 \cdot l}{2EJ} \frac{l}{3} = \frac{2}{3} \frac{l}{EJ}$$

$$\delta_{22} = \frac{1 \cdot l}{2EJ} \frac{l}{3} = \frac{1}{3} \frac{l}{EJ}$$

$$\delta_{12} = \frac{1 \cdot l}{2EJ} \frac{1}{3} = -\frac{1}{6} \frac{l}{2EJ}$$

$$\begin{vmatrix} \delta_{11} & \delta_{12} \\ \delta_{12} & \delta_{22} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{2}{3} & -\frac{1}{6} \\ -\frac{1}{6} & \frac{1}{3} \end{vmatrix} \frac{l^2}{E^2 J^2} = \frac{7}{36} \frac{l^2}{E^2 J^2}$$

Из рис. 90: $\Delta'_{1P} = -\frac{1}{l}$; $\Delta'_{2P} = 0$

$$\begin{vmatrix} \Delta'_{1P} & \delta_{12} \\ -\Delta'_{2P} & \delta_{22} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{1}{l} & -\frac{1}{6} \frac{l}{EJ} \\ 0 & \frac{1}{3} \frac{l}{EJ} \end{vmatrix} = \frac{1}{3EJ}$$

$$\begin{vmatrix} \delta_{11} & -\Delta'_{1P} \\ \delta_{12} & -\Delta'_{2P} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{2}{3} & \frac{1}{l} \\ -\frac{1}{6} & 0 \end{vmatrix} \frac{l}{EJ} = \frac{1}{6EJ}$$

$$X_1' = \frac{1}{\frac{36}{7} \frac{EJ}{\rho^2}} = \frac{12}{7} \frac{EJ}{\rho^2} = \frac{12}{7} \frac{10^5 \cdot 12750}{156^2} = 90000 \text{ кг.}$$

$$X_2' = \frac{1}{\frac{36}{7} \frac{EJ}{\rho^2}} = \frac{6}{7} \frac{EJ}{\rho^2} = \frac{6}{7} \frac{10^5 \cdot 12750}{156^2} = 45000 \text{ кг/см.}$$

Обозначаем отношение моментов инерции заднего и переднего лонжеронов через α

$$\alpha = \frac{J_{\text{задн.}}}{J_{\text{перед.}}} = \frac{5720}{12750} = 0,45$$

$$\tau_n = 2 \frac{x_1(1+\alpha)}{\rho} = \frac{2 \cdot 9000 \cdot 1,45}{156} = 1670 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_{\text{ч1}} = - \frac{(2x_1 + x_2)(1+\alpha)}{\rho} = \frac{2 \cdot 28500 \cdot 1,45}{156} = 480 \text{ кг/см.}$$

Аналогичным образом определяем реакцию $\tau_{\text{ч4}}$. Из рис. 91

$$\Delta_{1P}'' = \frac{2}{\rho}; \quad \Delta_{2P}'' = \frac{1}{\rho}$$

$$\begin{vmatrix} -\Delta_{1P}'' & \delta_{12} \\ -\Delta_{2P}'' & \delta_{22} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} -\frac{2}{\rho} & -\frac{1}{6} \frac{\rho}{EJ} \\ -\frac{1}{\rho} & \frac{1}{3} \frac{\rho}{EJ} \end{vmatrix} = -\frac{5}{6} \frac{1}{EJ}$$

$$\begin{vmatrix} \delta_{11} & -\Delta_{1P}'' \\ \delta_{12} & -\Delta_{2P}'' \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \frac{2}{3} \frac{\rho}{EJ} & -\frac{2}{\rho} \\ -\frac{1}{6} \frac{\rho}{EJ} & -\frac{1}{\rho} \end{vmatrix} = -\frac{1}{EJ}$$

$$X_1 = - \frac{\frac{5}{6} \frac{1}{EJ}}{\frac{1}{36} \frac{EJ}{\rho^2}} = - \frac{30}{7} \frac{EJ}{\rho^2} = - \frac{30}{7} \frac{10^5 \cdot 12750}{156^2} = -22500 \text{ кг.}$$

$$X_2 = \frac{\frac{1}{EJ}}{\frac{1}{36} \frac{EJ}{\rho^2}} = - \frac{36}{7} \frac{EJ}{\rho^2} = - \frac{36}{7} \cdot \frac{10^5 \cdot 12750}{156^2} = 270000 \text{ кг.}$$

$$\tau_{\text{ч4}} = -2 \frac{(2x_1 + x_2)}{\rho} (1+\alpha) = 2 \frac{720000}{156} \cdot 1,45 = 18400 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_n = 2 \frac{x_1(1+\alpha)}{\rho} = -2 \frac{22500 \cdot 1,45}{156} = -4180 \text{ кг/см.}$$

Следовательно контрольное тождество $\tau_{\text{ч4}} = \tau_{\text{ч1}}$ - удовлетворительно.

2. Определение τ_{22} ; τ_{25} и τ_{55} .

Рассматриваем верхний план (см. рис. 92)

Длина расчалок

$$l_p = \sqrt{78^2 + 67,5^2} = 106 \text{ см.}$$

$$\cos \alpha = 0,64$$

Модул упругости материала расчалок

$$E_p = 2 \cdot 10^6$$

Сечение расчалок $f = 0,18 \text{ см}^2$

На рис. 93 представлена основная система в горизонтальной плоскости.

В каждом отсеке фермы заменяем диагональные расчалки стержнем того же сечения, что и расчалка и предполагаем, что стержень не теряет устойчивости.

Лишние неизвестные реакции промежуточных опор как и выше определяем из приводимых ниже канонических уравнений метода сил.

$$X_1 \delta_{11} + X_2 \delta_{12} + \Delta_{1p} = 0$$

$$X_1 \delta_{21} + X_2 \delta_{22} + \Delta_{2p} = 0 \dots$$

В целях сокращения вычислений при определении перемещений δ_{kt} и Δ_{kt} пренебрегаем деформациями горизонтальных поясов и вертикальных стоек. Получаемая при этом ошибка не превосходит - 5%.

Таблица к определению δ_{11} ; δ_{12} ; δ_{22} .

№ стержн.	N_1	N_2	N_1^2	N_2^2	$N_1 N_2$
1	1,56	1,56	2,44	2,44	2,44
2	-	1,56	2,44	2,44	2,44
3	-	0	2,44	0	0
4	-	0	2,44	0	0
Σ	-	-	9,76	4,88	4,88

$$\delta_{11} = \frac{\rho}{EF} \sum N_1^2 = \frac{106}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,13} \cdot 9,76 = 27,3 \cdot 10^{-4}$$

$$\delta_{12} = \frac{\rho}{EF} \sum N_1 N_2 = \frac{106}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,8} \cdot 4,88 = 13,65 \cdot 10^{-4}$$

$$\delta_{22} = \frac{\rho}{EF} \sum N_2^2 = \frac{106}{2,1 \cdot 10^6 \cdot 0,12} \cdot 4,88 = 13,65 \cdot 10^{-4}$$

Перемещения $\Delta_{1p} = 1$, $\Delta_{2p} = 0$, устанавливаются по рис. 94.

$$X_1 = 730 \text{ кг/см.}$$

$$X_2 = 730 \text{ кг/см.}$$

Так как верхний и нижний план тождественны по конструкции и размерам, то:

$$\tau_{22} = 2X_1 = 1460 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_{52} = 2X_2 = 1460 \text{ кг/см.}$$

Перемещения $\Delta''_{1p} = 0$ и $\Delta''_{2p} = 1$ установлены из рис. 95.

$$X_1 = 730 \text{ кг/см.}$$

$$X_2 = 1460 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_{25} = 2X_1 = -1460 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_{25} = \tau_{52}$$

$$\tau_{55} = 2X_2 = 2920 \text{ кг/см.}$$

3. Определение реакций τ_{25} , τ_{36} и τ_{66}

Геометрические данные для дисков:

$$h = 145 \text{ см.}$$

$$b = 67,5 \text{ см.}$$

$$a = 39 \text{ см.}$$

$$\beta = 15^\circ \quad (\text{см. рис. 96})$$

Центр деформации диска M определяется из условий:

$$\tau_{31} = 0; \tau_{32} = 0; \tau_{34} = 0; \tau_{35} = 0 \quad (\text{Л})$$

что равносильно определению центра тяжести сил, возникающих на контуре диска M от единичных смещений закреплений 1, 2, 4 и 5.

Центр деформаций диска M определяется из условий:

$$\tau_{61} = 0; \tau_{62} = 0; \tau_{64} = 0; \tau_{65} = 0 \quad (B)$$

что равносильно определению центра тяжести сил, возникающих на контуре диска M от единичных смещений закреплений 1, 2, 4 и 5.

Если условия A и B выполнены, то уравнения (e) переписываются в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} Z_1 \tau_{11} + Z_4 \tau_{14} + \tau_{1p} &= 0 \\ Z_1 \tau_{41} + Z_4 \tau_{44} + \tau_{4p} &= 0 \end{aligned} \right\} (e_1)$$

$$\left. \begin{aligned} Z_2 \tau_{22} + Z_5 \tau_{25} + \tau_{2p} &= 0 \\ Z_2 \tau_{52} + Z_5 \tau_{55} + \tau_{5p} &= 0 \end{aligned} \right\} (e_2)$$

$$\left. \begin{aligned} Z_3 \tau_{33} + Z_6 \tau_{36} + \tau_{3p} &= 0 \\ Z_3 \tau_{63} + Z_6 \tau_{66} + \tau_{6p} &= 0 \end{aligned} \right\} (e_3)$$

Силы, возникающие на контуре диска M от единичных смещений закреплений 1, 2, 4, 5 показаны на рис. 97

Среди этих сил мы различаем следующие группы:

а) вертикальные силы:

$$\tau_{11}^A; \tau_{11}^B; \tau_{11}^C; \tau_{11}^D; \tau_{14}^A; \tau_{14}^B; \tau_{14}^C; \tau_{14}^D$$

б) горизонтальные силы

$$\tau_{22}^{\text{верхн.}} \text{ и } \tau_{22}^{\text{нижн.}}; \tau_{25}^{\text{верхн.}} \text{ и } \tau_{25}^{\text{нижн.}}$$

Равнодействующая горизонтальных сил проходит через центр тяжести диска в силу полной симметрии верхнего и нижнего плана и горизонтальной плоскости. Стало быть координата

$$y_0 = \frac{h}{2} = \frac{145}{2} = 72,5,$$

а координату Z_0 находим из формулы:

$$Z_0 = \frac{\tau_{11}^B b + \tau_{11}^C a + \tau_{11}^D (a+b) + \tau_{14}^B b + \tau_{14}^C a + \tau_{14}^D (a+b)}{\tau_{11}^A + \tau_{11}^B + \tau_{11}^C + \tau_{11}^D + \tau_{14}^A + \tau_{14}^B + \tau_{14}^C + \tau_{14}^D}$$

$$\text{или } \bar{z}_0 = \frac{(\tau_{11}^B + \tau_{14}^B) b + (\tau_{11}^C + \tau_{14}^C) a + (\tau_{11}^D + \tau_{14}^D) (a+b)}{\tau_{11} + \tau_{14}}$$

Выше было установлено, что:

$$\tau_{11}^B = \frac{\alpha \cdot x_1}{\rho}; \quad \tau_{11}^C = \frac{x_1}{\rho}; \quad \tau_{11}^D = \frac{\alpha \cdot x_1}{\rho}$$

$$\tau_{14}^B = - \frac{(2x_1 + x_2) \alpha}{\rho} = - \frac{2,5 x_1 \cdot \alpha}{\rho}$$

$$\tau_{14}^C = - \frac{2,5 x_1}{\rho}$$

$$\tau_{14}^D = - \frac{2,5 x_1 \cdot \alpha}{\rho}$$

$$\text{Тогда } \bar{z}_0 = \frac{-1,5 \alpha b - 1,5 a - 1,5 \alpha (a+b)}{2(1+\alpha) - 2(1+\alpha) 2,5} = \frac{-3 \alpha b - 1,5 a (1-\alpha)}{-3(1+\alpha)}$$

или

$$\bar{z}_0 = \frac{a}{2} + b \frac{\alpha}{1+\alpha}$$

Для диска М

$$\bar{z}_0 = \frac{39}{2} 467,5 \cdot \frac{0,45}{1,45} = 40,5 \text{ см.}$$

Аналогичным образом определяются координаты центра деформаций для диска М. Координаты центра деформаций диска М совпадают по величине с соответствующими координатами диска М.

$$\text{Реакция } \tau_{33} = 9946000 \text{ кг/см.}$$

$$\text{Реакция } \tau_{66} = 33740000 \text{ кг/см.}$$

$$\text{Реакция } \tau_{36} = 13350000 \text{ кг/см.}$$

II. Определение коэффициентов типа τ_{ip} в канонических уравнениях

$$\underline{e_1, e_2, e_3}$$

Расчет выполняем на случай „А“ кр.

1. Определение разрушающей нагрузки.

$$P = p_A (G - G_{кр})$$

$G_{кр}$ — по статистическим данным принимаем равным 0,16 G

P_A - по нормам прочности = 13

$$P = 13 \cdot 0,84 \cdot 1680 = 18300$$

2. Распределение нагрузки по планам:

Коэффициент распределения:

$$K = \frac{S_{y \text{ верх.}}}{S_{y \text{ нижн.}}}$$

при $\beta = 15^\circ$

$$K = 1,15$$

$$S_B = S_H = 12 \text{ м}^2$$

$$P_{\text{верх.}} = P \frac{1}{K+1} = 18300 \frac{1}{2,15} = 9800 \text{ кг.}$$

$$P_{\text{нижн.}} = P \frac{1}{K+1} = 18300 \frac{1}{2,15} = 3500 \text{ кг.}$$

$$P_B = \frac{P_B}{S_B} = \frac{9800}{12} = 817 \text{ кг/м}^2$$

$$P_H = \frac{P_H}{S_H} = \frac{3500}{12} = 292 \text{ кг/м}^2$$

3. Распределение нагрузки от аэродинамических сил по

лонжеронам и нервюрам (см. рис. 98)

$$P_y = P \cos 8^\circ = 0,99 P$$

$$P_x = P \sin 8^\circ = 0,13 P$$

$$P_{y_1} = P \frac{0,3}{0,45} = 0,67 P$$

$$P_{y_2} = P \frac{0,15}{0,45} = 0,33 P$$

Таблица аэродинамических сил, передающихся на нервюры

и лонжероны верхнего плана.

№ нервюр	$\Delta F \text{ м}^2$	$P_{кр}$	P_x	P_y	P_{y_1}	P_{y_2}
1	0,585	492	64	487	327	160
2	1,17	984	128	974	654	320
3	1,17	-	-	-	-	-
4	1,17	-	-	-	-	-
5	1,17	-	-	-	-	-
6	0,602	506	66	601	336	165

ΔF - грузовая площадь, т.е. площадь крыла, с которой аэродинамическая нагрузка сосредотачивается на одну нервюру.

На рис. 98а грузовая площадь, приходящаяся на нервюру 3, заштрихована.

Таблица аэродинамических сил, передающихся на нервюры и лонжероны нижнего плана.

№ л. нервюры	$\Delta F \text{ м}^2$	$R_{\text{кр}}$	R_x	R_y	R_{y_1}	R_{y_2}
1	0,585	425	55	421	270	151
2	1,17	850	110	842	540	302
3	1,17	-	-	-	-	-
4	1,17	-	-	-	-	-
5	1,17	-	-	-	-	-
6	0,602	437	57	403	234	159

3. Определение χ_{1p} и χ_{2p}

Рассматриваем передний лонжерон верхнего полукрыла (рис. 99)

$$P_A = 327 \text{ кг.}$$

$$P = 654 \text{ кг.}$$

$$P_B = 336 \text{ кг.}$$

Лишние неизвестные X_1 и X_2 определяем из канонических уравнений метода сил.

Коэффициенты δ_{11} , δ_{12} и δ_{22} были нами определены ранее. Элюры моментов от внешней нагрузки и от единичных сил см. рис. 100.

$$M = P_B \frac{\ell}{2} = 336 \cdot 78 = 26200 \text{ кг/см.}$$

$$\begin{aligned} \Delta_{1p} &= \frac{\ell}{EJ} \frac{1}{2} M_B \left(1 - \frac{1}{3} \cdot 1 \right) \frac{P \ell^3}{4EJ} \left(1 + \frac{1}{2} \right) \\ &= \frac{\ell}{EJ} (131000 - 12750) = 350 \cdot \frac{\ell}{EJ} \end{aligned}$$

$$\Delta_{EP} = \frac{e}{6EJ} \cdot \frac{Pl}{4} \cdot 1,5 = 6370 \cdot \frac{e}{EJ}$$

$$x_1 = 4830 \text{ кг/см.}$$

$$x_2 = 2220 \text{ кг/см.}$$

$$\tau_{1p} = 1743 \text{ кг.}$$

$$\tau_{2p} = 1630 \text{ кг.}$$

4. Определение реакций τ_{ep} и τ_{sp} .

Рассматриваем верхний план (рис. 101)

$$P_A = 64 \text{ кг.}$$

$$P = 128 \text{ кг.}$$

$$P_B = 66 \text{ кг.}$$

$$N_{1p} = - \frac{4P + P_B}{\cos \alpha} = - \frac{512 + 66}{0,64} = -900 \text{ кг.}$$

$$N_{2p} = - \frac{450}{0,64} = -700 \text{ кг.}; \quad N_{3p} = - \frac{328}{0,24} = -508; \quad N_{4p} = - \frac{194}{0,64} = -303 \text{ кг.}$$

За лишние неизвестные принимаем реакции x_1 и x_2 в опорах 1 и 2 (рис. 102), осуществляемых дисками М и Л.

Реакции x_1 и x_2 определяем из канонических уравнений метода сил.

Коэффициенты δ_{11} , δ_{12} и δ_{22} уже определены выше.

Таблица к определению перемещений Δ_{1p} и Δ_{2p} .

№ стержней	N_1	N_2	N_p	$N_1 N_p$	$N_2 N_p$
1	1,55	1,56	900	1408	1408
2	-	1,56	700	1092	1092
3	-	0	508	805	0
4	-	0	303	473	0
Σ				3778	2500

$$\Delta_{1p} = \frac{P}{EF} \Sigma N_1 N_p = -3778 \frac{P}{EF}$$

$$\Delta_{2p} = \frac{p}{EF} \sum N_2 N_p = -2500 \frac{p}{EF}$$

$$X_1 = 260 \text{ кг.}$$

$$X_2 = 250 \text{ кг.}$$

$$Z_{2p} = -485 \text{ кг.}$$

$$Z_{5p} = -485 \text{ кг.}$$

5. Определение реакций Z_{3p} и Z_{6p}

Момент в закреплении 3 от горизонтальных составляющих аэродинамических сил.

$$M_{3p \text{ гориз.}} = -2640 \text{ кг/см.}$$

от вертикальных составляющих аэродинамических сил.

$$M_{3p \text{ верт.}} = -770 \text{ кг/см.}$$

$$\text{Реакция } Z_{3p} = M_{3p \text{ гор.}} + M_{3p \text{ верт.}} = -3410 \text{ кг/см.}$$

Момент в закреплении 6 от горизонтальных составляющих аэродинамических сил

$$M_{6p \text{ гор.}} = -2540 \text{ кг/см.}$$

от вертикальных составляющих аэродинамических сил:

$$M_{6p \text{ верт.}} = -770 \text{ кг/см.}$$

$$\text{Реакция } Z_{6p} = M_{6p \text{ верт.}} + M_{6p \text{ гор.}} = 3240 \text{ кг/см.}$$

II. Решение уравнений e_1, e_2, e_3 .

Результаты решения:

$$Z_1 = 6,5 \text{ см.} \quad Z_5 = 0,65 \text{ см.}$$

$$Z_4 = 2,1 \text{ см.} \quad Z_3 = 0,001$$

$$Z_2 = 1,4 \text{ см.} \quad Z_6 = 0,005$$

IV. Определение изгибающих моментов и осевых сил в элементах коробки.

Зная осевые силы и изгибающие моменты в элементах основной системы от внешней нагрузки и от единичных перемещений точек закрепления и зная действительные

перемещения точек закрепления можно найти усилия и изгибающие моменты в элементах системы, пользуясь формулами такого типа:

$$S = S_p + Z_1 S_1 + Z_2 S_2 + \dots + Z_n S_n$$

Таблица изгибающих моментов в лонжеронах коробки.

Лонжерон	Сечение	M_p	M_1	M_2	M_3	M_6	$M_{сум}$
Верхний передний	А	2220	287500	566500	1460	910	280670
	В	4830	575000	478100	2620	1830	107520
	С	26200					26200
Верхний задний	А	1110	129400	255200	440	250	127070
	В	3420	250000	213400	220	550	42250
	С	15100					15100
Нижний передний	А	1910	287500	566500	60	30	280280
	В	4150	575000	475400	110	50	105810
	С	22500					22500
Нижний задний	А	960	129400	255200	1070	670	127160
	В	2080	250000	213400	3140	270	46610
	С	11250					11250

Обозначения сечений А, В, С см. рис. 103.

Таблица усилий растяжения в расчалках панели А планка (см. рис. 104).

План	N_p	N_2	N_5	N_3	N_6	$N_{сум}$
Верхний	900	0	730	0	20	1630
Нижний	775	0	730	0	20	1505

Таблица осевых усилий в лонжеронах планов.

Лонжерон	N_p	N_2	N_5	N_3	N_6	$N_{сум}$
Верхний передний	2300	2360	0	123	0	4763

Продолж. таблицы см. на стр. 100

Лонжерон	N_1	N_2	N_5	N_3	N_6	$N_{сум}$
Верхний задний	-2964	-2360	0	-123	0	-5427
Нижний передний	1980	2360	0	123	0	4463
Нижний задний	-2320	-2360	0	-123	0	-4893

V. Проверка на прочность элементов коробки.

Проверка прочности полок лонжеронов.

В соответствии с предварительно принятыми сечениями лонжерона по графику, помещенному в справочнике по расчету с-та на прочность, находим коэффициенты формы:

для переднего лонжерона

$$\varphi = 0,8$$

для заднего лонжерона

$$\varphi = 0,84$$

$$K_{изг. пер.} = K_{изг.} \varphi = 600 \cdot 0,8 = 480 \text{ кг/см}^2$$

$$K_{изг. задн.} = 600 \cdot 0,84 = 505 \text{ кг/см}^2$$

$$K_{сжат.} = 400 \text{ кг/см}^2$$

Для верхнего заднего лонжерона

$$\sigma_{изг.} = \frac{M}{N} = \frac{127070 \cdot 9}{5720} = 200 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{сж.} = \frac{N}{F} = \frac{5427}{120} = 45 \text{ кг/см}^2$$

$$K_{вр.} = K_{изг.} - (K_{изг.} - K_{сж.}) \frac{\sigma_{сж.}}{\sigma_{изг.}} = 505 - (505 - 400) \frac{45}{200} = 482 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{изг.} + \sigma_{сж.} = 200 + 45 = 245 \text{ кг/см}^2 < K_{вр.}$$

Для верхнего переднего лонжерона

$$K_{разр.} = 600 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{\text{разр}} = \frac{M}{W} = \frac{280670 \cdot 16,5}{12750} = 363 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_p = \frac{4783}{165} = 29 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{\text{изв.}} + \sigma_{\text{раст.}} = 392 \text{ кг/см}^2 < \sigma_{\text{разр.}}$$

Проверка прочности расчалок

$$\sigma = \frac{N_{\text{max}}}{F} = \frac{1630}{0,18} = 910 \text{ кг/см}^2$$

*

*

*

§8. Мотоустановка под звездообразный мотор

Мотоустановка под звездообразный мотор представляет собой обычно пространственную стержневую конструкцию.

В большинстве случаев конструкция эта статически неопределима. В расчете мотоустановка рассматривается, как пространственная ферма с шарнирными узлами, крепление этой фермы к фюзеляжу также предполагается с помощью шаровых шарниров. Кольцо фермы предполагается абсолютно жестким и в расчете рассматривается, как элемент мотора, который передает нагрузку на ферму мотоустановки.

Принятая расчетная схема является результатом значительного упрощения действительной конструкции мотоустановки, т.к. в последней узлы не шарнирные, а жесткие (выполняются с применением сварки); крепление фермы мотоустановки к фюзеляжу производится не с помощью шаровых шарниров, а с помощью ушек и цилиндрических болтов; кольцо не является элементом мотора, когда оно крепится к карбюратору с помощью лапок (последнее имеет место в конструкциях, где применяются амортизационные средства для погашения колебаний от мотора)

Однако, принятая упрощенная расчетная схема допустима если иметь в виду, что расчетная нагрузка на мотоустановку

также не точна и преувеличена с целью учета влияния вибрации вибро-моторной группы.

В тех случаях, когда кольцо является элементом конструкции мотоустановки, мы расчет кольца и ферменной части мотоустановки будем производить отдельно. Иначе говоря взаимным влиянием упругости кольца и фермы на усилия в стержнях фермы мотоустановки и на усилиях в кольце мы пренебрегаем.

В результате чего расчет фермы мотоустановки сводится к расчету пространственной статически определимой или неопределимой фермы (в зависимости от количества стержней в ферме) и к расчету замкнутого кольца, нагруженного силами в своей плоскости и из своей плоскости.

Нагрузка эта создается силами передающимися от мотора на кольцо в местах крепления карбюратора к кольцу и реакциями, которые принимаются нами равными силам в стержнях ферменной части мотоустановки, найденным из расчета этой фермы.

Таким образом фактически пространственная конструкция разбита нами в расчете на пространственную ферму и плоское кольцо, пространственно нагруженное.

Принятая нами схема расчета кольца более проста, чем расчетная схема, где кольцо рассматривается расположенным на многих опорах и нагруженным аксиальными силами, (см. Еленевский „Расчет кольца на ²аксиальные нагрузки“. Вып. ЦАГИ №207-1935 г.)

В последнем случае кольцо представляет собой и внутренне и внешне статически неопределимую систему. Вследствие чего расчет значительно усложняется по сравнению с принятым нами, где кольцо является лишь внутренне

статически неопределимой системой (три лишних неизвестных от нагрузки в плоскости кольца и три лишних неизвестных от нагрузки из плоскости кольца. Решение на эти нагрузки производится раздельно).

Причем указанное усложнение вряд-ли себя оправдывает, т.к. в нем не учитывается фактическая конструкция опор кольца хотя наряду с этим учтена неразрезность кольца.

В принятой же нами расчетной схеме учета действительная конструкция опор, однако, реакции этих опор определены без учета деформации кольца, т.е. без учета того, что в точках, где кольцо крепится к стержням фермы, перемещения кольца равны упругой деформации стержней фермы.

Следует отметить, что при определении усилий в стержнях фермы мотоустановки внешняя нагрузка прикладывается в центре тяжести мотора, вследствие чего усилия в стержнях указанной фермы определяются, как результирующее от сил, лежащих в плоскости кольца и от аксиальных сил. Для расчета же кольца необходимо знать усилия в стержнях фермы раздельно от сил в плоскости кольца от аксиальных сил. Это обстоятельство необходимо предусмотреть в расчете ферменной части мотоустановки, определяя усилия в стержнях этой фермы раздельно от сил лежащих в плоскости кольца и от аксиальных сил.

Приводим окончательные формулы для определения лишних неизвестных в расчете кольца на аксиальные силы.

Перерезывающая сила

$$X_1 = \frac{-\Delta_{1P} \delta_{22} + \Delta_{2P} \delta_{21}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2}$$

$$\left. \begin{aligned}
 x_2 &= \frac{-\Delta_{1P}\delta_{11} + \Delta_{1P}\delta_{12}}{\delta_{11}\delta_{12} - \delta_{12}^2} \\
 x_3 &= -\frac{\Delta_{3P}}{\delta_{33}} \\
 \delta_{11} &= \frac{\pi r^3}{EJ} \left(1 + 3\frac{EJ}{GJ_p}\right) \\
 \delta_{22} &= \frac{\pi r^2}{EJ} \left(1 + \frac{EJ}{GJ_p}\right)
 \end{aligned} \right\} \delta_{33} = \delta_{22} \quad (A)$$

Коэффициенты Δ_{1P} ; Δ_{2P} ; Δ_{3P} зависят от внешней нагрузки

Вывод формулы (A), а также техника и детали расчета освещаются в нижеприведимом примере.

Пример 4. Расчет кольца моторамы на случай „А“ му

Внешние силы и усилия, передаваемые стержнями фермы на кольцо.

$$P_B = 9400 \text{ кг.}$$

$$P_2 = 1320 \text{ кг}$$

$$S_1 = S'_1 = -3116 \text{ кг.}$$

$$S_2 = S'_2 = -3262 \text{ кг.}$$

$$S_3 = S'_3 = 2675 \text{ кг.}$$

$$S_4 = S'_4 = 3174 \text{ кг.}$$

Схема кольца и силы, действующие на мотоустановку в случае „А“ му, представлены на рис. 105.

1. Расчет на силы, действующие в плоскости кольца.

Силы $P_{\text{верт}}$ переносим в центр тяжести кольца и раскладываем по четырем узлам (т.е. по четырем точкам а, в, с, d, через которые силы от мотора передаются на кольцо, см. рис. 106).

1) Вертикальная сила в узле „а“

а) от внешней силы $P_1 = \frac{P_B}{4} = \frac{9400}{4} = 2350 \text{ кг.}$

в) от усилия S_3 и S'_3

$$P_2 = P_3 = S_3 \frac{J_3}{\rho_3} = 2675 \cdot \frac{5,25}{60} = 235 \text{ кг}$$

$$P_a = P_1 - P_2 - P_3 = 2350 - 2 \cdot 235 = 1880 \text{ кг}$$

2) Вертикальная сила в узле „b“

а) от внешней силы $P_1 = 2350 \text{ кг}$

б) от усилия $S_2 - P_2 = S_2 \frac{J_2}{\rho_2} = \frac{3262 \cdot 37,5}{60} = 2060 \text{ кг}$

в) от усилия S_4

$$P_3 = S_4 \frac{J_4}{\rho_4} = \frac{3174 \cdot 37,5}{60} = 1980 \text{ кг}$$

$$P_b = 2350 - 2060 - 1980 = -1690 \text{ кг}$$

3) Вертикальная сила в узле „с“

а) от внешней силы - $P_1 = 2350 \text{ кг}$

б) от усилий S_1 и S_1'

$$P_2 = P_3 = S \frac{J_1}{\rho_1} = \frac{3116 \cdot 7,5}{55} = 425 \text{ кг}$$

$$P_c = P_1 - P_2 - P_3 = 2350 - 2 \cdot 425 = 1500 \text{ кг}$$

4) Вертикальная сила в узле „d“

а) от внешней силы $P = 2350 \text{ кг}$

б) от усилия S_2'

$$P_2 = S_2' \frac{J_2}{\rho_2} = \frac{3262 \cdot 37,5}{60} = 2060 \text{ кг}$$

в) от усилия S_4'

$$P_3 = S_4' \frac{J_4}{\rho_4} = \frac{3174 \cdot 37,5}{60} = 1980 \text{ кг}$$

$$P_d = 2350 - 2060 - 1980 = -1690 \text{ кг}$$

Проверка: силы находятся в равновесии.

Кольцо представляет из себя трижды статически неопределимую систему.

Основную систему выбираем, применяя перенос сил в упругий центр.

Основная система представлена на рис. 107.

Лишние неизвестные определяются по формулам

$$x_1 = -\frac{\Delta_{1p}}{\delta_{11}}; \quad x_2 = -\frac{\Delta_{2p}}{\delta_{22}}; \quad x_3 = -\frac{\Delta_{3p}}{\delta_{33}}$$

Определение коэффициентов δ_{11} , δ_{22} , δ_{33} .

$$\delta_{11} = \sum \int_0^s \frac{M_1^2 ds}{EJ}$$

Согласно рис. 108 $M_1 = 1$

$$ds = r d\varphi$$

$$\delta_{11} = \int_0^{2\pi} \frac{r d\varphi}{EJ} = \frac{2\pi r}{EJ}$$

$$\delta_{11} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 32,25}{EJ} = \frac{202}{EJ}$$

$$\delta_{22} = \sum \int_0^s \frac{M_2^2 ds}{EJ}$$

Согласно рис. 109 $M_2 = 1 \cdot x = r \cos \varphi$

$$\delta_{22} = 4 \int_0^{\pi/2} \frac{r^2 \cos^2 \varphi r ds}{EJ} \quad \delta_{22} = \frac{4r^3}{EJ} \int_0^{\pi/2} \cos^2 \varphi d\varphi$$

$$\delta_{22} = \frac{4r^3}{EJ} \frac{\pi}{4} = \frac{32,25^3 \cdot 3,14}{EJ} = \frac{105300}{EJ}$$

$$M_2 \max = 1 \cdot 2 = 32,25 \text{ кг/см.}$$

$$\delta_{33} = \sum \int_0^s \frac{M_3^2 ds}{EJ}$$

Согласно рис. 110 $M_3 = 1 \cdot y = r \sin \varphi$

$$\delta_{33} = 4 \int_0^{\pi/2} \frac{r^2 \sin^2 \varphi r d\varphi}{EJ} = \frac{4r^3}{EJ} \int_0^{\pi/2} \sin^2 \varphi d\varphi$$

$$\delta_{33} = \frac{4r^3 \pi}{EJ 4} = \frac{32,25^3 \cdot 3,14}{EJ} = \frac{105300}{EJ}$$

$$M_3 \max = 1 \cdot 2 = 32,25 \text{ кг/см.}$$

Определение грузовых членов Δ_{1p} , Δ_{2p} , Δ_{3p} .

Согласно рис. 111:

$$M_p^I = -P \cdot \bar{x}_1; \quad \bar{x}_1 = r - r \cos \varphi = r(1 - \cos \varphi);$$

$$M_p^{II} = P \cdot \bar{x}_2; \quad \bar{x}_2 = r \cos(\pi - \varphi) = r \cos \varphi;$$

$$M_P^{\bar{u}} = P_B \bar{x}_3;$$

$$\bar{x}_3 = r - r \cos(\varphi - \pi) = r(1 + \cos \varphi);$$

$$M_P^{\bar{v}} = -P_C \bar{x}_4;$$

$$\bar{x}_4 = r \cos(2\pi - \varphi) = r \cos \varphi;$$

$$M_P^{\bar{i}} = -P_B r (1 - \cos \varphi)$$

$$M_P^{\bar{ii}} = P_C r \cos \varphi$$

$$M_P^{\bar{iii}} = P_B r (1 + \cos \varphi)$$

$$M_P^{\bar{iv}} = -P_C r \cos \varphi$$

$$\begin{aligned} \Delta_{1P} &= \sum \int_0^s \frac{M_i M_P ds}{EJ} = - \int_0^{2\pi} \frac{1 \cdot P_B r (1 - \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} + \int_{\frac{3}{2}\pi}^{\frac{1}{2}\pi} \frac{1 \cdot P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} = \\ &= \int_{\frac{3}{2}\pi}^{2\pi} \frac{1 \cdot P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} + \int_{\pi}^{2\pi} \frac{1 \cdot P_B r (1 + \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} - \int_{\frac{3}{2}\pi}^{2\pi} \frac{1 \cdot P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} = \\ &= - \frac{P_B r^2}{EJ} (2\pi - 0) - \frac{P_C r^2}{EJ} (-2 + 1) + \frac{P_B r^2}{EJ} (2\pi - \pi) - \frac{P_C r^2}{EJ}; \end{aligned}$$

$$\Delta_{1P} = \frac{r^2}{EJ} (-P_B 2\pi + P_C + P_B \pi - P_C) = \frac{32,25^2}{EJ} (-2 \cdot 3,14 \cdot 1690 + 1810 + 3,14 \cdot 1690 - 1500) = \frac{5123960}{EJ}$$

$$\begin{aligned} \Delta_{2P} &= \sum \int_0^s \frac{M_2 M_P ds}{EJ} = - \int_0^{2\pi} \frac{r \cos \varphi P_A r (1 - \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} - \int_0^{2\pi} \frac{r \cos \varphi P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} - \\ &= \int_{\pi}^{2\pi} \frac{r \cos \varphi P_B r (1 + \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} - \int_{\frac{3}{2}\pi}^{2\pi} \frac{r \cos \varphi P_C \cos \varphi r d\varphi}{EJ} = - \frac{r^3}{EJ} P_A (0 - \pi) - \end{aligned}$$

$$- \frac{r^3}{EJ} P_A (\pi - \frac{\pi}{4}) - \frac{r^3}{EJ} P_B (0 + \pi - \frac{\pi}{2}) - \frac{r^3}{EJ} P_C (\pi - \frac{3}{4}\pi) = \frac{r^3 \pi}{EJ} (P_A - \frac{3}{4}P_B - \frac{1}{2}P_C - \frac{1}{4}P_C)$$

$$\Delta_{2P} = \frac{32,25^3 \cdot 3,14}{EJ} (1690 - \frac{3}{4} 1880 - \frac{1}{2} 1690 - \frac{1}{4} 1500) = - \frac{99002680}{EJ}$$

$$\begin{aligned} \Delta_{3P} &= \sum \int_0^s \frac{M_3 M_P ds}{EJ} = - \int_0^{2\pi} \frac{r \sin \varphi P_A r (1 - \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} + \int_{\frac{3}{2}\pi}^{2\pi} \frac{r \sin \varphi P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} + \\ &+ \int_{\pi}^{2\pi} \frac{r \sin \varphi P_B r (1 + \cos \varphi) r d\varphi}{EJ} + \int_{\frac{3}{2}\pi}^{2\pi} \frac{r \sin \varphi P_C r \cos \varphi r d\varphi}{EJ} = - \frac{r^3}{EJ} P_A (-1 + 1 + \frac{1}{4} - \frac{1}{4}) + \end{aligned}$$

$$+ \frac{r^3}{EJ} P_A (-\frac{1}{4} - \frac{1}{4}) + \frac{r^3}{EJ} P_B (-1 - 1 - \frac{1}{4} + \frac{1}{4}) + \frac{r^3}{EJ} P_C (-\frac{1}{4} - \frac{1}{4}) = - \frac{r^3}{EJ} (P_A 0 - P_B \frac{1}{2} - P_B 2 - P_C \frac{1}{2})$$

$$\Delta_{3P} = - \frac{32,25^3}{EJ} (-1880 \frac{1}{2} - 1690 \cdot 2 - 1500 \frac{1}{2}) = \frac{850222170}{EJ}$$

Определение лишних неизвестных.

$$x_1 = -\frac{\Delta_{1P}}{\delta_{11}} = \frac{5123960}{202} = 25366 \text{ кг/см.}$$

$$x_2 = -\frac{\Delta_{2P}}{\delta_{22}} = \frac{-99002630}{105300} = 940,2 \text{ кг}$$

$$x_3 = -\frac{\Delta_{3P}}{\delta_{33}} = -\frac{85028970}{105300} = -807,5 \text{ кг.}$$

Определение окончательных изгибающих моментов.

1) Сечение а

$$M_a = M_p^a + x_1 M_1^a + x_2 M_2^a + x_3 M_3^a$$

$$M_p^a = -P_d \gamma = -1690 \cdot 32,25 = -54500 \text{ кг/см.}$$

$$M_a = -54500 + 25366 \cdot 1 + 940,2 \cdot 0 - 807,5 \cdot 32,25 = -55176 \text{ кг/см.}$$

2) Сечение б

$$M_b = M_p^b + x_1 M_1^b + x_2 M_2^b + x_3 M_3^b$$

$$M_p^b = P_a \cdot 2\gamma + P_d \gamma = -1690 \cdot 2 \cdot 32,25 + 1830 \cdot 32,25 = -48400 \text{ кг/см.}$$

$$M_b = -48400 + 25366 \cdot 1 + 940,2 \cdot 32,25 - 807,5 \cdot 0 = 6479 \text{ кг/см.}$$

Моменты в точках с и d определяются из симметрии.

Т. Расчет на силы, действующие из плоскости кольца.

Определение сил, приложенных в узлах.

Силы, действующие на кольцо представлены на рис. 112 *)

Горизонтальная сила R_2 раскладывается по четырем узлам.

$$P_1 = \frac{R_2}{4} = \frac{1320}{4} = 330 \text{ кг.}$$

Момент, который образуется при переносе силы $R_2 = 9410 \text{ кг.}$

В центр тяжести кольца, вызывает реакции в узлах „а“ и „с“

$$R = \frac{9400 \cdot 32}{64,5} = 4660 \text{ кг.}$$

Сила, действующая в узле „а“

$$P_a = P_1 - P + 2S_3 \frac{x_3}{\rho_3} = 330 - 4660 + 2 \cdot 2675 \frac{48}{60} = -50 \text{ кг.}$$

*) Усилия в стержнях фермы совпадают с усилиями от силы $P_{вер}$ в плоскости кольца. Это совпадение следует рассматривать, как принятое только в рассматриваемом примере.

Сила, действующая в узле „в“

$$P_B = P_1 + S_4 \frac{x_4}{l_4} - S_2 \frac{x_2}{l_2} = 330 + 3174 \frac{48}{60} - 3262 \frac{48}{60} = 260 \text{ кг.}$$

Сила, действующая в узле „с“

$$P_C = P_1 + R - 2 S_1 \frac{x_1}{l_1} = 330 - 4660 - 2 \cdot 3116 \frac{48}{55} = 470 \text{ кг.}$$

Сила, действующая в узле „d“

$$P_D = P_1 + S_4' \frac{x_4}{l_4} - S_2' \frac{x_2}{l_2} = 330 + 3174 \frac{48}{60} - 3262 \frac{48}{60} =$$

Проверка: силы находятся в равновесии *)

Основная система представлена на рис. 113

Канонические уравнения метода сил:

$$\left. \begin{aligned} x_1 \delta_{11} + x_2 \delta_{12} + x_3 \delta_{13} + \Delta_{1P} &= 0 \\ x_1 \delta_{21} + x_2 \delta_{22} + x_3 \delta_{23} + \Delta_{2P} &= 0 \\ x_1 \delta_{31} + x_2 \delta_{32} + x_3 \delta_{33} + \Delta_{3P} &= 0 \end{aligned} \right\} (A_1)$$

x_1 - перерезывающая сила

x_2 - крутящий момент

x_3 - изгибающий момент

Определение эпюр изгибающих и крутящих моментов от единичных сил.

1. Эпюры моментов от силы $x_1 = 1$

$$M_1 = 1 \cdot X; \quad \frac{X}{\sin \varphi} = \frac{\tau}{\sin(90 - \frac{\varphi}{2})}$$

$$X = \frac{\tau \sin \varphi}{\cos \frac{\varphi}{2}} = \frac{2\tau \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\varphi}{2}}{\cos \frac{\varphi}{2}}; \quad X = 2\tau \sin \frac{\varphi}{2} \quad M_1 = 2\tau \sin \frac{\varphi}{2}$$

$$M_1^{432} = M_1 \cos \frac{\varphi}{2} = 2\tau \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} = \tau \sin \varphi$$

$$\partial \partial \tau^{кр} = M_1 \cos(90 - \frac{\varphi}{2}) = 2\tau \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} = \tau(1 - \cos \varphi)$$

На рис. 114 представлены эпюры M_1^{432} и $\partial \partial \tau^{кр}$.

Из уравнений моментов M_1^{432} и $\partial \partial \tau^{кр}$, находим:

*) К этим силам необходимо еще присоединить скручивающие моменты возникающие за счет внецентренного расположения точек а, в, с, d. В рассматриваемом примере указанные скручивающие моменты положены равными нулю.

Изгибающий момент в точке а: $M_1^a = -\tau$

Изгибающий момент в точке б: $M_1^b = 0$

Крутящий момент в точке а: $\partial \tau_1^a = \tau$

Крутящий момент в точке б: $\partial \tau_1^b = 2\tau$

2. Эпюры моментов от силы $X_2 = 1$.

$$M_2 = 1$$

$$M_2^{43} = M_2 \sin \varphi = \sin \varphi; \quad \partial \tau_2^{кр} = M_2 \cos \varphi = \cos \varphi.$$

На рис. 115 представлены эпюры M_2^{432} и $\partial \tau_2^{кр}$

3. Эпюры моментов от силы $X_3 = 1$

$$M_3 = 1$$

$$M_3^{43} = M_3 \cos \varphi = \cos \varphi; \quad \partial \tau_3^{кр} = M_3 \sin \varphi = \sin \varphi$$

Из формул: M_3^{43} и $\partial \tau_3^{кр}$, находим:

$$M_3^a = 1; \quad M_3^b = 0; \quad \partial \tau_3^a = -1; \quad \partial \tau_3^b = 0$$

На рис. 116 представлены эпюры $\partial \tau_3^{кр}$ и M_3^{432}

1. Эпюры изгибающих и крутящих моментов от внешних сил:

Обозначения см. рис. 117.

1. Эпюры моментов от силы P_d :

$$M_p^I = P_d \cdot x_1 = P_d \cdot 2\tau \sin \frac{\varphi}{2}$$

$$M_{p432}^I = M_p^I \cos \frac{\varphi}{2} = P_d \cdot \tau \sin \varphi$$

$$\partial \tau_{pкр}^I = M_p^I \sin \frac{\varphi}{2} = P_d \cdot \tau (1 - \cos \varphi)$$

Значение моментов в точке „а“

$$M_p^I = P_d \cdot \tau \quad \partial \tau_{pкр}^I = P_d \cdot \tau$$

Значение моментов в точке „б“

$$M_p^I = 0 \quad \partial \tau_{pкр}^I = -P_d \cdot 2\tau \quad (\text{см. рис. 118})$$

2. Эпюры моментов от силы P_a , рис. 124.

$$M_{pa}^{II} = P_a x_2 = P_a \cdot 2\tau \sin \left(\frac{\varphi - 90}{2} \right)$$

$$M_{p432}^{II} = M_{pa}^{II} \cos \left(\frac{\varphi - 90}{2} \right) = P_a \cdot \tau \sin (\varphi - 90) = -P_a \tau \cos \varphi$$

$$\partial \tau_{pкр}^{II} = M_{pa}^{II} \sin \left(\frac{\varphi - 90}{2} \right) = P_a \tau [1 - \cos (\varphi - 90)] = P_a \tau (1 - \sin \varphi)$$

Эпюры M_{p432}^{II} и $\partial \tau_{pкр}^{II}$ представлены на рис. 119.

В сечении „а“

$$M_{P_{u3}}^{\bar{II}} = 0; \quad \partial \partial \tau_{P_{kp}}^{\bar{II}} = 0$$

В сечении „Б“

$$M_{P_{u3}}^{\bar{I}} = P_a \tau; \quad \partial \partial \tau_{P_{kp}}^{\bar{I}} = -P_a \tau$$

3. Эпюры моментов от силы P_B .

$$M_P^{\bar{II}} = P_B X_3 = P_B 2\tau \sin\left(\frac{\varphi - \pi}{2}\right)$$

$$M_{P_{u3}}^{\bar{II}} = M_P^{\bar{II}} \cos\left(\frac{\varphi - \pi}{2}\right) = P_B \tau \sin(\varphi - \pi) = -P_B \tau \sin \varphi$$

$$\partial \partial \tau_{P_{kp}}^{\bar{II}} = M_P^{\bar{II}} \sin\left(\frac{\varphi - \pi}{2}\right) = P_B \tau [1 - \cos(\varphi - \pi)] = P_B \tau (1 + \cos \varphi)$$

Эпюры $M_{P_{u3}}^{\bar{II}}$ и $\partial \partial \tau_{P_{kp}}^{\bar{II}}$ представлены на рис. 120.

4. Эпюры от силы P_C , рис. 121.

$$M_{kp}^{\bar{IV}} = P_C X_4 = P_C 2\tau \sin\left(\frac{\varphi - \frac{3}{2}\pi}{2}\right)$$

$$M_{P_{u3}}^{\bar{IV}} = M_{kp}^{\bar{IV}} \cos\left(\frac{\varphi - \frac{3}{2}\pi}{2}\right) = P_C \tau \sin\left(\varphi - \frac{3}{2}\pi\right) = -P_C \tau \cos \varphi$$

$$\partial \partial \tau_{P_{kp}}^{\bar{IV}} = M_{kp}^{\bar{IV}} \sin\left(\frac{\varphi - \frac{3}{2}\pi}{2}\right) = P_C \tau [1 - \cos\left(\varphi - \frac{3}{2}\pi\right)] = P_C \tau (1 + \sin \varphi)$$

Суммарный изгибающий и крутящий моменты на участке от $\frac{3}{2}\pi$ до 2π равны нулю, что служит проверкой.

Определение коэффициентов δ_{kt}

$$\begin{aligned} \delta_{11} &= \sum \int_0^s \frac{M_i^2 ds}{EJ} + \sum \int_0^s \frac{\partial \partial \tau_i^2 ds}{GJ_p} = 2 \int_0^{\pi} \frac{\tau^2 \sin^2 \varphi \tau d\varphi}{EJ} + \int_0^{2\pi} \frac{\tau^2 (1 - \cos \varphi)^2 \tau d\varphi}{GJ_p} = \\ &= \frac{\tau^3 \pi}{EJ} + \frac{3\tau^3 \pi}{GJ_p} = \frac{32,25^3 \cdot 3,14}{EJ} + \frac{3 \cdot 32,25^3 \cdot 3,14}{GJ_p} = \frac{105300}{EJ} \left(1 + \frac{EJ}{GJ_p} \cdot \frac{315300}{105300}\right) \end{aligned}$$

В рассматриваемом нами примере

$$J_p = 2J, \quad E = 2,1 \cdot 10^5; \quad G = 8,5 \cdot 10^5$$

$$\frac{EJ}{GJ_p} = \frac{1}{2} \cdot \frac{21}{8,5} = 1,24$$

Тогда

$$\delta_{11} = \frac{497016}{EJ}$$

В канонические уравнения подставляем перемещения уменьшенные в 100000 раз

$$\frac{1}{100000} \delta_{11} = \frac{4,97}{EJ}$$

$$4) \delta_{22} = 4 \int_0^{\pi/2} \frac{\sin^2 \varphi r d\varphi}{EJ} + 4 \int_0^{\pi/2} \frac{\cos^2 \varphi r d\varphi}{GJ_p} = \frac{4r}{EJ} \frac{\pi}{4} + \frac{4r}{GJ_p} \frac{\pi}{4} = \frac{2\pi r}{EJ}$$

$$3) \delta_{33} = 4 \int_0^{\pi/2} \frac{\cos^2 \varphi r d\varphi}{EJ} + 4 \int_0^{\pi/2} \frac{\sin^2 \varphi r d\varphi}{GJ_p} = \frac{\pi r}{EJ} + \frac{\pi r}{GJ_p} = \frac{2\pi r}{EJ}$$

$$4) \delta_{12} = 2 \int_0^{\pi} \frac{r \sin \varphi \sin \varphi r d\varphi}{EJ} - \int_0^{2\pi} \frac{r(1-\cos \varphi) \cos \varphi r d\varphi}{GJ_p} = \frac{r^2 \pi}{EJ} + \frac{\pi r^2}{GJ_p} = \frac{7325}{EJ}$$

$$\frac{1}{100000} \delta_{12} = \frac{0,07325}{EJ}$$

$$5) \delta_{13} = - \int_0^{2\pi} \frac{r \sin \varphi \cos \varphi r d\varphi}{EJ} + \int_0^{2\pi} \frac{r(1-\cos \varphi) \sin \varphi r d\varphi}{GJ_p} = \frac{r^2}{EJ} \frac{1}{4} 0 + \frac{r^2}{GJ_p} (0+0) = 0,$$

$$\delta_{23} = 0$$

Определение коэффициентов Δ_{kp} .

$$\Delta_{kp} = \sum \int_0^s \frac{M_k M_p ds}{EJ} + \sum \int_0^s \frac{\partial M_k \partial M_p ds}{GJ_p}$$

$$1) \Delta_{1p} = \frac{1}{EJ} \left[\int_0^{2\pi} r \sin \varphi P_a r \sin \varphi r d\varphi - \int_{\pi/2}^{2\pi} r \sin \varphi P_a r \cos \varphi r d\varphi + \int_{\pi}^{2\pi} r \sin \varphi P_b r \sin \varphi r d\varphi + \right.$$

$$\left. + \int_{\pi/2}^{2\pi} r \sin \varphi P_c r \cos \varphi r d\varphi \right] + \frac{1}{GJ_p} \left[\int_0^{2\pi} r(1-\cos \varphi) P_a r (1-\cos \varphi) r d\varphi - \right.$$

$$\left. - \int_{\pi/2}^{2\pi} r(1-\cos \varphi) P_a r (1-\sin \varphi) r d\varphi + \int_{\pi}^{2\pi} r(1-\cos \varphi) P_b r (1-\cos \varphi) r d\varphi - \right.$$

$$\left. - \int_{\pi/2}^{2\pi} r(1-\cos \varphi) P_c r (1+\sin \varphi) r d\varphi = \frac{1}{EJ} \left[P_a r^3 \pi + P_a r^3 \frac{1}{4} + \right.$$

$$\left. P_b r^3 \frac{\pi}{2} - P_c r^3 \frac{1}{4} \right] + \frac{1}{GJ_p} \left[3 P_a r^3 - P_a r^3 \left(3 \frac{\pi}{2} + 1 + 1 - \frac{1}{2} \right) + P_b r^3 \left(\pi + \frac{\pi}{2} \right) - P_c r^3 \left(\frac{\pi}{2} + 1 + \right. \right.$$

$$\left. + 1 + \frac{1}{2} \right) \right] = \frac{19881700}{EJ}$$

$$\frac{1}{100000} \Delta_{1p} = \frac{198,82}{EJ}$$

$$2) \Delta_{2p} = \frac{1}{EJ} \left[\int_0^{\pi} \sin \varphi P_d r \sin \varphi r d\varphi - \int_{\pi/2}^{2\pi} \sin \varphi P_a r \cos \varphi r d\varphi + \int_{\pi/2}^{2\pi} \sin \varphi P_b r \sin \varphi r d\varphi + \right.$$

$$\left. + \int_{\pi/2}^{2\pi} \sin \varphi P_c r \cos \varphi r d\varphi \right] + \frac{1}{GJ_p} \left[- \int_0^{2\pi} \cos \varphi P_a r (1-\cos \varphi) r d\varphi - \int_{\pi/2}^{2\pi} \cos \varphi P_a r (1-\sin \varphi) r d\varphi + \right.$$

$$+ \int_0^{2\pi} \cos \varphi P_B r (1 + \cos \varphi) r d\varphi + \int_{\frac{\pi}{2}}^{2\pi} \cos \varphi P_C r (1 + \sin \varphi) r d\varphi = \frac{\pi r^2}{EJ} 285 + \frac{1}{GJ_p} [16 r^2 \pi -$$

$$- (1 + \frac{1}{2}) P_A r^2 + \frac{\pi}{2} P_B r^2 + (1 - \frac{1}{2}) P_C r^2] = \frac{2845440}{EJ}$$

$$\frac{1}{100000} \Delta_{2p} = \frac{28,45}{EJ}$$

$$3) \Delta_{3p} = \frac{1}{EJ} \left[- \int_0^{2\pi} \cos \varphi P_A r \sin \varphi r d\varphi - \int_{\frac{\pi}{2}}^{2\pi} \cos \varphi P_A r \cos \varphi r d\varphi - \int_{\pi}^{2\pi} \cos \varphi P_B r \sin \varphi r d\varphi + \right.$$

$$\left. + \int_{\frac{\pi}{2}}^{2\pi} \cos \varphi P_C r \cos \varphi r d\varphi \right] + \frac{1}{GJ_p} \left[\int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin \varphi P_A r (1 - \cos \varphi) r d\varphi - \int_{\frac{\pi}{2}}^{\pi} \sin \varphi P_A r (1 - \sin \varphi) r d\varphi - \right.$$

$$\left. - \int_{\pi}^{2\pi} \sin \varphi P_B r (1 + \cos \varphi) r d\varphi + \int_{\frac{\pi}{2}}^{2\pi} \sin \varphi P_C r (1 + \sin \varphi) r d\varphi \right] = \frac{1018160}{EJ}$$

$$\frac{1}{100000} \Delta_{3p} = \frac{10,18}{EJ}$$

Так как $\delta_{13} = \delta_{31} = 0$, то уравнения (А) переписываются в следующем виде:

$$x_1 \delta_{11} + x_2 \delta_{12} + \Delta_{1p} = 0 \quad (a)$$

$$x_1 \delta_{21} + x_2 \delta_{22} + \Delta_{2p} = 0 \quad (б)$$

$$x_3 \delta_{33} + \Delta_{3p} = 0 \quad (в)$$

Из уравнения в находим:

$$x_3 = - \frac{\Delta_{3p}}{\delta_{33}}$$

Совместное решение уравнений а, б, в, приводит к следующим результатам:

$$x_1 = \frac{-\Delta_{1p} \delta_{22} + \Delta_{2p} \delta_{12}}{\delta_{11} \delta_{22} - \delta_{12}^2}$$

$$x_2 = \frac{\Delta_{2p} \delta_{11} + \Delta_{1p} \delta_{12}}{\delta_{11} \delta_{12} - \delta_{12}^2}$$

Подставив вышенайденные значения перемещений $\delta_{кит}$ и $\Delta_{кв}$ в формулы (Л₂), находим:

$$X_3 = -\frac{10,18}{224} = -7,745 \text{ кг/см}$$

$$X_1 = \frac{-198,82 \cdot 0,002 + 28,45 \cdot 0,07}{4,97 \cdot 0,002 - (0,07)^2} = \frac{0,398 + 1,99}{0,095} = 16,80 \text{ кг}$$

$$X_2 = \frac{28,45 \cdot 4,97 + 198,82 \cdot 0,07}{0,095} = 1342 \text{ кг/см}$$

Таким образом среди всех лишних неизвестных основное значение имеет лишнее неизвестное X_2 (крутящий момент). Окончательные изгибающие моменты определяем, пользуясь формулой:

$$M = M_p + X_1 M_1 + X_2 M_2 + X_3 M_3$$

В сечении а

$$M_a^{из} = -P_a \cdot 7 + 16,80 \cdot (-32,25) + 1342 \cdot (-1) + 0 = 10289 \text{ кг/см}$$

$$M_a^{кр} = 250 \cdot 32,25 + 16,80 \cdot 32,25 + 1342 \cdot 0 - 7,745 \cdot 1 = 8927 \text{ кг/см}$$

В сечении в

$$M_b^{из} = 0 + 50 \cdot 32,25 + 16,80 \cdot 0 + 1342 \cdot 0 - 0,045 \cdot 1 = 1612,50 \text{ кг/см}$$

$$M_b^{кр} = -50 \cdot 32,25 + 16,80 \cdot 2 \cdot 32,25 + 1342 \cdot 1 + 7 = 813 \text{ кг/см}$$

Полный изгибающий момент от изгиба в двух плоскостях

в сечении а

$$M_a = \sqrt{(10289)^2 + (8927)^2} = 56125 \text{ кг.см}$$

В сечении в:

$$M_b = \sqrt{(1612,5)^2 + (813)^2} = 6677 \text{ кг.см}$$

$$M_{из, \max} = 56125 \text{ кг.см}$$

Приведенные моменты

$$M_{пр} = 0,35 M_{из} + 0,65 \sqrt{M_{из}^2 + 4 M_{кр}^2}$$

В сечении а

$$M_{пр} = 0,35 \cdot 56125 + (56125)^2 + 4 \cdot 8927^2 = 70544 \text{ кг.см}$$

Если принять $K_{изг} = 12000 \text{ кг/см}^2$, то необходимый момент сопротивления

$$W = \frac{70544}{12000} = 5,88 \text{ см}^3$$

Глава III Конструкции типа оболочки.

§9 Свободно несущее крыло с работающей обшивкой.

Следует различать крылья, имеющие явно выраженные лонжероны, с усиленными поясами по сравнению со всеми остальными элементами крыла; а также крылья, не имеющие явно выраженных лонжеронов с усиленными поясами, и представляющие собой оболочку подкрепленную нервюрами в поперечном направлении и стрингерами в продольном направлении. В последнем случае крыло представляет собой собственно кесонную конструкцию. Оба типа конструкции одинаково рассчитываются на изгиб и отлично на кручение вблизи заделки.

Расчет на кручение вблизи заделки конструкции крыла с усиленными поясами лонжеронов производится по методу коробок, т.е. предполагается, что осевые силы от кручения вблизи заделки воспринимаются исключительно поясами лонжеронов, а обшивка уравнивает срезающие силы. В конструкциях же чисто кесонного типа обшивка воспринимает срез и изгиб от кручения вблизи заделки. Стало быть расчет на кручение крыла в этом случае следует, вообще говоря, рассчитывать по методу кручения коробок, обшивка которых работает на изгиб и срез. Расчет на кручение вдали от заделки производится как для тонкостенного многосвязного контура с применением теоремы Бредта, стало быть без учета осевых сил, возникающих от того, что сечение крыла вдоль размаха является переменным. В целях упрощения расчет производится с предположением, что обшивка не превратилась в диагонально-растянутую поверхность; обшивка и спрингера заменяются обшивкой приве-

денной толщины. В расчете на изгиб как лонжеронной, так и кесонной конструкции крыло рассматривается как консольная балка после того, как обшивка введена в расчет с поправкой, отображающейся коэффициентами редукиции.

Основанием для такой квалификации конструкции в расчете на изгиб в вертикальной и горизонтальной плоскости служит то обстоятельство, что нервюры и лонжероны совместно с работающей обшивкой настолько компактно связаны, что по существу оболочкообразная конструкция крыла приближается к работе консольной балки, отступление от этой работы со стороны обшивки и стрингеров учитывается соответствующими коэффициентами редукиции. Таким образом введение этих коэффициентов значительно упрощает расчет. Остается лишь пожелать накопления большого количества правильных данных в отношении коэффициентов редукиции.

При определении касательных напряжений от изгиба сечение крыла рассчитывается, как многосвязный тонкостенный профиль. Обшивка и стрингера разбиваются на участки.

Мы рекомендуем разбивку на участки делать так, что стрингера выделяются в отдельный участок. В пределах каждого участка интенсивность срезающей силы q принимается постоянной; величина S_x (и аналогично S_y) определяется как произведение площади участка на расстоянии u от центра тяжести этой площади до нейтральной линии ζ .

Следует подчеркнуть, что коэффициенты редукиции вводятся лишь в расчете на изгиб и не вводятся в расчете на кручение. Стало быть коэффициенты редукиции будут иметь отражение в пределах центра тяжести сечения, в определении моментов инерции сечения и в определении центра

жесткости. Проверка напряжений от изгиба производится как для неоднородного сечения, т.е. по формуле:

$$\sigma_x = \frac{M_x}{J_x} y \frac{E_1}{E_2} \kappa$$

Под жесткостью гладкой обшивки на сдвиг мы будем подразумевать условный модуль G , получаемый из эксперимента следующим образом: Прогиб некоторой консольной рамки со сплошной стенкой, под действием силы Q испытывает чистый срез, вычисляется по формуле:

$$f = \frac{Ql}{GF_{cm}} \quad (A)$$

Определив экспериментальным путем прогиб f находим из формулы (A) модуль G , который и является условной жесткостью на сдвиг.

Гладкий лист на крыле имеет условную жесткость на сдвиг, примерно $G = 190000 \text{ кг/см}^2$; с уменьшением радиуса кривизны листа жесткость уменьшается. Экспериментом установлено примерное соотношение жесткости гладкой обшивки в зависимости от радиуса кривизны.

На рис. 122, кривая 1 дает значения G в функции радиуса кривизны R до величины $R = 8 \text{ м}$ *). Кривизна с радиусом более 8 м. принимается равной нулю, т.е. принимается $R = \infty$.

Стало быть лист, имеющий радиус кривизны $R = 8 \text{ м}$ принимается как плоский, для которого $G = 190000 \text{ кг/см}^2$.

Кривая 1, рис. 122, построена для листа с толщиной $\delta = 0,5 \text{ мм}$. Если толщина гладкой обшивки $\delta > 0,5 \text{ мм}$, то необходимо пользоваться кривой 2, которая дает зависимость G от δ в процентах от полученного значения G при $\delta = 0,5 \text{ мм}$, при этом

*) Эта кривая заимствована из работы (в рукописи) инж. Беляева ЦАГИ

за 100 %.

Практически приходится, конечно, вносить некоторые уточнения в значения жесткостей, получаемых из графика рис. 122, учитывая конструктивные особенности крыла. Так как с увеличением жесткости участка крыла по сравнению с жесткостью вышеупомянутой рамки f уменьшается и G увеличивается.

При определении кривизны носка последний обычно делится на два участка - 1) непосредственно самый носок, где радиус кривизны не велик и 2) остальная часть носка до переднего лонжерона.

Жесткость должна быть определена по всем нервюрным сечениям крыла.

Определив R для 3-х или 4-х сечений крыла, остальные получают путем интерполяции, построив вдоль крыла кривые изменения радиусов кривизны соответствующих участков сечений крыла.

Радиус кривизны для любого участка может быть определен аналитически.

Поскольку мы считаем, что жесткость обшивки пропорциональна толщине обшивки, то с точки зрения удобства в расчете рекомендуется все участки привести к толщине обшивки, являющейся равножесткой.

Новую толщину обшивки будем называть приведенной толщиной.

Если мы зададимся $G = 100000 \text{ кг/см}^2$, то приведенная толщина обшивки любого участка контура, имеющего жесткость G_n и толщину δ_n , равна

$$\delta_{\text{прив}} = \delta_n \frac{G_n}{100000}$$

Итак ход расчета крыла с гладкой работающей обшивкой

выражается в следующем:

1. Установление расчетных сечений крыла.

Сечения берутся по нервюрам

Не обязательно по всем нервюрам крыла. Так как для некоторых сечений между расчетными, необходимые данные могут быть определены по интерполяции.

2. Разбивка расчетных сечений на участки. Установление коэффициентов редукции и определение исправленных площадей участков.

Чем на большее количество участков разбит контур сечения, тем более точны результаты расчета.

Вычисления по определению исправленных площадей участков заносятся в таблицу нижеприводимого типа.

№ расчетного сечения.

№ № участков	Лонжероны и стрингера			Обшивка			Исправленная площадь сечения ΣF_k
	$F_{см}^2$	K	F_k	F	K	F_k	

3. Приведение к одному материалу и определению центра тяжести расчетных сечений.

Центр тяжести сечения определяется относительно произвольно выбранных осей.

Если обшивка выполнена из дюрала, а порса лонжерона из стали, то последняя приводится к дюралю умножением площади порсов лонжерона на соотношение нормальных модулей упругости

$E_{дюр.}$

$E_{сталь.}$

Вычисления заносятся в таблицу нижеприводимого типа

№ расчетного сечения.

№№ участ- ков	$\frac{E_{дюр}}{E_{сталь}}$	Исправ- ленная площадь участка $F_k \text{ см}^2$	Площадь участка привед. к диуралу $F_{г \text{ см}^2} = F_k \frac{E_{дюр}}{E_{ст}}$	x см.	y см.	$F_{дюр}^x =$ $= F_{дюр} y$	$F_{дюр}^y =$ $= F_{дюр} x$
			$\Sigma F_{дюр}$			$\Sigma F_{дюр}^x$	$\Sigma F_{дюр}^y$

$$x_{ц.т} = \frac{\Sigma F_{дюр}^y}{\Sigma F_{дюр}}; \quad y_{ц.т} = \frac{\Sigma F_{дюр}^x}{\Sigma F_{дюр}}$$

4. Определение главных осей инерции и моментов инерции относительно их.

Это определение производится по правилам, известным из теоретической механики и сопротивления материалов

Экваториальные моменты инерции J_z и J_y и центробежные моменты инерции J_{zy} относительно горизонтальной оси z и вертикальной оси y, определяются соответственно по формулам:

$$J_z = \Sigma F_{дюр} y^2; \quad J_y = \Sigma F_{дюр} z^2; \quad J_{zy} = \Sigma F_{дюр} yz$$

Вычисления занесены в таблицу нижеприводимого типа.

№ расчетного сечения.

№№ участ- ков	$F_{дюр}$ см ²	y	z	$F_{дюр} y$	$F_{дюр} z$	$F_{дюр} y^2$	$F_{дюр} z^2$	$F_{дюр} zy$

Угол поворота главных осей относительно осей y и z определяется из формулы:

$$\text{tg } 2\alpha = \frac{2J_{zy}}{J_y - J_z}$$

Моменты инерции относительно главных осей:

$$J_{z_1} = J_z \cos^2 \alpha + J_y \sin^2 \alpha - \sin 2\alpha J_{yz}$$

$$J_{y_1} = J_z \sin^2 \alpha + J_y \cos^2 \alpha + \sin 2\alpha J_{yz}$$

Координаты участков относительно главных осей z_1 и y_1 определяются по формулам:

$$z_1 = z \cos \alpha - y \sin \alpha$$

$$y_1 = y \cos \alpha + z \sin \alpha$$

Соответствующие вычисления заносятся в таблицу ниже приводимого типа.

N - расчетного сечения.

N - участков	z	y	z_1	y_1

5. Определение центра жесткости расчетных сечений.

Центр жесткости определяется как для многосвязных тонкостенных сечений. В расчет вводятся те же площади участков, которые вводились в определении ц.т. и моментов инерции.

6. Определение нагрузки на крыло и построение эпюр изгибающих моментов и срезающих сил в вертикальной и горизонтальной плоскости изгиба и построение эпюры крутящих моментов.

7. Определение нормальных и скалывающих напряжений в лонжероне и в обшивке от изгиба.

Нормальные напряжения определяются по формуле

$$\sigma = \frac{E_y}{E_{ст}} \cdot k \cdot \frac{M \cdot y}{J_z}$$

При определении скалывающих напряжений используют результаты вычисления по центру жесткости с применением соответствующего коэффициента пропорциональности (см. §§ 13 и 21, ч. 1-ая).

Если лонжерон ферменный, то после определения срезающей силы, воспринимаемой лонжероном, определяются усилия в его стержнях.

8. Определение скалывающих напряжений от кручения.

В этом определении также используются результаты вычисления по центру жесткости с применением соответствующего коэффициента пропорциональности.

9. Проверка устойчивости обшивки.

Обшивка проверяется на устойчивость либо как плоская пластина, заключенная между парой стрингеров и парой нервюр; либо как криволинейная пластина подкрепленная стрингерами, парой лонжеронов и парой нервюр. Устойчивость обшивки необходимо проверить от одновременного изгиба и среза. Следует признать, что полного разрешения вопросов устойчивости крыла, так же как и элементов фюзеляжа в настоящее время еще не имеется и поэтому приходится пользоваться имеющимися в настоящее время формулами по устойчивости пластин и оболочек, которые в известной мере могут дать возможность суждения об устойчивости интересующих нас элементов крыла. Такие формулы могут быть найдены в следующих работах:

1. Ростовцев.- „Строительная механика самолета“

2. Макаров - Т.В.Ф. 1935г. № 7

10. Определение угла закручивания крыла.

После того, как определены углы закручивания в каждом из расчетных сечений полный угол закручивания крыла

на: адится как сумма вышеуказанных элементарных углов закручивания.

Пример 5.

Расчет крыла моноплана с работающей обшивкой.

Данные самолета:

Размах - 22,6 м.

Площадь крыла - 70 м²

Удлинение - 7,3.

Вес в полете - 6200 кг.

Мах. скорость - 320 км/час.

Тип: двухмоторный пассажирский, свободно несущий, низкоплан металлической конструкции.

Самолет принадлежит к третьей группе гражданских самолетов (см. НПС за 1934г).

Задавшись профилем крыла РД располагаем лонжероны следующим образом:

передний лонжерон на 17% хорды у корня крыла

и на 13% хорды на конце крыла.

задний лонжерон на 59% хорды у корня крыла

и на 57% хорды на конце крыла.

Толщину профиля крыла на конце принимаем 11% хорды, а у корня 18% хорды и ординаты соответственно в первом случае умножаются на:

$$K_2 = \frac{11}{14} = 0,785;$$

Во втором случае умножаются на:

$$K_1 = \frac{18}{14} = 1,285$$

и приобретают значения, указанные в таблице №1.

Схема крыла представлена на рис. 123

Таблица №1.

Определение ординат корневой и концевой нервюр

Абсциссы в % от харды	Корневая			Концевая.		
	Абсциссы в мм.	Ординаты		Абсциссы в мм.	Ординаты	
		Верхние	нижние		Верхние	нижние
0	0	0	0	0	0	0
1,25	56	-	-	30	-	-
2,5	112	235	-108	60	76	-35
5,0	225	347	-138	120	113	-45
7,5	337	-	-	180	-	-
10	450	493	-154	240	160	-50
15	675	-	-	360	-	-
20	900	625	-170	480	204	-55
30	1350	635	-174	720	206	-57
40	1800	602	-162	960	195	-52
50	2250	537	-142	1200	174	-46
60	2700	433	-119	1440	140	-39
70	3150	347	-93	1680	113	-30
80	3600	239	-65	1920	78	-21
90	4050	123	-35	2160	40	-11
85	4270	-	-	2280	-	-
100	4500	0	0	2400	0	0

Таблица № 2
 Поперечные сечения стержней формы лонжеронов и толщина обшивки.

№ отсеч-ков	Передний лонжерон				Задний лонжерон				Примечание
	Пояс верхний	Пояс нижний	Стойки	Раскос	Пояс верхний	Пояс нижний	Стойки	Раскос	
1-2	125 x III	100 x 90	65 x 60	80 x 72	100 x 90	80 x 72	50 x 46	50 x 46	Толщина обшив-ки: носик $\delta = 1,5 \text{ мм}$ центр $\delta = 1 \text{ мм}$ хвостик $\delta = 0,5 \text{ мм}$ $\frac{\text{Стрингера}}{\text{профиль}} = C \frac{20}{40}$ Площадь попереч-ного сечения $F_{\text{стр}} = 0,62 \text{ см}^2$
2-3	125 x III	100 x 90	65 x 60	80 x 72	100 x 90	80 x 72	50 x 46	50 x 46	
3-4	100 x 90	80 x 72	50 x 46	50 x 46	80 x 72	65 x 60	50 x 48	50 x 48	
4-5	100 x 90	80 x 72	50 x 46	50 x 46	80 x 72	65 x 60	50 x 48	50 x 48	
5-6	80 x 74	65 x 60	40 x 37	40 x 37	65 x 60	60 x 56	40 x 38	40 x 38	
6-7	80 x 74	65 x 60	40 x 37	40 x 37	65 x 60	60 x 56	40 x 38	40 x 38	
7-8	65 x 62	60 x 58	35 x 33	35 x 33	65 x 58	50 x 48	35 x 33	35 x 33	
8-9	65 x 62	60 x 58	35 x 33	35 x 33	60 x 58	50 x 48	35 x 33	35 x 33	
9-10	65 x 62	60 x 58	35 x 33	35 x 33	60 x 58	50 x 48	35 x 33	35 x 33	

В расчете на кручение раскосы лонжеронов заменены эквивалентной сплошной стеночкой по формуле замены.

Расчет крыла на случай „Лк“

Определение нагрузок

Ввиду того, что рассматриваемый самолет принадлежит к 3-й группе гражданских самолетов, то коэффициент перегрузки

$$n_A = \frac{12,5}{1000} V_{\max} + 3 \text{ при } V_{\max} = 320 \text{ км. час.}$$

получаем:

$$n_A = \frac{12,5}{1000} \cdot 320 + 3 = 7$$

Нагрузка на крыло

$$P_A = n_A \cdot (G_{\text{сам.}} - G_{\text{кр.}}) = 7(6200 - 1000) = 36400 \text{ кг.}$$

Принято

$$G_{\text{кр.}} = 0,16 G_{\text{сам.}}$$

Удельная нагрузка

$$p = \frac{36400}{70} = 520 \text{ кг/м}^2$$

Для определения погонной нагрузки необходимы длины хорд нервюр, которые определяем по формуле:

$$\begin{aligned} r_i &= 2400 + \frac{2100}{10100} \cdot (10100 - r) = \\ &= 2400 + 2100 - \frac{2100}{10100} r = 4500 - 0,206 r \end{aligned}$$

Составление формулы для r_i понятно из рассмотрения рис. 124.

Результаты вычислений занесены в таблицу №3.

Таблицу №3 см. на стр. 127.

Таблица №3

Определение нагрузки на усиленные нервы в случае
Ак.

№ нерва	Z ₁ - расстояние от центра тяжести	0,206 Z ₁	Хорда нерва Z ₂ = 4,5 - 0,206 Z ₁	Угол наклона хорды к оси Z ₁ ρ ₁ = ρ ₁ / 4	Расстояние между усиленными нервными волокнами ΔZ ₁ в мм	$\frac{\rho_1 + \rho_2 + 1}{2}$	$\Delta f_1 = \frac{\rho_1 + \rho_2 + 1}{2} \cdot \frac{\Delta Z_1}{2}$	$\Delta f_{n+1} = \frac{\rho_1 \cdot Z_{10}}{\Delta Z_1}$	$\Delta f_n = \Delta f_1 - \Delta f_{n+1}$	P _н = Δf ₁ + Δf _n кг	Составляющие по осям X и Y	
											P _x кг	P _y кг
1	0	0	4,5	2340								
					1140	2260	3260					
2	1,440	0,297	4,203	2180				1610	1560	2170	440	3140
					1440	2130	3070					
3	2,880	0,594	3,906	2020				1510	1445	2955	410	2920
					1140	1980	2850					
4	4,320	0,89	3,61	1875				1405	1160	2565	356	2510
					1260	1810	2290					
5	5,580	1,150	3,35	1740				1130	945	2075	287	2050
					1110	1680	1270					
6	6,690	1,378	3,122	1620				925	875	1800	250	1780
					1110	1560	1730					
7	7,800	1,61	2,89	1500				855	655	1510	210	1490
					0,900	1450	1300					
8	8,700	1,794	2,706	1405				645	615	1260	175	1250
					0,900	1360	1220					
9	9,600	1,98	2,52	1310				605	330	935	130	925
					0,500	1280	640					
10	10,100	2,10	2,40	1250				310	-	310	43	307

Обозначения см на рис. 125.

$$\rho_z = 0,139 \rho$$

$$\rho_y = 0,99 \rho$$

Направление осей y и z показано на рис. 126.

Таблица № 4

Определение ц.т. погонных нагрузок от воздушных

сил.

№ пер. бюр	ΔZ_i	Z_i	$\frac{q_i + q_{i+1}}{2}$	$\Delta F_i = \frac{q_i + q_{i+1}}{2} \cdot \Delta Z_i$	$\frac{\Delta Z_i}{3}$	$2q_{i+1}$	$\frac{q_i + 2q_{i+1}}{3}$	$\frac{q_i + q_{i+1}}{3}$	Z_{oi}
1	1,440	2340	2260	3260	0,480	3460	6700	4520	0,710
2	1,440	2080	1980	2850	0,480	3750	5830	3955	0,708
3	1,440	2080	1980	2850	0,480	3750	5830	3955	0,708
4	1,260	1875	1810	2290	0,420	3480	5355	3615	0,621
5	1,110	1740	1680	1870	0,370	3240	4980	3360	0,550
6	1,110	1620	1560	1730	0,370	3000	4620	3120	0,550
7	0,900	1500	1450	1300	0,300	2810	4310	2905	0,445
8	0,900	1405	1360	1220	0,300	2680	4025	2715	0,445
9	0,500	1310	1280	640	0,167	2500	3610	2560	0,248
10	-	1250	-	-	-	-	-	-	-

Расстояние ц.т. от правой нервюры левого полукрыла по полету определялось по формуле для трапеции:

$$Z_{oi} = \frac{\Delta Z_i}{3} \cdot \frac{q_i + 2q_{i+1}}{q_i + q_{i+1}}$$

Определение изгибающих моментов и перерезывающих сил от воздушной нагрузки.

Таблица № 5.

№- пер- бюр	Внешние силы кг.		Перерезывающие силы кг.		ΔZ_i	$\Delta M_{изг.}$		$M_{изг.}$	
	P_z	P_y	Q_{z_i}	Q_{y_i}		$\Delta M_y' = -\Delta Z_i Q_{z_i}$	$\Delta M_z' = -\Delta Z_i Q_{y_i}$	$\Sigma \Delta M_y^i$	$\Sigma \Delta M_z^i$
1	230	1630	2530	19030	1,440	3310	23600	11570	81720
2	440	3140	2300	16400	1,440	2680	19100	8160	52120
3	410	2420	1850	13260	1,440	2050	14900	5480	39020
4	356	2540	1451	10340	1,260	1380	9850	3390	24120
5	287	2050	1095	7800	1,110	900	6400	2010	14270
6	250	1780	808	5752	1,110	620	4400	1109	7870
7	210	1490	558	3972	0,900	312	2220	489	3473
8	175	1250	348	2482	0,900	155	1100	177	1253
9	130	925	173	1232	0,500	22	153	22	153
10	43	307	43	307		0	0	0	0

Этапы расчета

- iv. Определение центров тяжести расчетных сечений.
- v. Определение главных осей инерции расчетных сечений.
- vi. Определение моментов инерции относительно главных осей.
- vii. Проверка напряжений от изгиба.

Мы опускаем и приводим окончательные результаты для моментов инерции.

Отсек 1-2:
 $J_z = 174850 \text{ см}^4$
 $J_y = 2874540 \text{ см}^4$

Отсек 2-3:
 $J_z = 141550 \text{ см}^4$
 $J_y = 2034288 \text{ см}^4$

В отношении принципиальной стороны опущенных этапов расчета, следует подчеркнуть следующее:

крыло в случае Ак подвергается косому изгибу. Определение положения нейтральной линии в этом случае затрудняется в связи с неодинаковыми условиями работы обшивки и стрингеров на растяжение и сжатие, что отображается в соответствующих разных коэффициентах редукации, принимаемых в сжатой и растянутой области крыла.

Выходом из такого положения является приближенное назначение растянутой и сжатой области в поперечных сечениях.

В рассматриваемом нами случае Ак составляющая воздушной нагрузки в плоскости крыла незначительно по сравнению с составляющей из плоскости крыла. Поэтому нами растянутая и сжатая область назначена так, как если бы изгиб происходил только из плоскости крыла.

Сделанное замечание относится и к определению центров жесткости расчетных сечений.

Faint, illegible text, possibly bleed-through from the reverse side of the page. The text is mirrored and difficult to decipher.

VII. Расчет на кручение.

Ниже приводимый расчет относится ^{ся} лишь к расчету крыла вблизи заделки двух отсеков 1-2 и 2-3 от крутящего момента $M=1$, приложенного в плоскости нервюры 3, и ставит своей целью выяснить хотя бы на одном конкретном примере,

в какой мере целесообразна замена действительного криволинейного очертания поперечного сечения крыла на прямоугольные контуры. В связи с чем приводятся два варианта расчета на кручение.

А - Расчет с учетом поперечной кривизны крыла, который ближе отображает действительную схему поперечного сечения крыла и Б - расчет по методу прямоугольных коробок, который более отдален от действительной схемы поперечного сечения крыла. Имея усилия в обшивке и лонжеронах крыла от единичного крутящего момента, можно перейти к определению а) центра жесткости сечений б) крутящих моментов от воздушной нагрузки и усилий, вызываемых этими крутящими моментами в) касательных напряжений, вызываемых поперечно-срезающими силами.

Перечисленные этапы расчета предлагаем читателю выполнить самостоятельно.

А. Расчет с учетом поперечной кривизны крыла.

Носовая часть.

1. Определение геометрических размеров.

Схема носовой части рис. 127.

а) Определение расстояния d
Таблица № 6.

отсек.	b см.	H см.	h см.	Hb см ²	$H-h$ см	$d = \frac{Hb}{H-h}$ см.
1-2	72,8	85,6	23,8	$6,22 \cdot 10^3$	61,8	101
2-3	66,4	77	21,5	$5,11 \cdot 10^3$	55,5	92

б) Определение $tg \alpha$.
Таблица № 7.

отсек	$tg \alpha = \frac{H_1}{d}$
1-2	0,134
2-3	0,129

в) Определение $tg \beta$
Таблица № 8.

отсек.	$tg \beta = \frac{H_2}{d}$
1-2	0,714
2-3	0,707

г) Определение $\cos \alpha$, $\cos \beta$.
Таблица № 9.

отсек	$tg \alpha$	α	$\cos \alpha$	$tg \beta$	β	$\cos \beta$
1-2	0,134	$7^\circ 38$	0,991	0,714	$35^\circ 32$	0,814
2-3	0,129	$7^\circ 21$	0,992	0,707	$35^\circ 16$	0,816

д) Площади стенок и моменты инерции поясов.
Таблица № 10.

отсек	F_1 см ²	F_2 см ²	F_3 см ²	F_4 см ²	J_1 см ⁴	J_2 см ⁴
1-2	13,5	12,0	11,3	3,4	453	169
2-3	12,0	13,3	10,5	3,0	253	169

2. Определение радиусов кривизны и условной жесткости - G_i .

Таблица №11.

отсек	стеночки	a мм	x мм	$R =$ $= x + a$ мм	G_i кг/см ²	Примечание.
1-2	4-1	50	1205	1255	70000	Значение G_i , определяем по графику рис.122.
	4-3	125	60	185	100000	
	3-2	15	3000	3015	120000	
	2-1				273000	
2-3	4-1	50	875	925	60000	
	4-3	110	61	171	100000	
	3-2	15	2800	2815	115000	
	2-1				273000	

В расчете для отсеков 1-2 и 2-3 приняты одинаковые жесткости, равные среднему из значений, определенных в таблице №11.

Жесткости E и G для носовой части сведены в нижнеприводимую таблицу.

Таблица №12.

отсек	E	G_1	G_2	G_3	G_4
1-2	$7 \cdot 10^5$	$0,65 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$1,17 \cdot 10^5$	$1 \cdot 10^5$
2-3	$7 \cdot 10^5$	$0,65 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$1,17 \cdot 10^5$	$1 \cdot 10^5$

3. Определение коэффициента K_G

$$K_G = 1 + \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \left[\frac{b+d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right]^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} +$$

$$+ \left[\frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right]^2 \frac{G_1 F_1}{G_4 F_4}$$

Таблица № 13

Отсек	$\cos \beta$	$\cos \alpha$	$\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2$	$\frac{G_1 F_1}{G_3 F_3}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} = \Pi_I$	b см.	d см.	$\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$
1-2	0,814	0,991	0,82	0,673	0,664	0,445	72,8	101	0,268
2-3	0,816	0,992	0,822	0,676	0,635	0,43	66,4	92	0,215

Таблица № 14

Отсек	$b+d$ см.	$\frac{b+d}{8}$	$\operatorname{tg} \beta$	$\operatorname{tg} \alpha$	$\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta$	$\cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$\left[\frac{b+d}{8} \cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta) \right]^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} = \Pi_{II}$	
1-2	173,8	2,38	0,714	0,134	0,848	0,69	2,69	0,72
2-3	158,4	2,38	0,707	0,129	0,836	0,683	2,62	0,594

Таблица № 15.

Отсек	$\cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$\frac{d}{b}$	$\left[\frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta) \right]^2$	$\frac{G_1 F_1}{G_4 F_4}$	$\left[\frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta) \right]^2 \frac{G_1 F_1}{G_4 F_4} = \Pi_{III}$	$K_G = 1 + \Pi_I + \Pi_{II} + \Pi_{III}$
1-2	0,69	1,39	0,96	2,59	2,39	4,56
2-3	0,682	1,385	0,945	2,7	2,41	4,4

4. Определение коэффициента α' .

$$\alpha'_1 = 3 \frac{b+d}{b} \cdot \frac{E_1 J_1}{l^2 G_2 F_2} \cdot \left(1 + \frac{d}{b+d} \cdot \frac{G_2 F_2}{G_1 F_1}\right) \cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta) =$$

$$= 3 \frac{K_0}{l} \cdot \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2 + 1$$

$$= 3 \Pi_1 \cdot \Pi_2 \cdot \Pi_3 \frac{1}{\Pi_4 + \Pi_5 + 1} \cdot \cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$$

Таблица №16.

Отсек	$\frac{b+d}{b} = \Pi_1$	E_1	J_1	G_2	F_2	$E_1 J_1$	$G_2 F_2$	$\frac{E_1 J_1}{G_2 F_2}$	$\frac{E_1 J_1}{G_2 F_2 l^2} = \Pi_2$	l^2
1-2	2,38	$7 \cdot 10^5$	453	$73 \cdot 10^5$	12	$3,17 \cdot 10^8$	$3,28 \cdot 10^6$	9,7.10	$4,68 \cdot 10^3$	$2,07 \cdot 10^4$
2-3	2,38	$7 \cdot 10^5$	453	$73 \cdot 10^5$	13,3	$3,17 \cdot 10^8$	$3,62 \cdot 10^6$	8,7.10	$4,2 \cdot 10^3$	$2,07 \cdot 10^4$

Таблица №17.

Отсек	$\frac{d}{b+d}$	$\frac{G_2 F_2}{G_1 F_1}$	$\frac{\frac{d}{b+d} \cdot \frac{G_2 F_2}{G_1 F_1}}{\frac{G_2 F_2}{G_1 F_1}}$	$\frac{1}{\frac{d}{b+d} \cdot \frac{G_2 F_2}{G_1 F_1} + 1} = \Pi_3$	$\frac{1}{l^2}$	$3K_0$	$\frac{J_1}{F_1}$	Π_4	$\frac{J_1}{J_2}$	$\frac{E_1}{G_1}$
1-2	0,58	965	5,6	6,6	$84 \cdot 10^5$	14,4	33,6	0,252	2,69	10,8
2-3	0,58	12,1	7,0	8,0	$84 \cdot 10^5$	12,4	37,7	0,244	2,69	10,8

Таблица №18.

Отсек	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2$	$\frac{J_1 (\cos \beta)^2}{J_2 (\cos \alpha)^2} = \Pi_5$	$1 + \Pi_4 + \Pi_5$	$\frac{1}{1 + \Pi_4 + \Pi_5} = \Pi_6$	$\cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$\Pi_6 = \Pi_6' \cdot \cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$\alpha'_1 = \Pi_1 \cdot \Pi_2 \cdot \Pi_3 \cdot \Pi_6$
1-2	0,673	1,81	3,062	0,327	0,69	0,226	0,0498
2-3	0,676	1,82	3,064	0,327	0,683	0,223	0,0534

Из анализа выполненных вычислений при определении коэффициента α'_1 легко установить, что величиной $3 \frac{K_2}{\rho^2} \cdot \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1}$ можно пренебречь по сравнению с единицей.

5. Определение коэффициента α'_2 .

$$\alpha'_2 = 1 - \frac{b+d}{d} \cdot \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \alpha'_1 = 1 - T_1$$

Таблица № 19.

Отсек	$\cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	α'_1	$\frac{b+d}{b}$	T_1	$\alpha'_2 = 1 - T_1$
1-2	0,69	0,0498	2,38	0,1185	0,881
2-3	0,683	0,0534	2,38	0,129	0,871

6. Определение коэффициента α'_4 .

$$\alpha'_4 = 1 - \frac{d}{b} \alpha'_1 \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) = 1 - T_2$$

Таблица № 20.

Отсек	d	b	$\frac{d}{b}$	α'_1	$\cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	T_2	$\alpha'_4 = 1 - T_2$
1-2	101	72,8	1,39	0,0498	0,69	0,0344	0,9656
2-3	92	66,4	1,385	0,0534	0,683	0,0365	0,9635

7. Определение коэффициента Ψ .

$$\Psi = \cos \beta \left[1 + \frac{d}{H} (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right] = \cos (1 + T_3)$$

Таблица № 21.

отсек	d	H	$\frac{d}{H}$	$\text{tg}\beta + \text{tg}\alpha$	$\frac{d}{H} \cdot (\text{tg}\beta + \text{tg}\alpha) = 1 + T_3$	$\cos\beta$	ψ
1-2	101	85,6	1,18	0,848	1,00	2	0,814
2-3	92	77	1,195	0,836	1,00	2	0,816

8. Определение коэффициента K_G'' .

$$K_G'' = 1 + \left(\frac{\alpha_2'}{\alpha_1'} \cdot \frac{\psi H}{B} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} + \left(\frac{\cos\beta}{\cos\alpha} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \left(\frac{\alpha_1'}{\alpha_1'} \cdot \frac{\psi H}{B} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_4 F_4} =$$

$$= 1 + T_1' + T_2' + T_3'$$

Таблица № 22.

отсек	α_2'	α_1'	$\frac{\alpha_2'}{\alpha_1'}$	ψ	$\frac{H}{B}$	$\frac{\psi H}{B}$	$\left(\frac{\alpha_2' \psi H}{\alpha_1' B} \right)^2$	$\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	T_1'
1-2	0,881	0,0498	17,7	1,628	1,18	1,92	603	0,268	162
2-3	0,871	0,534	16,3	1,632	1,16	1,9	505	0,215	108

Таблица № 23.

отсек	α_4'	α_1'	$\frac{\alpha_4'}{\alpha_1'}$	$\frac{\psi H}{B}$	$\left(\frac{\alpha_4' \psi H}{\alpha_1' B} \right)^2$	$\frac{G_1 F_1}{G_4 F_4}$	T_3'
1-2	0,966	0,05	19,3	1,92	714	2,39	1710
2-3	0,964	0,053	18,2	1,9	630	2,41	1520

таблица № 24.

Отсек	$\frac{G_1 F_1}{G_3 F_3}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2$	T_2'	T_3'	T_1'	$K_G'' = 1 + T_1' + T_2' + T_3'$
1-2	0,664	0,673	0,446	1710	162	1872
2-3	0,635	0,676	0,43	1520	108	1628

9. Определения перерезывающей силы Q_1 .

$$Q_1 = \frac{\mu}{\delta} \cdot 3 \frac{\delta+d}{\delta} \cdot \frac{E_1 J_1}{G_2 F_2 \rho^2} \frac{\left(1 + \frac{d}{\delta+d} \cdot \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}\right) \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)}{3 \frac{K_G}{\rho^2} \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} + \frac{E_2 J_2}{E_2 J_2} \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2 + 1}$$

$\mu = 1.$

$$= L_1 \cdot \frac{(1 + L_2) \cdot L_6}{L_3 + L_4 \cdot L_5 + 1}$$

Таблица № 25.

отсек	$\frac{1}{\delta}$	$3 \frac{\delta+d}{\delta}$	$\frac{E_1 J_1}{G_2 F_2 \rho^2}$	L_1	d	$\frac{1}{\delta+d}$	$\frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$	L_2	$1 + L_2$
1-2	0,0137	7,14	$4,68 \cdot 10^{-3}$	$4,59 \cdot 10^{-4}$	101	$5,75 \cdot 10^{-3}$	9,65	5,62	6,62
2-3	0,0155	7,14	$4,2 \cdot 10^{-3}$	$4,41 \cdot 10^{-4}$	92	$6,3 \cdot 10^{-3}$	12,1	7,0	8,0

Таблица № 26.

отсек	$3 K_G$	$\frac{1}{\rho^2}$	$\frac{E_1}{G_1}$	$\frac{J_1}{F_1}$	L_3	$\frac{J_1}{J_2} = L_4$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2 = L_5$	$1 + L_3 + L_4 \cdot L_5$
1-2	13,7	$4,83 \cdot 10^{-5}$	10,7	33,5	0,236	2,67	0,673	3,026
2-3	13,2	$4,83 \cdot 10^{-5}$	10,7	38,9	0,265	2,67	0,676	3,075

Таблица № 27.

отсек	L_1	$1+L_2$	$L_6 = \cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$\frac{1}{1+L_3+L_4L_5}$	Q_1
1-2	$4,59 \cdot 10^{-4}$	6,62	0,69	0,331	$6,95 \cdot 10^4$
2-3	$4,41 \cdot 10^{-4}$	8,0	0,683	0,326	$7,85 \cdot 10^{-4}$

10. Определение угла закручивания θ .

$$\theta = \frac{Q_1^2 \rho^3}{3E_1 J_1} \left[1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2 + 3 \left(\frac{\alpha'}{\beta} \right)^2 \frac{E_1 J_1}{\rho^2 G F_1} K_{G''} \right] =$$

$$= L'_1 (1 + L'_2 + L'_3)$$

Таблица № 28.

отсек	Q_1^2	ρ^3	$\frac{1}{3E_1}$	$\frac{1}{J_1}$	L'_1	$\frac{J_1}{J_2}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2$	L'_2
1-2	$4,85 \cdot 10^7$	$2,99 \cdot 10^6$	$4,75 \cdot 10^{-7}$	$2,21 \cdot 10^{-3}$	$1,53 \cdot 10^2$	2,68	0,673	1,8
2-3	$5,15 \cdot 10^7$	$2,99 \cdot 10^6$	$4,75 \cdot 10^{-7}$	$2,21 \cdot 10^{-3}$	$1,93 \cdot 10^{-3}$	2,68	0,676	1,81

Таблица № 29.

Отсек	α'_1	β	$\frac{\alpha'_1}{\beta}$	$\left(\frac{\alpha'_1}{\beta}\right)^2$	$\frac{3}{\beta^2}$	$\frac{E_1}{G_1}$	$\frac{J_1}{F_1}$	$\frac{3E_1 J_1}{\beta^2 G_1 F_1}$	K_G''	$\frac{1}{3} L'_3$
1-2	0,05	72,8	$6,9 \cdot 10^{-4}$	$4,76 \cdot 10^{-7}$	$1,45 \cdot 10^{-4}$	10,8	336	$5,26 \cdot 10^{-1}$	$1,87 \cdot 10^3$	$4,66 \cdot 10^{-4}$
2-3	0,053	66,4	$8 \cdot 10^{-4}$	$6,4 \cdot 10^{-7}$	$1,45 \cdot 10^{-4}$	10,8	377	$5,9 \cdot 10^{-1}$	$1,63 \cdot 10^3$	$6,16 \cdot 10^{-4}$

Таблица № 30.

Отсек	L'_2	$\frac{1}{3} L'_3$	$1 + L'_2 + L'_3$	L'_1	Отсека	$\Theta_{сум}$ ^{з)}
1-2	1,8	$4,66 \cdot 10^{-4}$	1,8	$1,53 \cdot 10^{-9}$	$2,76 \cdot 10^{-9}$	$2,76 \cdot 10^{-9}$
2-3	1,81	$6,16 \cdot 10^{-4}$	1,81	$1,93 \cdot 10^{-9}$	$3,5 \cdot 10^{-9}$	$6,26 \cdot 10^{-9}$

з) Полный угол закручивания в рассматриваемом сечении

$$\Theta_{сум} = \Theta_{1-2} + \Theta_{2-3}.$$

II. Определение перерезывающих сил

Q_2, Q_3 и Q_4 .

Вычисление Q_2 : $Q_2 = -Q_1 \frac{b+d}{b} \frac{L_6}{\cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) + \frac{M}{b}}$; $M=1$.

Таблица № 31.

Отсек	$-Q_1$	$\frac{b+d}{b}$	$\cos \beta$	$\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha$	$\frac{b+d}{b} \cdot L_6$	$\frac{1}{b}$	Q_2
1-2	$-6,95 \cdot 10^{-4}$	2,33	0,814	0,848	$-11,4 \cdot 10^{-4}$	$1,37 \cdot 10^{-2}$	$1,26 \cdot 10^{-2}$
2-3	$-7,85 \cdot 10^{-4}$	2,38	0,816	0,836	$-18,2 \cdot 10^{-4}$	$1,55 \cdot 10^{-2}$	$1,33 \cdot 10^{-2}$

Вычисление Q_3 : $Q_3 = Q_1 \frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$

Таблица № 32.

Отсек	Q_1	$\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$	Q_3
1-2	$6,95 \cdot 10^{-4}$	0,82	$5,7 \cdot 10^{-4}$
2-3	$7,85 \cdot 10^{-4}$	0,882	$6,45 \cdot 10^{-4}$

Вычисление Q_4 : $Q_4 = -Q_1 \frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) + \frac{M}{b}$; $M=1$.

Таблица № 33.

Отсек	$-Q_1$	$\frac{d}{b}$	$\cos \beta$	$\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha$	$\frac{d}{b} \cdot L_6$	$\frac{1}{b}$	Q_4
1-2	$-6,95 \cdot 10^{-4}$	1,39	0,814	0,848	$-6,7 \cdot 10^{-4}$	$1,37 \cdot 10^{-2}$	$1,3 \cdot 10^{-2}$
2-3	$-7,85 \cdot 10^{-4}$	1,385	0,816	0,836	$-7,4 \cdot 10^{-4}$	$1,55 \cdot 10^{-2}$	$1,48 \cdot 10^{-2}$

Хвостовая часть.

1. Определение геометрических размеров и жесткостей.

Расчетная ссыема носика см. рис. 128.

Жесткости G для стенок хвостовой части приняты равными 273000 кг/см^2 .

Таблица № 1.

Отсек	d см	H_1 см	H_2 см	$\cos \alpha$	$\operatorname{tg} \alpha$	$\cos \beta$	$\operatorname{tg} \beta$	$H = H_1 + H_2$ см.
1-2	178,2	11	44,3	0,9981	0,0616	0,970	0,2485	55,3
2-3	166,7	10	40	0,9982	0,06	0,972	0,240	50

Таблица № 2.

Отсек	F_1	F_2	F_3	G_1	G_2	G_3	E_1	E_2
1-2	33,6	90,0	87,5	$2,73 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$7 \cdot 10^5$	$7 \cdot 10^5$
2-3	31,8	83,7	81,3	$2,73 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$2,73 \cdot 10^5$	$7 \cdot 10^5$	$7 \cdot 10^5$

Таблица № 3.

Отсек	J_1	J_2	$G_1 F_1$	$G_2 F_2$	$G_3 F_3$	$E_1 J_1$	$E_2 J_2$
1-2	168,81	69,145	$9,2 \cdot 10^5$	$2,46 \cdot 10^7$	$2,39 \cdot 10^7$	$1,18 \cdot 10^8$	$4,84 \cdot 10^7$
2-3	168,81	69,145	$8,7 \cdot 10^6$	$2,28 \cdot 10^7$	$2,22 \cdot 10^7$	$1,18 \cdot 10^8$	$4,84 \cdot 10^7$

2. Определение коэффициента V

$$V = \left[1 + \psi_1^2 \left(\frac{1}{\cos^2 \alpha} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} + \frac{1}{\cos^2 \beta} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} \right) \right]$$

$$\psi_1 = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}$$

Таблица № 4.

Отсек	$\operatorname{tg} \alpha$	$\operatorname{tg} \beta$	$\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta$	$\frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}$	$G_1 F_1$	$G_2 F_2$	$\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$
1-2	0,062	0,249	0,311	3,21	$9,2 \cdot 10^6$	$2,46 \cdot 10^7$	0,374
2-3	0,06	0,24	0,30	3,33	$8,7 \cdot 10^6$	$2,28 \cdot 10^7$	0,382

Таблица № 5.

Отсек	$\cos^2 \alpha$	$\frac{1}{\cos^2 \alpha}$	$G_1 F_1$	$G_3 F_3$	$\frac{G_1 F_1}{G_3 F_3}$	$\cos^2 \beta$	$\frac{1}{\cos^2 \beta}$
1-2	1,0	1,0	$9,2 \cdot 10^6$	$2,39 \cdot 10^7$	0,385	0,94	1,06
2-3	1,0	1,0	$8,7 \cdot 10^6$	$2,22 \cdot 10^7$	0,393	0,94	1,06

Таблица № 6.

Отсек	$\frac{1}{\cos^2 \alpha} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} = T_I$	$\frac{1}{\cos^2 \beta} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} = T_{II}$	$T_I + T_{II}$	ψ_1^2	$\psi_1^2 (T_I + T_{II})$	V
1-2	0,374	0,407	0,781	10,3	8,03	9,03
2-3	0,382	0,416	0,748	11,1	8,3	9,3

3. Определение угла закручивания θ_1 .

$$\theta_1 = \left(\frac{1}{d \cos \beta}\right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}\right)^2 \cdot \frac{\rho^3}{3E_2 J_2} \left\{ 1 + \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2 \frac{E_2 J_2}{E_1 J_1} + 3 \frac{E_2 J_2}{\rho^2 G_1 F_1} [\cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)]^2 V \right\}$$

Таблица № 7.

отсек	d	$\frac{1}{d}$	$\left(\frac{1}{d}\right)^2$	$\left(\frac{1}{\cos \beta}\right)^2$	$\left(\frac{1}{d \cos \beta}\right)^2$	ρ^3	$\frac{1}{3E_2 J_2}$	$\frac{\rho^3}{3E_2 J_2}$
1-2	178	$5,6 \cdot 10^{-3}$	$3,14 \cdot 10^{-5}$	1,05	$3,33 \cdot 10^{-5}$	$2,98 \cdot 10^5$	$0,69 \cdot 10^{-8}$	$2,06 \cdot 10^{-2}$
2-3	167	$6 \cdot 10^{-3}$	$3,6 \cdot 10^{-5}$	1,06	$3,82 \cdot 10^{-5}$	$2,98 \cdot 10^5$	$0,69 \cdot 10^{-8}$	$2,06 \cdot 10^{-2}$

Таблица № 8.

отсек	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2$	$\frac{E_2 J_2}{E_1 J_1}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2 \frac{E_2 J_2}{E_1 J_1}$	$\cos \beta$	$\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta$	$\cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$[\cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)]^2$
1-2	0,94	0,408	0,384	0,97	0,311	0,302	$9,1 \cdot 10^{-2}$
2-3	0,94	0,408	0,384	0,972	0,30	0,292	$8,5 \cdot 10^{-2}$

Таблица № 9.

отсек	ρ^2	$\frac{1}{\rho^2}$	$3E_2 J_2$	$\frac{1}{G_1 F_1}$	$3 \frac{E_2 J_2}{\rho^2 G_1 F_1}$	$3 \frac{E_2 J_2}{\rho^2 G_1 F_1} \cdot V$	V
1-2	$2,07 \cdot 10^4$	$4,83 \cdot 10^5$	$1,45 \cdot 10^8$	$1,09 \cdot 10^{-7}$	$7,65 \cdot 10^{-4}$	$6,9 \cdot 10^{-3}$	9,03
2-3	$2,07 \cdot 10^4$	$4,83 \cdot 10^5$	$1,45 \cdot 10^8$	$1,15 \cdot 10^{-7}$	$8,07 \cdot 10^{-4}$	$7,5 \cdot 10^{-3}$	9,3

Таблица №10.

от-сек	$\left(\frac{1}{d} \cdot \frac{1}{\cos \beta}\right)^2$	$\frac{\rho^3}{3E_2 J_2}$	$\left(\frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}\right)^2$	Π_0 *)	$\frac{[\cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)]^2}{3 \frac{E_2 J_2}{\rho^2 G_1 F_1} \cdot V}$
1-2	$3,33 \cdot 10^{-5}$	$2,06 \cdot 10^{-2}$	10,3	$7,1 \cdot 10^{-6}$	$9,1 \cdot 10^{-2}$
2-3	$3,82 \cdot 10^{-5}$	$2,06 \cdot 10^{-2}$	11,1	$8,75 \cdot 10^{-6}$	$7,5 \cdot 10^{-3}$

$$*) \Pi_0 = \left(\frac{1}{d} \cdot \frac{1}{\cos \beta} \cdot \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}\right)^2 \frac{\rho^3}{3E_2 J_2}$$

Таблица №11.

от-сек	$\frac{[\cos \beta (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)]^2}{3 \frac{E_2 J_2}{\rho^2 G_1 F_1} \cdot V} = \Pi_0$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right) \cdot \frac{E_2 J_2}{E_1 J_1}$	$\frac{1}{1 + \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}\right)^2} \cdot \frac{E_2 J_2 + \Pi_0}{E_1 J_1}$	Π_0	$\Theta_{\text{отсека}}$	$\Theta_{\text{сум.}}$
1-2	$6,3 \cdot 10^{-4}$	0,384	1,384	$7,1 \cdot 10^{-6}$	$9,8 \cdot 10^{-6}$	$9,8 \cdot 10^{-6}$
2-3	$6,35 \cdot 10^{-4}$	0,384	1,384	$8,75 \cdot 10^{-6}$	$12,1 \cdot 10^{-6}$	$21,9 \cdot 10^{-6}$

4. Определение перерезывающих сил $Q_1, Q_2,$

Q_3 и Q_4 : $Q_1 = \frac{M}{d}$; $Q_2 = \frac{M}{d \cos \alpha} \cdot \Psi_1$;

$Q_3 = \frac{M}{d \cos \beta} \cdot \Psi_1$; $\Psi_1 = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta}$; $M = 1$.

Таблица №12.

от-сек	d см	Q_1	Ψ_1	$\frac{1}{\cos \alpha}$	Q_2	$\frac{1}{\cos \beta}$	Q_3
1-2	178	$5,63 \cdot 10^{-3}$	3,21	1,0	$1,81 \cdot 10^{-2}$		
2-3	167	$6 \cdot 10^{-3}$	3,33	1,0	$2,0 \cdot 10^{-2}$		

Центральная часть.

1. Определение геометрических размеров.

Расчетная схема центральной части см. рис. 129.

Жесткости B для стенок центральной части приняты равными 273000 кг/см^2 .

Вычисление d .

Таблица № 1.

отсек	b см	H см	h см	$H \cdot b$ см ²	$H - h$ см	$d = \frac{H \cdot b}{H - h}$ см
1-2	184	85,6	55,3	$15,7 \cdot 10^3$	30,3	520
2-3	172	77	50	$13,2 \cdot 10^3$	27	490

Вычисление $\text{tg} \alpha$

Таблица № 2.

отсек	H_2 см	$\text{tg} \alpha = \frac{H_2}{d}$
1-2	19,9	0,0483
2-3	17,8	0,0454

Вычисление $\text{tg} \beta$ и $\cos \beta$

Таблица № 3

отсек	H	H_2	$H_1 = H - H_2$	$\text{tg} \beta = \frac{H_1}{d}$	$\cos \beta$
1-2	85,6	19,9	65,7	0,116	0,9933
2-3	77	17,8	59,2	0,112	0,994

2. Определение коэффициента Ψ

$$\Psi = \cos \beta \left[1 + \frac{d}{H} (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right]$$

Таблица №4.

Отсек	d	H	$\frac{d}{H}$	$\operatorname{tg} \alpha$	$\operatorname{tg} \beta$	$\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta$	$\frac{d}{H} \cdot (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$1 + \frac{d}{H} (\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta)$	$\cos \beta$	Ψ
1-2	520	85,6	6,06	0,0483	0,116	0,164	0,995	1,995	0,993	1,98
2-3	490	77	6,36	0,0454	0,112	0,157	0,998	1,998	0,994	1,985

Площади поперечных сечений поясов $\phi_1, \phi_2, \phi_3, \phi_4$.

Таблица №5.

Отсек	передний л-н		задний л-н		передн. л-н		задн. л-н	
	Верхний пояс D x d	Нижний пояс D x d	Верхний пояс D x d	Нижний пояс D x d	ϕ_1	ϕ_2	ϕ_3	ϕ_4
1-2	125 x III	100 x 90	100 x 90	80 x 72	26	14,9	14,9	9,6
2-3	125 x III	100 x 90	100 x 90	80 x 72	26	14,9	14,9	9,6

Площади поперечных сечений стенок F_1, F_2, F_3, F_4 .

Таблица №6.

Отсек	толщина стенок				высота стенок				площадь стенок			
	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	H_1	H_2	H_3	H_4	F_1	F_2	F_3	F_4
1-2	0,1	0,061	0,1	0,141	184	55,3	184	85,6	18,4	3,37	18,4	12,1
2-3	0,1	0,064	0,1	0,171	172	50	172	77	17,2	3,2	17,2	13,1

3. Определение коэффициента γ_1

$$\gamma_1 = \frac{b+d}{\psi \ell^2} \cdot H \cdot \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \frac{E_1 \rho_1}{G_2 F_2}$$

Таблица № 7.

отсек	E_1	ρ_1	$E_1 \rho_1$	G_2	F_2	$G_2 F_2$	$\frac{E_1 \rho_1}{G_2 F_2}$	$b+d$	ℓ	ℓ^2	$H(b+d)$
1-2	$7 \cdot 10^5$	26	$18,2 \cdot 10^6$	$2,73 \cdot 10^5$	3,37	$9,21 \cdot 10^5$	19,7	704	144	$2,07 \cdot 10^4$	$6,05 \cdot 10^4$
2-3	$7 \cdot 10^5$	26	$18,2 \cdot 10^6$	$2,73 \cdot 10^5$	3,2	$8,75 \cdot 10^5$	20,8	662	144	$2,07 \cdot 10^4$	$5,1 \cdot 10^4$

Таблица № 8.

отсек	$(b+d) \cdot H$	$\psi \ell^2$	$\frac{1}{\psi \ell^2}$	$\cos \beta$	$\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha$	$\frac{E_1 \rho_1}{G_2 F_2}$	γ_1
1-2	$6,05 \cdot 10^4$	$4,09 \cdot 10^4$	$2,44 \cdot 10^{-5}$	0,993	0,164	19,7	$47,4 \cdot 10^{-1}$
2-3	$5,1 \cdot 10^4$	$4,1 \cdot 10^4$	$2,44 \cdot 10^{-5}$	0,994	0,157	20,8	$40,4 \cdot 10^{-1}$

4. Определение коэффициента K_G^P

$$K_G^P = 1 + \frac{d}{b+d} \cdot \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}; \quad G_2 = G_4$$

Таблица № 9

отсек	F_2	F_4	$\frac{F_2}{F_4}$	d	$b+d$	$\frac{d}{b+d}$	$\frac{d}{b+d} \cdot \frac{F_2}{F_4}$	K_G^P
1-2	3,37	12,1	0,279	520	704	0,74	0,205	1,205
2-3	3,2	13,1	0,245	490	662	0,74	0,183	1,183

5. Определение коэффициента γ

$$\gamma = \frac{1}{\psi^2} \frac{b^2}{\rho^2} \cdot \frac{E_1 f_1}{G_1 F_1}$$

Таблица № 10.

от-сек.	$E_1 f_1$	G_1	F_1	$\frac{E_1 f_1}{G_1 F_1}$	b	b^2	ρ^2	$\frac{b^2}{\rho^2}$	ψ^2	$\frac{1}{\psi^2}$	γ
1-2	$18,2 \cdot 10^6$	$2,73 \cdot 10^5$	18,4	$50,4 \cdot 10^5$	184	$3,39 \cdot 10^4$	$207 \cdot 10^4$	1,64	3,92	$2,55 \cdot 10^{-1}$	1,51
2-3	$18,2 \cdot 10^6$	$2,73 \cdot 10^5$	17,2	$47,10^5$	172	$2,96 \cdot 10^4$	$207 \cdot 10^4$	1,43	3,94	$2,54 \cdot 10^{-1}$	1,41

6. Определение коэффициента K_E

$$K_E = 1 + \frac{E_1 f_1}{E_3 f_3} + \left(\frac{H}{h}\right)^2 \cdot \frac{E_1 f_1}{E_2 f_2} + \left(\frac{H}{h}\right)^2 \cdot \frac{E_1 f_1}{E_4 f_4}; E_1 = E_2 = E_3 = E_4$$

Таблица № 11.

Отсек	$\frac{f_1}{f_2}$	$\frac{f_1}{f_3}$	$\frac{f_1}{f_4}$	H	h	$\left(\frac{H}{h}\right)^2$	$\left(\frac{H}{h}\right)^2 \frac{f_1}{f_3}$	$\left(\frac{H}{h}\right)^2 \frac{f_1}{f_4}$	K_E
1-2	1,74	1,74	2,71	85,6	55,3	2,4	4,18	6,5	13,42
2-3	1,74	1,74	2,71	77	50	2,37	4,14	6,43	13,31

Определение коэффициента K_c

$$K_c = 1 + \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2 \cdot \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \left[\frac{b+d}{b} \cdot \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right]^2 \cdot \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} + \left[\frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \right]^2 \cdot \frac{G_1 F_1}{G_4 F_4}$$

Таблица № 12.

Отсек	$\cos \beta$	$\cos \alpha$	$\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$	$\left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2$	$\frac{F_1}{F_2}$	$\frac{F_2}{F_3}$	$\frac{F_1}{F_4}$	$\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta$	$\frac{b+d}{b}$	$\frac{d}{b}$	$(\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta) \cdot \cos \beta$
1-2	0,993	0,999	0,994	0,988	5,47	1	1,52	0,164	3,83	2,83	0,163
2-3	0,994	0,999	0,995	0,990	5,37	1	1,32	0,157	3,85	2,85	0,156

Таблица № 13.

Отсек	$\frac{F_1}{F_3} \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2$	$\frac{b+d}{b} \cos \beta \cdot \frac{F_1}{F_2} \cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \frac{F_1}{F_3}$	$\frac{d}{b} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \cdot \frac{F_1}{F_4}$	K_c
1-2	0,988	3,41	0,70	14,08
2-3	0,990	3,22	0,587	12,74

8. Определение коэффициента α_1

$$\alpha_1 = \frac{1 + 3 \gamma \cdot \frac{K_G^P}{K_E}}{1 + \gamma_1 \cdot \frac{K_G}{K_E}}$$

Таблица № 14.

Отсек	γ_1	K_G^P	$3\gamma \frac{K_G^P}{K_E}$	γ	K_G	$\frac{1}{K_E}$	$\gamma_1 \frac{K_G}{K_E}$	α_1
1-2	4,74	1,205	12,8	1,51	14,08	0,746	15,8	0,82
2-3	4,04	1,183	10,8	1,41	12,74	0,751	13,5	0,8

9. Определение коэффициента α_2

$$\alpha_2 = 1 - \frac{b+d}{\psi H} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \cdot \alpha_1$$

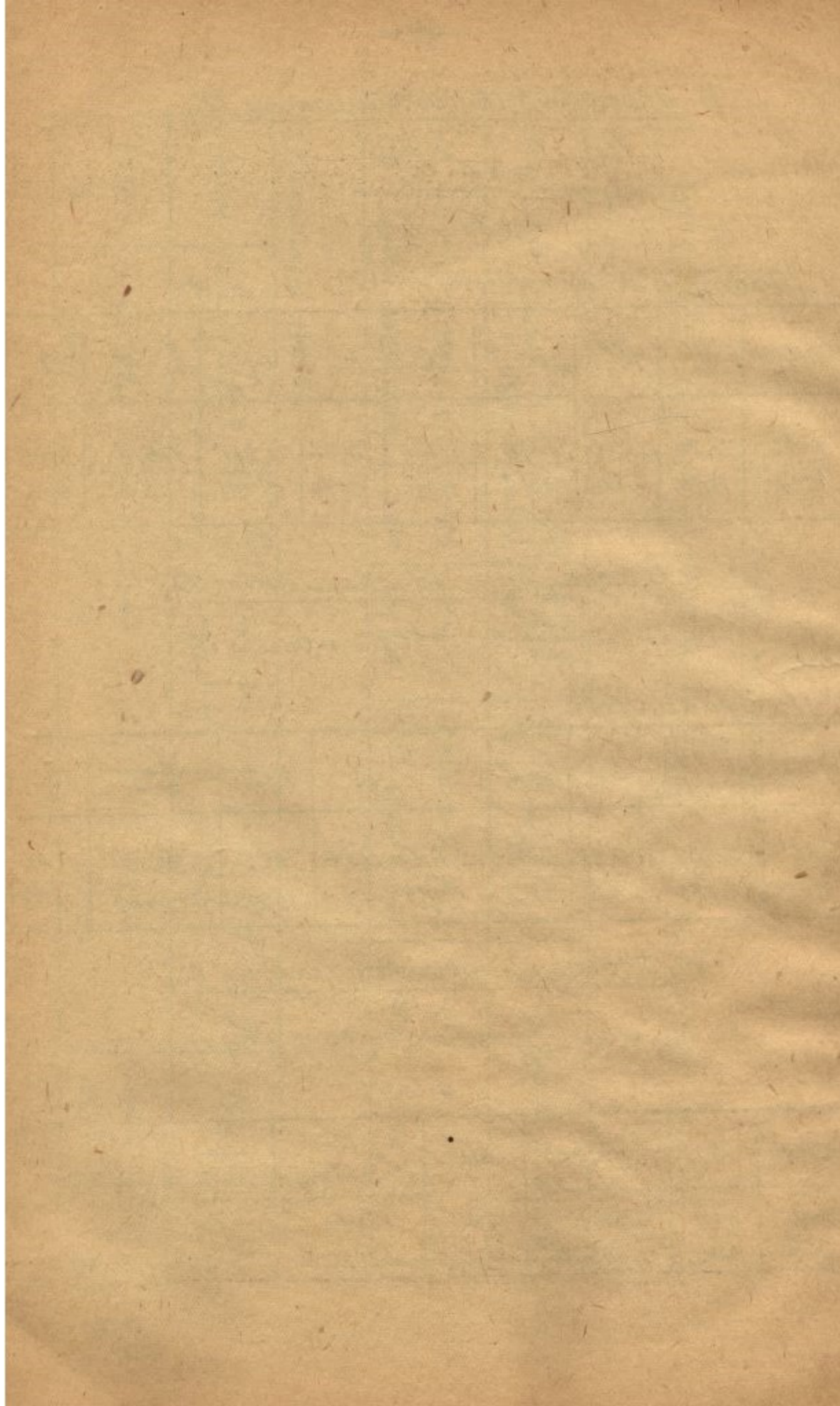
Таблица № 15.

Отсек	$\cos \beta$ $(\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	α_1	$b+d$	ψ	H	ψH	$\frac{1}{\psi H}$	α_2
1-2	0,163	0,82	704	1,98	85,6	169,5	$0,89 \cdot 10^{-2}$	0,45
2-3	0,156	0,8	662	1,985	77	152,5	$0,655 \cdot 10^{-2}$	0,47

10. Определение коэффициента α_4

$$\alpha_4 = 1 - \frac{d}{\psi H} \alpha_1 \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$$

Отсек	d	$\frac{1}{\psi H}$	α_1	$\cos \beta$ $(\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$\frac{d}{\psi H}$	α_4
1-2	520	$0,59 \cdot 10^{-2}$	0,82	0,163	3,06	0,59
2-3	490	$0,655 \cdot 10^{-2}$	0,8	0,156	3,21	0,60



а. Определение коэффициента A_1 .

$$A_1 = 1 - \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_E \cdot E_1 \cdot f_1}{K_E \cdot G_1 \cdot F_1}}$$

$$= \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{-184}{1,98 \cdot 144} \right)^2 \frac{1408}{13,42 \cdot 13,4} \cdot \frac{7 \cdot 10^5 \cdot 26}{9,73 \cdot 10^3}} = 0,825$$

б. Определение коэффициента t'_G

$$t'_G = 1 + \left(\frac{\cos \beta}{\cos \alpha} \right)^2 \frac{G_1 \cdot F_1}{G_3 \cdot F_3} - \left[\frac{B+d}{B^2} \cdot H \cdot \psi \frac{a_2}{a_1} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \frac{G_1 \cdot F_1}{G_2 \cdot F_2} + \right.$$

$$\left. + \frac{a}{R^2} H \psi \frac{a_4}{a_1} \cdot \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) \frac{G_1 \cdot F_1}{G_4 \cdot F_4} \right] =$$

$$= 1 + \left(\frac{0,993}{0,999} \right)^2 \frac{2,73 \cdot 10^5}{2,73 \cdot 10^5} \cdot \frac{18,4}{18,4} - \left[\frac{184+20}{184^2} \cdot 85,6 \cdot 1,98 \cdot \frac{0,45}{0,82} \cdot \right.$$

$$\cdot 0,993 (0,116 + 0,048) \frac{18,4}{3,37} + \frac{520}{184^2} \cdot 85,6 \cdot 1,98 \cdot \frac{0,59}{0,52} \cdot 0,993 (0,116 +$$

$$\left. + 0,048) \frac{18,4}{12,1} \right] = -0,174$$

в. Определение коэффициента B_1 .

$$B_1 = 1 + \frac{3 \cdot B}{2 H \psi^2} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_E \cdot E_1 \cdot f_1}{K_E \cdot G_1 \cdot F_1}} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_E \cdot E_1 \cdot f_1}{K_E \cdot G_1 \cdot F_1}}} \cdot \frac{a_1}{a_1 - 1}$$

$$\frac{t'_G \cdot E_1 \cdot f_1}{K_E \cdot G_1 \cdot F_1} =$$

$$B_1 = 1 + \frac{3}{2} \cdot \frac{184}{1,98^2 \cdot 85,6} \cdot \frac{1}{1 + 3 \cdot 0,416 \cdot 3,8} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{1 + 3 \cdot 0,416 \cdot 3,8}} \cdot \frac{0,82}{0,82 - 1}$$

$$\cdot \frac{(-0,174) \cdot 7 \cdot 10^5 \cdot 26}{13,42 \cdot 2,73 \cdot 10^5 \cdot 18,4} = 1,037$$

а. Определение коэффициента А.

$$A = 1 + \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_G E_1 f_1}{K_E G_1 F_1}} = 1 - \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{5,73} = 0,869$$

б. Определение коэффициента В.

$$B = 1 + \frac{\left[\frac{3}{2} \cdot \frac{B}{\psi R} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_G E_1 f_1}{K_E G_1 F_1}} \right]^2 \cdot \frac{E_1 f_1 K_G}{G_1 F_1 K_E}}{1 - \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_G E_1 f_1}{K_E G_1 F_1}}} =$$

$$= 1 + \frac{\left[\frac{3}{2} \cdot \frac{184}{1,98 \cdot 144} \cdot 0,175 \right]^2 \cdot \frac{7,10^5 \cdot 26 \cdot 14,08}{2,73 \cdot 10^5 \cdot 18,4 \cdot 13,42}}{1 - \frac{3}{4} \cdot 0,175} = 1,127$$

в. Определение коэффициента q.

$$q = 1 - \frac{A, B_1}{2AB} \left[1 - \frac{3}{2} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi R} \right)^2 \frac{K_G E_1 f_1}{K_E G_1 F_1}} \right] = 1 - \frac{0,825 \cdot 1,037}{2 \cdot 0,869 \cdot 1,127} \left(1 - \frac{3}{2} \cdot 0,175 \right) = 0,68$$

ж. Определение осевых сил N_{1e}^M .

$$N_{1e}^M = \frac{(a_1 - 1) \cdot M}{B H} \cdot q R = \frac{(0,82 - 1)}{184 \cdot 85,6} \cdot 0,68 \cdot 144 = -0,00112$$

$$N_{1e}^M = N_{3e}^M = -0,00112$$

$$N_{2e}^M = N_4^M = N_{1e}^M \frac{H}{h} = -0,00112 \frac{85,6}{55,3} = -0,00172$$

$$N_{2e}^M = N_{4e}^M = -0,00172$$

з. Определение осевых сил N_{10}^M при $x=0$

$$q = - \frac{A, B}{2AB} = - \frac{0,825 \cdot 1,037}{2 \cdot 0,869 \cdot 1,127} = -0,44$$

$$N_{10}^M = \frac{(a_1 - 1) M_0 \rho}{B H} = \frac{(0,82 - 1)(-0,44) 144}{184,85,6} = 0,00078$$

$$N_{10}^M = N_{30}^M = 0,00078$$

$$N_{20}^M = N_{10}^M \frac{H}{h} = 0,00078 \frac{85,6}{55,3} = 0,00121$$

$$N_{40}^M = N_{20}^M = 0,00121$$

12. Определение осевых сил N_{1e}^M в поясах лонжеронов отсека 2-3 от крутящего момента $M=1$ в основной системе (Пояса лонжеронов заделаны на нервюре 2)

$$N_{1e}^M = \frac{M}{B} \cdot \frac{\rho}{H} (a_1 - 1) = \frac{1 \cdot 144}{172,77} (0,8 - 1) = -0,00218 \frac{1}{\text{см}}$$

$$N_{3e}^M = N_{1e}^M = -0,00218 \frac{1}{\text{см}}$$

$$N_{2e}^M = N_{1e}^M \cdot \frac{H}{h} = -0,00218 \cdot \frac{85,6}{55,3} = -0,0034 \frac{1}{\text{см}}$$

На рис. 151 представлена эпюра осевых сил в поясе 1 от крутящего момента $M=1$, приложенного в плоскости нервюры 3 в основной системе.

13. Определение осевых сил N_{1e}^f и N_{10}^f в поясах лонжеронов отсека 1-2 от смещения $\Delta f=1$ закрепления пояса 1 на нервюре 2 в основной системе.

(коробка с двухсторонней заделкой)

а. Определение коэффициента β_2 .

$$\beta_2 = 1 + \frac{3}{\psi e} \alpha \frac{K_0}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi e}\right)^2 \frac{K_0}{K_E} \frac{E_1 f_1}{G_1 F_1}} \cdot \frac{K_0}{K_E} \frac{1}{1 - \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\psi e}\right)^2 \frac{K_0}{K_E} \frac{E_1 f_1}{G_1 F_1}}} =$$

$$\alpha = \frac{B^2}{e^2} \frac{E_1 f_1}{G_1 F_1} = \frac{184^2}{144^2} \frac{7 \cdot 10^5 \cdot 26}{2,73 \cdot 10^5 \cdot 18,4} = 1,63 \cdot 2,56 \cdot 1,41 = 5,9$$

$$B_2 = 1 + \frac{3}{3,98} \cdot 5,9 \cdot \frac{1}{5,73} \cdot \frac{14,08}{13,42} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{5,73}} = 1,99$$

б. Определение осевых сил N_{ie}^f от смещения $\Delta f = 1$

$$N_{ie}^f = N_{ie} \left[1 - \frac{1}{2} \frac{A_1 B_2}{AB} \left(1 - \frac{3}{2} \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\varphi R} \right)^2 \frac{K_G}{K_E} \frac{E_1 \rho_1}{G_1 F_1}} \right) \right] = \frac{3 E_1 \rho_1}{\rho}$$

$$\frac{\Delta f}{K_E \left[1 + 3 \left(\frac{B}{\varphi R} \right)^2 \frac{K_G}{K_E} \right]} \cdot \left[1 - \frac{1}{2} \frac{A_1 B_2}{AB} \left(1 - \frac{3}{2} \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{B}{\varphi R} \right)^2 \frac{K_G}{K_E} \frac{E_1 \rho_1}{G_1 F_1}} \right) \right] =$$

$$\frac{3,7 \cdot 10^5 \cdot 26}{144} \cdot \frac{\Delta f}{13,42 \left[1 + 3 \left(\frac{124}{144 \cdot 1,98} \right)^2 \frac{14,08}{13,42} \right]} \cdot \left[1 - \frac{1}{2} \frac{0,825 \cdot 1,99}{0,289 \cdot 1,127} \right] =$$

$$\left(1 - \frac{3}{2} \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{124}{144 \cdot 1,98} \right)^2 \frac{14,08 \cdot 7 \cdot 10^5 \cdot 26}{13,42 \cdot 2,73 \cdot 10^5 \cdot 18,4}} \right) \right] = 0,465 \cdot 10^4$$

$$N_{3e}^f = N_{1e}^f = 0,465 \cdot 10^4$$

$$N_{2e}^f = N_{1e}^f \cdot \frac{H}{h} = 0,465 \cdot 10^4 \cdot \frac{85,6}{55,3} = 0,72 \cdot 10^4$$

$$N_{2e}^f = N_{4e}^f = 0,72 \cdot 10^4$$

в. Определение осевых сил N_{i0}^f (при $x=0$)

$$N_{10}^f = -N_{1e} \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{A_1 B_2}{AB} = -\frac{10^5}{8,15} \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{0,825 \cdot 1,99}{1,127 \cdot 0,289} = -1,03 \cdot 10^4$$

$$N_{30}^f = N_{40}^f = -1,03 \cdot 10^4$$

$$N_{20}^f = N_{40}^f = N_{10}^f \cdot \frac{H}{h} = -1,03 \cdot 10^4 \cdot \frac{85,6}{55,3} = -1,6 \cdot 10^4$$

$$N_{40}^f = N_{20}^f = -1,6 \cdot 10^4$$

14. Определение осевых сил N_{1e}^f в отрезке 2-3 от смещения $\Delta f = 1$ в основной системе.

(порса лонжеронов заделаны только на одной нервюре 2)

$$N_{1e}^f = \frac{3E_1 f_1}{\rho K_E} \frac{1}{\left[1 + 3 \left(\frac{B}{\rho E} \right)^2 \frac{K_d}{K_E} \right]} = \frac{3 \cdot 7 \cdot 10^5 \cdot 26}{144 \cdot 13,31} \cdot \frac{1}{1 + 3 \left(\frac{172}{199,144} \right)^2 \frac{12,74}{13,31}} = 14 \cdot 10^4$$

$$N_{2e}^f = 2,16 \cdot 10^4$$

На рис. 130 представлена эпюра осевых сил в порсе 1 от $\Delta f = 1$ в основной системе.

15. Определение действительного смещения Δ , закрепления порса 1 на нервюре 2 от крутящего момента $M = 1$, приложенного в плоскости нервюры 3.

Предполагаемое направление осевых сил показано на рис. 131

а. Определение реакции τ_{11}

$$\tau_{11} = (N_{1e}^f)_{2-3} + (N_{1e}^f)_{1-2} = 1,4 \cdot 10^4 + 1,03 \cdot 10^4 = 2,43 \cdot 10^4 \text{ кг/см.}$$

б. Определение реакции τ_{1p} .

$$\tau_{1p} = (N_{1e}^M)_{2-3} + (N_{1e}^M)_{1-2} = -(0,0022 + 0,0078) = -0,003 \text{ кг}$$

в. Определение перемещения Z , закрепления порса 1 на нервюре 2.

$$Z, \tau_{11} + \tau_{1p} = 0,$$

Откуда

$$Z = -\frac{\tau_{1p}}{\tau_{11}} = -\frac{0,003}{2,43 \cdot 10^4} = 1,24 \cdot 10^{-7}$$

16. Определение окончательных осевых сил в порсе 1.

На рис. 132 представлена окончательная эпюра осевых сил в порсе 1, определенная по формуле $N_1 = N_1^M + Z, N_1^f$

17. Определение окончательных перерезывающих сил Q_1, Q_2, Q_3, Q_4

в стеночках коробок 2-3 и 2-1

Обозначения см. на рис. 133

а. Определение Q_1

$$Q_1 = \left[(M_B - M_A) + \frac{Ml}{Pl} \right] \frac{B}{\psi l}$$

Таблица № 17

Отсек	M_B	M_A	$M_B - M_A$	$\frac{1}{B}$	$\frac{l}{H}$	$\frac{1}{B} \cdot \frac{l}{H}$	$(M_B - M_A) + \frac{1}{B} \cdot \frac{l}{H}$
1-2	$-0,54 \cdot 10^{-3}$	$-0,5 \cdot 10^{-3}$	$-0,04 \cdot 10^{-3}$	$5,44 \cdot 10^{-3}$	1,68	$9,15 \cdot 10^{-3}$	$9,11 \cdot 10^{-3}$
2-3	$-0,5 \cdot 10^{-3}$	-	$-0,5 \cdot 10^{-3}$	$5,83 \cdot 10^{-3}$	1,87	$10,9 \cdot 10^{-3}$	$10,4 \cdot 10^{-3}$

Таблица № 18

Отсек	B	$\frac{1}{\psi}$	$\frac{1}{l}$	$\frac{B}{\psi l}$	$(M_B - M_A) + \frac{1}{B} \cdot \frac{l}{H}$	$Q_{ке}$
1-2	$1,84 \cdot 10^2$	0,505	$6,95 \cdot 10^{-3}$	$6,45 \cdot 10^{-1}$	$9,11 \cdot 10^{-3}$	$5,9 \cdot 10^{-3}$
2-3	$1,72 \cdot 10^2$	0,504	$6,95 \cdot 10^{-3}$	$6,03 \cdot 10^{-1}$	$10,4 \cdot 10^{-3}$	$6,3 \cdot 10^{-3}$

б. Определение Q_2

$$Q_2 = -Q_1 \frac{B+d}{B} \cos \beta (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) + \frac{M}{B}$$

Таблица № 19

Отсек	$-Q_1$ кг	$\frac{B+d}{B}$	$-Q_1 \cdot \frac{B+d}{B}$	$\cos \beta$ $(\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$-Q_1 \cdot \frac{B+d}{B} \cdot \cos \beta$ $(\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$\frac{1}{B}$	Q_2 кг
1-2	$-5,9 \cdot 10^{-3}$	3,83	$-2,28 \cdot 10^{-2}$	0,163	$-3,72 \cdot 10^{-3}$	$5,43 \cdot 10^{-3}$	$1,71 \cdot 10^{-3}$
2-3	$-6,3 \cdot 10^{-3}$	3,25	$-2,42 \cdot 10^{-2}$	0,156	$-3,78 \cdot 10^{-3}$	$5,81 \cdot 10^{-3}$	$2,03 \cdot 10^{-3}$

в. Определение Q_3

$$Q_3 = Q_1 \frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$$

Таблица № 20.

Отсек	$-Q_1$ кг.	$\frac{\cos \beta}{\cos \alpha}$	Q_3 кг.
1-2	$5,9 \cdot 10^{-3}$	0,994	$5,86 \cdot 10^{-3}$
2-3	$6,3 \cdot 10^{-3}$	0,995	$6,26 \cdot 10^{-3}$

г. Определение Q_4

$$Q_4 = -Q_1 \cdot \frac{d}{b} \cos \beta \cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha) + \frac{M}{b}$$

Таблица № 21.

Отсек	$-Q_1$ кг.	$\frac{d}{b}$	$-Q_1 \cdot \frac{d}{b}$	$\cos \beta$ $\cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$-Q_1 \cdot \frac{d}{b} \cdot \cos \beta$ $\cdot (\operatorname{tg} \beta + \operatorname{tg} \alpha)$	$\frac{1}{b}$	Q_4 кг.
1-2	$-5,9 \cdot 10^{-3}$	2,83	$-1,67 \cdot 10^{-2}$	0,163	$-2,72 \cdot 10^{-3}$	$5,43 \cdot 10^{-3}$	$2,71 \cdot 10^{-3}$
2-3	$-6,3 \cdot 10^{-3}$	2,85	$-1,8 \cdot 10^{-2}$	0,156	$-2,81 \cdot 10^{-3}$	$5,21 \cdot 10^{-3}$	$3,0 \cdot 10^{-3}$

д. Проверка равновесия перерезывающих сил в коробках

2-3 и 2-1

Таблица № 22.

Отсек	Проекция на ось OX						
	Q_1	$\cos \beta$	$Q_1 \cdot \cos \beta$	Q_3	$\cos \alpha$	$Q_3 \cdot \cos \alpha$	ΣX
1-2	$5,9 \cdot 10^{-3}$	0,993	$5,86 \cdot 10^{-3}$	$5,86 \cdot 10^{-3}$	0,999	$5,86 \cdot 10^{-3}$	0
2-3	$6,3 \cdot 10^{-3}$	0,994	$6,26 \cdot 10^{-3}$	$6,26 \cdot 10^{-3}$	0,999	$6,26 \cdot 10^{-3}$	0

Таблица № 23.

Отсек	Проекция на ось OY								
	Q_4	Q_2	Q_1	$\sin \beta$	$Q_1 \cdot \sin \beta$	Q_3	$\sin \alpha$	$Q_3 \cdot \sin \alpha$	ΣY
1-2	$2,71 \cdot 10^{-3}$	$1,71 \cdot 10^{-3}$	$5,9 \cdot 10^{-3}$	0,12	$74 \cdot 10^{-4}$	$5,86 \cdot 10^{-3}$	0,04	$2,37 \cdot 10^{-4}$	~ 0
2-3	$3,0 \cdot 10^{-3}$	$2,03 \cdot 10^{-3}$	$6,3 \cdot 10^{-3}$	0,11	$6,93 \cdot 10^{-4}$	$6,26 \cdot 10^{-3}$	0,04	$2,5 \cdot 10^{-4}$	~ 0

18. Определение угла закручивания δ_{22}

Нумерацию стенок и контуров см. рис. 184.

а. Определение коэффициента t_ρ

$$t_\rho = 1 + \left(\frac{Q_3}{Q_1}\right)^2 \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} \cdot \frac{G_1 \delta_1}{G_3 \delta_3} + \left(\frac{Q_2}{Q_1}\right)^2 \frac{B}{H \cos \beta} \cdot \frac{G_1 \delta_1}{G_2 \delta_2} + \left(\frac{Q_4}{Q_1}\right)^2 \frac{B}{H \cos \beta} \cdot \frac{G_1 \delta_1}{G_4 \delta_4}$$

Таблица № 24.

Отсек	Q_3	Q_1	$\left(\frac{Q_3}{Q_1}\right)^2$	$\frac{\cos \alpha}{\cos \beta}$	$\frac{\delta_1}{\delta_3}$	$\left(\frac{Q_3}{Q_1}\right)^2 \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} \frac{G_1 \delta_1}{G_3 \delta_3}$
1-2	$5,86 \cdot 10^{-3}$	$5,9 \cdot 10^{-3}$	1,0	0,994	1	0,994
2-3	$5,26 \cdot 10^{-3}$	$6,3 \cdot 10^{-3}$	1,0	0,995	1	0,995

Таблица № 25

Отсек	Q_2	Q_1	$\left(\frac{Q_2}{Q_1}\right)^2$	$\left(\frac{B}{H}\right)$	$\frac{1}{\cos \beta}$	$\frac{\delta_1}{\delta_2}$	$\left(\frac{Q_2}{Q_1}\right)^2 \frac{B}{H \cos \beta} \frac{G_1 \delta_1}{G_2 \delta_2}$
1-2	$1,71 \cdot 10^{-3}$	$5,9 \cdot 10^{-3}$	0,085	2,15	1,008	1,64	0,301
2-3	$2,03 \cdot 10^{-3}$	$6,3 \cdot 10^{-3}$	0,104	2,24	1,007	1,56	0,364

Таблица № 26

Отсек	Q_4	Q_1	$\left(\frac{Q_4}{Q_1}\right)^2$	$\frac{B}{H}$	$\frac{1}{\cos \beta}$	$\frac{\delta_1}{\delta_4}$	$\left(\frac{Q_4}{Q_1}\right)^2 \frac{B}{H \cos \beta} \frac{G_1 \delta_1}{G_4 \delta_4}$	t_ρ
1-2	$2,71 \cdot 10^{-3}$	$5,9 \cdot 10^{-3}$	0,212	2,15	1,008	0,71	0,324	2,62
2-3	$3,0 \cdot 10^{-3}$	$6,3 \cdot 10^{-3}$	0,226	2,24	1,008	0,535	0,297	2,66

б. Определение угла закручивания δ_{22}

$$\delta_{22} = \sum \left[\left(n_i^2 + n_i m_i + \frac{m_i^2}{3} \right) \frac{\rho}{E_i \delta_i} K_E + \frac{Q_i^2 \cos \beta}{\rho G_i \delta_i} t_\rho \cdot \rho \right];$$

$$n_i = N_{iA}; \quad m_i = N_{iB} - N_{iA}$$

Таблица № 27

Отсек	n_i	m_i	n_i^2	$n_i m_i$	$\frac{m_i^2}{3}$	$n_i^2 + n_i m_i + \frac{m_i^2}{3}$	N_{iB}
1-2	$-0,5 \cdot 10^{-3}$	$-0,04 \cdot 10^{-3}$	$0,25 \cdot 10^{-6}$	$0,02 \cdot 10^{-6}$	$0,53 \cdot 10^{-9}$	$0,272 \cdot 10^{-6}$	$-0,54 \cdot 10^{-3}$
2-3	0	$-0,5 \cdot 10^{-3}$	0	0	$0,83 \cdot 10^{-7}$	$0,25 \cdot 10^{-6}$	$-0,5 \cdot 10^{-3}$

Таблица № 28

Отсек	ρ	$\frac{1}{E, \rho_1}$	K_E	$\frac{\rho}{E, \rho_1} K_E$	$(n_1^2 + n_1 m_1 + \frac{m_1^2}{3}) \cdot \frac{\rho}{E, \rho_1} K_E$
1-2	144	$5,5 \cdot 10^{-8}$	13,42	$10,6 \cdot 10^{-5}$	$2,89 \cdot 10^{-11}$
2-3	144	$5,5 \cdot 10^{-8}$	13,31	$10,5 \cdot 10^{-5}$	$2,63 \cdot 10^{-11}$

Таблица № 29

Отсек	Q_1^2	$\cos \beta$	t_β	$\frac{1}{B}$	$\frac{1}{G, \delta_1}$	$\frac{Q_1^2 \cos \beta}{B G, \delta_1} t_\beta$	$\frac{Q_1^2 \cos \beta}{B G, \delta_1} \rho$
1-2	$3,5 \cdot 10^{-5}$	0,993	2,62	$5,44 \cdot 10^{-3}$	$3,67 \cdot 10^{-5}$	$1,82 \cdot 10^{-11}$	$2,62 \cdot 10^{-9}$
2-3	$3,96 \cdot 10^{-5}$	0,994	2,66	$5,23 \cdot 10^{-3}$	$3,67 \cdot 10^{-5}$	$2,25 \cdot 10^{-11}$	$3,24 \cdot 10^{-9}$

Таблица № 30

Отсек	$(n_1^2 + n_1 m_1 + \frac{m_1^2}{3}) \cdot \frac{\rho}{E, \rho_1} K_E$	$(\delta_{22})_{отсеки}$
1-2	$2,89 \cdot 10^{-11}$	$2,62 \cdot 10^{-9}$
2-3	$2,63 \cdot 10^{-11}$	$3,24 \cdot 10^{-9}$

Анализируя результаты вычислений, занесенные в таблицу № 31 мы лишним раз убеждаемся в ничтожном влиянии осевых сил на угол закручивания сечения.

19. Определение угла закручивания $\delta_{1,2}$

Таблица № 31.

Отсек	$(Q_1)_1$	$(Q_4)_2$	$\frac{1}{G_4 \delta_4}$	$\frac{1}{2 h_4}$	ρ	$\frac{(Q_1)_1 (Q_4)_2 \rho}{2 h_4 G_4 \delta_4} = \delta_{12} \text{ отсека}$
1-2	$1,2 \cdot 10^{-2}$	$0,58 \cdot 10^{-3}$	$2,6 \cdot 10^{-5}$	$5,84 \cdot 10^{-3}$	144	$1,59 \cdot 10^{-10}$
2-3	$1,33 \cdot 10^{-2}$	$2,45 \cdot 10^{-3}$	$2,14 \cdot 10^{-5}$	$6,5 \cdot 10^{-3}$	144	$6,5 \cdot 10^{-10}$
						$\delta_{12} = 8,09 \cdot 10^{-10}$

20. Определение угла закручивания δ_{23}

Таблица № 32.

Отсек	$(Q_2)_2$	$(Q_2)_3$	$\frac{1}{G_2 \delta_2}$	$\frac{1}{2h_2}$	l	$\frac{(Q_2)_2 \cdot (Q_2)_3 \cdot l}{2h_2 G_2 \delta_2} = \delta_{23} \text{ от. с.к.к.}$
1-2	$-1,12 \cdot 10^{-3}$	$5,63 \cdot 10^{-3}$	$0,6 \cdot 10^{-4}$	$9,04 \cdot 10^{-3}$	144	$4,9 \cdot 10^{-10}$
2-3	$1,29 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-3}$	$0,575 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-2}$	144	$6,4 \cdot 10^{-10}$
						$\delta_{23} = 11,3 \cdot 10^{-10}$

21. Определение коэффициента распределения момента по коробкам.

Ввиду того, что угол закручивания хвостовой коробки по сравнению с центральной и носовой очень велик, можно принять $M_3 = 0$ и тогда следует определить лишь M_1 и M_2 из уравнений

$$M_1 \delta_{11} + M_2 \delta_{12} = \epsilon$$

$$M_1 \delta_{21} + M_2 \delta_{22} = \epsilon$$

или подставив значения δ_{11} , δ_{22} и δ_{12} , получаем:

$$\left. \begin{aligned} 2,76 \cdot 10^{-9} M_1 - 8,09 \cdot 10^{-10} M_2 &= \epsilon \\ -8,09 \cdot 10^{-10} M_1 + 2,62 \cdot 10^{-9} M_2 &= \epsilon \end{aligned} \right\} \text{(А)}$$

Результаты решения уравнений (А):

$$M_1 = 5,21 \cdot 10^8 \cdot \epsilon$$

$$M_2 = 5,44 \cdot 10^8 \cdot \epsilon$$

Значение ϵ находим по формуле

$$\epsilon = \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2}$$

или подставив

$$\alpha_1 = \frac{1}{5,21 \cdot 10^8} = 1,92 \cdot 10^{-9}$$

$$\alpha_2' = \frac{1}{5,44 \cdot 10^8} = 1,84 \cdot 10^{-9}$$

получаем:

$$\varepsilon = \frac{1}{5,21 \cdot 10^8 + 5,44 \cdot 10^8} = \frac{1}{10,65 \cdot 10^8} = 9,4 \cdot 10^{-10}$$

После чего:

$$\mu_1 = 5,21 \cdot 10^8 \cdot \varepsilon = 5,21 \cdot 10^8 \cdot 9,4 \cdot 10^{-10} = 0,49$$

$$\mu_2 = 5,44 \cdot 10^8 \cdot 9,4 \cdot 10^{-10} = 0,51$$

Б. Расчет по методу прямоугольных коробок.

Два отсека крыла вблизи заделки, схема которых представлена на рис. 135 заменяем прямоугольными коробками рис. 136.

Размеры коробок подбираем так, чтобы внутренние площади остались бы равновеликими соответствующими площадям контуров по схеме рис. 135.

Полученные при этом геометрические размеры коробок сведены в таблицу №1.

Таблица №1.

№№ отсеков	ρ см.	$2h$ см.	$2b_1$ см.	$2b_2$ см.	$2b_3$ см.
1-2	144	65,6	54,2	183	75
2-3	144	60	45,4	171	70,7

1. Носовая коробка.

1. Определение коэффициента распределения крутящего момента на вертикальные и горизонтальные стенки носика

$$K = 3 - \frac{1}{\rho^2} \cdot \frac{h^2}{B^2} \cdot \frac{E_1 J_1}{G_2 F_2} \cdot \frac{\pi G}{S E}$$

$$\pi G = 1 + \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$$

$$S_E = 1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + 3 \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \cdot \frac{m_G}{\rho^2}$$

$$m_G = 1 + \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \frac{h^2}{b^2} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} n_G$$

Таблица №2

От-сек	$E_1 J_1$	$E_2 J_2$	$G_1 F_1$	$G_2 F_2$	$G_3 F_3$	$G_4 F_4$	$(\frac{h}{b})^2$	ρ
1-2	$3,17 \cdot 10^8$	$1,18 \cdot 10^8$	$0,54 \cdot 10^6$	$2,57 \cdot 10^6$	$0,92 \cdot 10^6$	$1,10^6$	1,69	144
2-3	$3,17 \cdot 10^8$	$1,18 \cdot 10^8$	$0,41 \cdot 10^6$	$2,31 \cdot 10^6$	$0,785 \cdot 10^6$	$0,9 \cdot 10^6$	1,75	144

$$n_G = 1 + \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$$

Таблица №3

Отсек	$\frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$	n_G
1-2	2,57	3,57
2-3	2,57	3,57

$$m_G = 1 + \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \left(\frac{h}{b}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} n_G$$

Таблица №4

Отсек	$\frac{G_1 F_1}{G_3 F_3}$	$\left(\frac{h}{b}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} n_G$	m_G
1-2	0,586	1,265	2,85
2-3	0,522	1,11	2,63

$$S_E = 1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + 3 \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \cdot \frac{m_G}{\rho^2}$$

Таблица №5

отсек	$\frac{E_1 J_1}{E_2 J_2}$	$3 \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \frac{m_G}{\rho^2}$	S_E
1-2	2,69	$2,42 \cdot 10^{-2}$	3,69
2-3	2,69	$2,96 \cdot 10^{-2}$	3,69

Как видно из приведенных вычислений, величиной

$$3 \frac{E, J_1}{G, F_1} \cdot \frac{m_0}{\rho^2} \text{ можно пренебречь}$$

Отсек 1-2

$$K = K_{1-2} = 3 \frac{1}{2,07 \cdot 10^4} \cdot 1,69 \cdot \frac{3,17 \cdot 10^8}{2,57 \cdot 10^6} \cdot \frac{3,57}{3,69} = 2,92 \cdot 10^{-2}$$

Отсек 2-3

$$K = K_{2-3} = 3 \frac{1}{2,07 \cdot 10^4} \cdot 1,75 \cdot \frac{3,17 \cdot 10^8}{2,31 \cdot 10^6} \cdot \frac{3,57}{3,69} = 3,36 \cdot 10^{-2}$$

2. Определение срезывающих усилий в стеночках от кручения
моментом $M=1$. Отсек 1-2.

Отсек 1-2

В горизонтальных стенках $Q = \frac{kM}{2h}$

$$Q = \frac{2,92}{56,6 \cdot 10^2} = 0,438 \cdot 10^{-3}$$

В вертикальных стенках

$$Q = \frac{(1-K)M}{2B}$$

$$Q = \frac{0,9708}{51,2} = 1,9 \cdot 10^{-2}$$

Отсек 2-3

В горизонтальных стенках:

$$Q = \frac{3,36}{56,6 \cdot 10^2} = 0,505 \cdot 10^{-3}$$

В вертикальных стенках

$$Q = \frac{0,9664}{51,2} = 1,89 \cdot 10^{-2}$$

3. Определение угла закручивания Θ

$$\Theta = \frac{K^2 \rho^3}{3E, J_1 h^3} \left(1 + \frac{E, J_1}{E_2 J_2} + m_0' \frac{E, J_1}{G, F_1} \cdot \frac{3}{4\rho^2} \right)$$

$$m_0' = 2 \left[1 + \frac{h^2}{B^2} \left(\frac{1-K}{K} \right)^2 \frac{G, F_1}{G_2 F_2} \right]$$

$$\alpha = 1 + \frac{E, J_1}{E_2 J_2} + m_0' \frac{E, J_1}{G, F_1} \cdot \frac{3}{4\rho^2}$$

Таблица №6

Отсек	$\left(\frac{1-\kappa}{\kappa}\right)^2$	$\left(\frac{h}{b}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	$\left(\frac{1-\kappa}{\kappa}\right)^2 \frac{h^2}{b^2} \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	m'_G
1-2	$1,105 \cdot 10^3$	0,355	$0,392 \cdot 10^3$	$0,786 \cdot 10^3$
3-4	$0,825 \cdot 10^3$	0,31	$0,256 \cdot 10^3$	$0,514 \cdot 10^3$

Таблица №7

Отсек	$\frac{\kappa^2 \rho^3}{3E_1 J_1 h^2}$	$\frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + 1$	$m'_G \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \frac{3}{4\rho^2}$	α	$\theta_{\text{отсека}}$	$\theta_{\text{сум}}$
1-2	$0,605 \cdot 10^{-9}$	3,69	16,7	2,039 \cdot 10	$1,23 \cdot 10^{-8}$	$3,10^{-8}$
2-3	$0,985 \cdot 10^{-9}$	3,69	14,3	1,799 \cdot 10	$1,77 \cdot 10^{-8}$	$1,77 \cdot 10^{-8}$

Хвостовая коробка

1. Определение коэффициента распределения момента на вертикальные и горизонтальные стеночки.

$$\kappa = 3 \frac{1}{\rho^2} \cdot \frac{h^2}{b^2} \cdot \frac{E_1 J_1}{G_2 F_2} \cdot \frac{m_G}{S_E}, \text{ где}$$

$$m_G = 1 + \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$$

$$S_E = 1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + 3 \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \cdot \frac{m_G}{\rho^2}$$

$$m_G = 1 + \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \frac{h^2}{b^2} \cdot \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} m_G$$

Жесткости и геометрические размеры коробки.

Таблица №8

Отсек	$E_1 J_1$ кг. см ²	$E_2 J_2$ кг. см ²	$G_1 F_1$ кг.	$G_2 F_2$ кг.	$G_3 F_3$ кг.	$G_4 F_4$ кг.	$\left(\frac{h}{b}\right)^2$	ρ см
1-2	$1,18 \cdot 10^8$	$4,84 \cdot 10^7$	$1,02 \cdot 10^6$	$1,11 \cdot 10^6$	$1,02 \cdot 10^6$	$9,1 \cdot 10^5$	0,79	144
2-3	$1,18 \cdot 10^8$	$4,84 \cdot 10^7$	$9,65 \cdot 10^5$	$1,05 \cdot 10^6$	$3,65 \cdot 10^5$	$8,2 \cdot 10^5$	0,722	144

Вычисление π_G

Таблица №9.

Отсек	$\frac{G_2 F_2}{G_1 F_1}$	π_G
1-2	1,22	2,22
2-3	1,28	2,28

Вычисление π_G

Таблица №10

Отсек	$\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	$\left(\frac{h}{\delta}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} \cdot \pi_G$	π_G
1-2	1	1,615	3,615
2-3	1	1,51	3,51

Вычисление S_E

Таблица №11

Отсек	$\frac{E_1 J_1}{E_2 J_2}$	$3 \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \cdot \frac{\pi_G}{E^2}$	S_E
1-2	2,44	0,061	3,501
2-3	2,44	0,064	3,504

$$K_{1-2} = 3 \frac{1}{144^2} \cdot 0,79 \frac{1,18 \cdot 10^8}{1,11 \cdot 10^6} \cdot \frac{2,22}{3,501} = 7,6 \cdot 10^{-3}$$

$$K_{2-3} = 3 \frac{1}{144^2} \cdot 0,722 \frac{1,18 \cdot 10^8}{1,05 \cdot 10^6} \cdot \frac{2,28}{3,504} = 7,65 \cdot 10^{-3}$$

2. Определение срезывающих сил в стеночках от кручения моментом $M=1$

Отсек 1-2

В горизонтальных стеночках

$$Q = \frac{k \cdot M}{2h}$$

$$Q = \frac{7,6 \cdot 10^{-3} \cdot 1}{66,6} = 1,14 \cdot 10^{-4}$$

В вертикальных стеночках

$$Q = \frac{(1-K)M}{2B}$$

$$Q = \frac{(1-0,0076)}{75} = 1,32 \cdot 10^{-2}$$

Отсек 2-3

В горизонтальных стеночках

$$Q = \frac{7,65 \cdot 10^{-3}}{60} = 1,275 \cdot 10^{-4}$$

В вертикальных стеночках

$$Q = \frac{(1-7,65 \cdot 10^{-3})}{70,7} = 1,4 \cdot 10^{-8}$$

5. Определение угла закручивания Θ

$$\Theta = \frac{K^2 \rho^3}{3E_1 J_1 h^2} \left(1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + m'_d \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \frac{3}{4\rho^2} \right)$$

$$m'_d = 2 \left[1 + \frac{h^2}{B^2} \left(\frac{1-K}{K} \right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} \right]$$

$$a = 1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2} + m'_d \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \frac{3}{4\rho^2}$$

Вычисление m'_d

Таблица № 13

Отсек	$\left(\frac{1-K}{K}\right)^2$	$\left(\frac{h}{B}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	$\left(\frac{h}{B}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} \left(\frac{1-K}{K}\right)^2$	m'_d
1-2	$1,7 \cdot 10^4$	0,725	$1,23 \cdot 10^4$	$2,46 \cdot 10^4$
2-3	$1,68 \cdot 10^4$	0,66	$1,11 \cdot 10^4$	$2,22 \cdot 10^4$

Вычисление Θ

Таблица № 14

Отсек	$\frac{K^2 \rho^3}{3E_1 J_1 h^2}$	$1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2}$	$m'_d \frac{E_1 J_1}{G_1 F_1} \frac{3}{4\rho^2}$	a	Θ отсека	Θ сум.
1-2	$0,11 \cdot 10^{-9}$	3,44	103	106,44	$1,17 \cdot 10^{-8}$	$2,55 \cdot 10^{-8}$
2-3	$0,136 \cdot 10^{-9}$	3,44	98	101,44	$1,38 \cdot 10^{-8}$	$1,38 \cdot 10^{-8}$

Центральная коробка

1. Определение коэффициента распределения K в основной системе.

$$K = \frac{3\beta \frac{\pi_E}{\pi_G} + 1}{3\alpha \frac{\pi_G}{\pi_E} + 1}$$

где:

$$\pi_G = 1 + \frac{G_2 F_2}{G_4 F_4};$$

$$\pi_G = 1 + \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} + \left(\frac{h}{B}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} \pi_G;$$

$$\pi_E = 1 + \frac{E_1 f_1}{E_3 f_3} + \frac{E_1 f_1}{E_2 f_2} + \frac{E_1 f_1}{E_4 f_4};$$

$$\alpha = \left(\frac{B}{\rho}\right)^2 \frac{E_1 f_1}{G_1 F_1};$$

$$\beta = \left(\frac{h}{\rho}\right)^2 \frac{E_1 f_1}{G_2 F_2}.$$

Жесткости стенок и поясов лонжеронов.

Таблица № 15

От-сек	$G_1 F_1$	$G_2 F_2$	$G_3 F_3$	$G_4 F_4$	$E_1 f_1$	$E_2 f_2$	$E_3 f_3$	$E_4 f_4$
1-2	$5,03 \cdot 10^6$	$9,22 \cdot 10^5$	$5,03 \cdot 10^6$	$3,3 \cdot 10^6$	$1,82 \cdot 10^7$	$1,04 \cdot 10^7$	$1,04 \cdot 10^7$	$6,72 \cdot 10^6$
2-3	$4,7 \cdot 10^6$	$8,75 \cdot 10^5$	$4,7 \cdot 10^6$	$3,58 \cdot 10^6$	$1,82 \cdot 10^7$	$1,04 \cdot 10^7$	$1,04 \cdot 10^7$	$6,72 \cdot 10^6$

Вычисление π_G :

Таблица № 16.

Отсек	$\frac{G_2 F_2}{G_4 F_4}$	π_G
1-2	0,279	1,279
2-3	0,244	1,244

Вычисление m_G

Таблица № 17.

Отсек	$\frac{G_1 F_1}{G_3 F_3}$	$\left(\frac{h}{B}\right)^2$	$\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2}$	$\left(\frac{h}{B}\right)^2 \frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} n_G$	m_G
1-2	1	0,132	5,45	0,92	2,92
2-3	1	0,123	5,37	0,82	2,82

Вычисление m_E

Таблица № 18.

Отсек	$\frac{E_1 \rho_1}{E_2 \rho_2}$	$\frac{E_1 \rho_1}{E_3 \rho_3}$	$\frac{E_1 \rho_1}{E_4 \rho_4}$	m_E
1-2	1,75	1,75	2,71	7,21
2-3	1,75	1,75	2,71	7,21

Вычисление α

Таблица № 19

Отсек	$\left(\frac{B}{e}\right)^2$	$\frac{E_1 \rho_1}{G_1 F_1}$	α
1-2	0,403	3,61	1,46
2-3	0,352	3,87	1,36

Вычисление β

Таблица № 20.

Отсек	$\left(\frac{h}{e}\right)^2$	$\frac{E_1 \rho_1}{G_2 F_2}$	β
1-2	0,0535	19,7	1,055
2-3	0,0435	20,8	0,905

$$K_{1-2} = \frac{3 \cdot 1,055 \frac{1,279}{7,21} + \frac{1}{2}}{3 \cdot 1,46 \frac{0,92}{7,21} + 1} = 0,68$$

$$K_{2-3} = \frac{3,0,905 \frac{1,244}{7,21} + \frac{1}{2}}{3,1,36 \frac{0,82}{7,21} + 1} = 0,66$$

2. Определение осевых сил в поясах лонжеронов в основной системе от действия крутящего момента $M=1$, приложенного в плоскости нервюры 1

Отсек 1-2

$$N_x = \frac{M_x}{4bh} \cdot (2k-1)$$

При $x=l$:

$$N_0 = \frac{1,144}{183,66,6} (1,36-1) = 4,25 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$$

Отсек 2-3

Отсек 2-3 представляет собой в основной системе внешне-статически-неопределимую коробку, так как пояса лонжеронов имеют закрепления и на нервюре 2 и на нервюре 5.

$$N_k = \frac{M(2k-1)}{4bh} - P_{1,M} \left(1 - \frac{3}{2} \frac{x}{l} \cdot \frac{1}{1+3\alpha \frac{m_G}{m_E}} \right)$$

$$P_{1,M} = \frac{1}{18} \frac{M(2k-1)l}{bh} \left(1+3\alpha \frac{m_G}{m_E} \right)^2 \frac{1 + \frac{1}{1+3\alpha \frac{m_G}{m_E}} \left(\frac{k}{1-k} \alpha \frac{D_G}{m_E} - 1 \right)}{1 - \frac{2}{3} \left(1+3\alpha \frac{m_G}{m_E} \right) + \frac{4}{9} \left(1+3\alpha \frac{m_G}{m_E} \right)^2 + \alpha \frac{m_G}{m_E}}$$

где:

$$D_G = 1 + \frac{G_1 F_1}{G_3 F_3} - \frac{h^2}{b^2} \frac{6(1-k)}{k} \left(\frac{G_1 F_1}{G_2 F_2} + \frac{G_1 F_1}{G_4 F_4} \right)$$

$$D_G = 1 + 1 - 0,123 \frac{0,34}{0,66} (5,37 + 1,32) = 1 + 1 - 0,423 = 1,577$$

Осевое усилие при $x=0$ $N_0 = -P_{1,M} = -0,002$

$$N_0 = -P_{1,M} = \frac{1,1,0,32,144}{18,85,5,30} (1+3 \cdot 1,36 \cdot 0,39)^2$$

$$\frac{1 + \frac{1}{1+1,59} (0,58-1)}{1 - \frac{2}{3} \cdot 2,59 + \frac{4}{9} \cdot 2,59^2 + 0,53} = -0,001,67 \frac{0,84}{2,78} = -0,002 \text{ кг}$$

Осевое усилие при $x=l$:

$$N_{e,m} = \frac{1,0,32 \cdot 144}{171,60} - 0,002 (1 - 0,58) = 0,0045 - 0,00084 = 3,66 \cdot 10^{-3} \text{ кг}$$

3. Определение осевых сил в поясах лонжеронов от смеще-

ния $\bar{x}_1 = l$

Отсек 1-2:

$$N_x = N_e \frac{x}{l}$$

где

$$N_e = \frac{3E_1 F_1}{l} \frac{1}{m_E \left(1 + 3\alpha \frac{m_G}{m_E}\right)}$$

Осевое усилие при $x=l$:

$$N_e = \frac{3 \cdot 1,82 \cdot 10^7}{144 \cdot 7,21 \left(1 + 3 \cdot 1,46 \frac{2,82}{7,21}\right)} \cdot 1 = 1,89 \cdot 10^4$$

Отсек 2-3:

$$N_x = N_e \frac{x}{l} - P_{1,f} \left(1 - \frac{3}{2} \frac{x}{l} \frac{1}{1 + 3\alpha \frac{m_G}{m_E}}\right)$$

где

$$P_{1,f} = \frac{4}{9} \frac{3\alpha \frac{m_G}{m_E} \left(1 + 3\alpha \frac{m_G}{m_E}\right)}{1 - \frac{2}{3} \left(1 + 3\alpha \frac{m_G}{m_E}\right) + \frac{4}{9} \left(1 + 3\alpha \frac{m_G}{m_E}\right)^2 + \alpha \frac{m_G}{m_E}}$$

$$N_e = \frac{3 \cdot 1,82 \cdot 10^7}{144} \frac{1}{7,21 \left(1 + 3 \cdot 1,36 \frac{2,82}{7,21}\right)} \cdot 1 = 2,02 \cdot 10^4 \text{ кг}$$

Осевое усилие при $x=0$

$$N_{0,f} = P_{1,f} = -\left(\frac{4}{9}\right) \frac{3 \cdot 1,36 \frac{2,82}{7,21} \left(1 + 3 \cdot 1,36 \frac{2,82}{7,21}\right)}{1 - \frac{2}{3} \left(1 + 3 \cdot 1,36 \frac{2,82}{7,21}\right) + \frac{4}{9} \left(1 + 3 \cdot 1,36 \frac{2,82}{7,21}\right)^2 + 1,36 \frac{2,82}{7,21}} \cdot 2,02 \cdot 10^4 = -1,31 \cdot 10^4$$

Осевое усилие при $x=l$

$$N_{e,f} = 2,02 \cdot 10^4 - 1,31 \cdot 10^4 \left(1 - \frac{3}{2} \frac{1}{1 + 1,6}\right) = 1,465 \cdot 10^4$$

Эпюры осевых сил от $M=1$ и $\bar{x}_1 = l$ представлены на рис. 137а

и 137б.

3679
ЭПЮРЫ
ОСЕВЫХ СИЛ