



Для служебного пользования

№ 14
Ефимов С. Л.

РУКОВОДСТВО
для
КОНСТРУКТОРОВ

ЧАСТЬ 3

Раздел 1
НОРМЫ ПРОЧНОСТИ
САМОЛЕТОВ
1941 г.

ИЗДАТЕЛЬСТВО
БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ ЦАГИ.
1941

Редактор раздела 1 части 3

А. И. МАКАРЕВСКИЙ,

кандидат технических наук

Редактор части 3

С. Н. ШИШКИН, доктор технических наук

Редактор Руководства для конструкторов

А. А. ГОРЯИНОВ, кандидат технических наук

Ответственный редактор А. А. ГОРЯИНОВ
Технический редактор И. К. БОГДАНОВ

Корректоры: М. Н. АНТИПЕНКО
Е. И. КЛЮЕВА

Сдано в набор 25/XII 1940 г.
Формат бумаги 62 × 94¹/₈

Зак. 255

Подписано к печати 6/I 1941 г.
13³/₄ печ. л., 44 000 зн. в печ. л.

Тип. ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17

НОРМЫ ПРОЧНОСТИ СУХОПУТНЫХ САМОЛЕТОВ 1941 г.

11

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В НОРМАХ ПРОЧНОСТИ

110

Система мер, принятая в настоящих нормах прочности, — кг — м — сек.

1100

A — работа всей амортизации, включая пневматики [кг м];

A_s — работа амортизации шасси;

A_n — работа пневматиков;

b — хорда крыла или оперения [м];

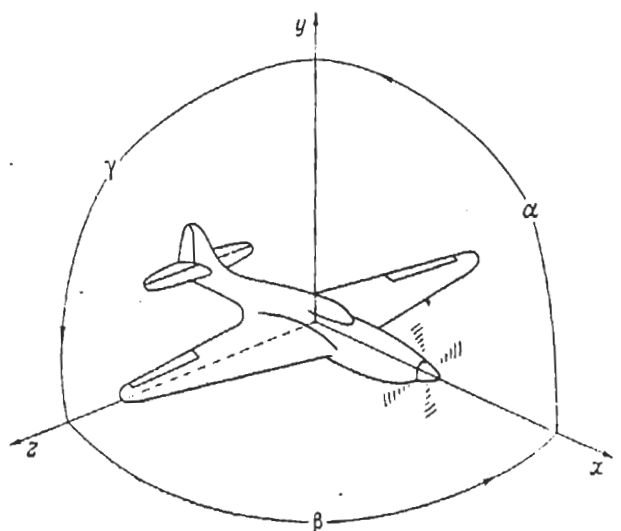


Схема осей координат

c_x — коэффициент лобового сопротивления; $c_x = \frac{Q}{qS}$;

c_y — коэффициент подъемной силы; $c_y = \frac{Y}{qS}$;

c_m — коэффициент момента профиля относительно его носа;

c_{m_0} — коэффициент момента профиля при нулевой подъемной силе;

F — боковая сила, действующая на шасси [кг];

f — коэффициент безопасности;

G — вес самолета [кг];

$G_{м.у}$ — вес моторной установки;

h — ход амортизации [мм];

J — массовый момент инерции [кг м сек²];

J_x, J_y, J_z — главные моменты инерции;

i — радиус инерции [м];

i_x, i_y, i_z — главные радиусы инерции:

$$i_x = \sqrt{\frac{J_x}{m}}; \quad i_y = \sqrt{\frac{J_y}{m}}; \quad i_z = \sqrt{\frac{J_z}{m}};$$

l — длина, размах крыльев [м];

l' — плечо, к которому отнесен m'_z при продувке; расстояние между шайбами двухкилевого оперения;

M — момент самолета относительно его центра тяжести [кг м];

M_z — момент самолета относительно его поперечной оси;

- M_z — момент всего самолета без хвостового оперения относительно его поперечной оси [кг м];
 M_T — тормозной момент на шасси;
 $M_{ш}$ — шарнирный момент рулей и элеронов;
 m_z — коэффициент момента самолета относительно его поперечной оси;
 m_z' — коэффициент момента самолета без хвостового оперения относительно его поперечной оси;
 m — масса самолета $\left[\frac{\text{кг сек}^3}{\text{м}} \right]$;
 N — мощность [л. с.];
 n — перегрузка;
 n^* — эксплуатационная перегрузка;
 n^p — расчетная перегрузка;
 n — число оборотов в минуту [об/мин];
 P — внешняя нагрузка [кг];
 P^* — эксплуатационная нагрузка;
 P^p — расчетная нагрузка;
 p — удельная нагрузка [кг/м²];
 Q — лобовое сопротивление; $Q = c_x q S$ [кг];
 q — скоростной напор; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ [кг/м²];
 q_{\max} — скоростной напор при горизонтальном полете, максимальный из всех рассматриваемых высот полета;
 $q_{\max, \max}$ — максимальный допустимый скоростной напор при пикировании или планировании;
 q_{\min} — минимальный скоростной напор горизонтального полета без применения посадочных приспособлений (щитков и пр.);
 $q_{\min, \max}$ — минимальный скоростной напор горизонтального полета при работающих посадочных приспособлениях (щитки и пр.) без учета влияния земли;
 S — площадь крыльев [м²];
 $S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения;
 $S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения;
 t — время [сек];
 V — скорость [м/сек];
 V_{\max} — максимальная из всех высот скорость горизонтального полета;
 $V_{0\max}$ — максимальная скорость горизонтального полета у земли;
 $V_{\max, \max}$ — максимальная допустимая скорость самолета при пикировании или планировании;
 $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость;
 Y — подъемная сила [кг];
 α — угол атаки;
 δ — угол отклонения элеронов или рулей;
 λ — относительное удлинение; $\lambda = \frac{l^2}{S}$;
 ρ — плотность воздуха [кг сек³ м⁻⁴];
 ρ_0 — плотность воздуха у земли;
 ω_x — угловая скорость относительно продольной оси самолета $\left[\frac{1}{\text{сек}} \right]$;
 $\frac{d\omega_x}{dt}$ — угловое ускорение относительно продольной оси самолета $\left[\frac{1}{\text{сек}^2} \right]$.

О СЛУЧАЯХ РАСЧЕТА И ИСПЫТАНИЙ И ИХ ОБОЗНАЧЕНИИ

111

Для расчета и статических испытаний самолета выбран ряд положений самолета, обуславливающих наиболее тяжелые моменты в работе его основных деталей; эти положения в нормах называются „случаями расчета и испытаний“.

1111

Каждый случай имеет свою формулировку и буквенное обозначение, причем, если одно и то же положение самолета обуславливает расчет нескольких его деталей, в нормах для каждой детали повторяется один и тот же случай расчета с обозначением одной и той же буквой, но с различными для каждой детали индексами.

В настоящих нормах прочности задается так называемая эксплуатационная нагрузка и коэффициент безопасности (см. 112).

1112

Если в каком-либо случае получается система сил, статически неуравновешенных, и нет специальных указаний, то равновесие достигается приложением соответствующих инерционных сил (см. также 13).

1113

Кроме расчетных нагрузок в настоящих нормах прочности в соответствующих параграфах даются требования по вибрациям и реверсу органов управления.

1114

Во всех случаях нагружения, перечисленных в настоящих нормах прочности, отступление от данных норм допускается только с особого разрешения ЦАГИ, согласованного с заказчиком. На самолеты, законченные проектированием до момента введения в действие настоящих норм, последние не распространяются. Для самолетов, находящихся в процессе проектирования к моменту введения настоящих норм, а также при модификации старых самолетов вопрос о применении данных норм решается НКАП в каждом отдельном случае по согласованию с заказчиком.

1115

Для экспериментальных самолетов, имеющих в своей схеме ряд коренных изменений по сравнению с самолетами обычного типа, меняющих условия эксплуатации, предусмотренные настоящими нормами прочности, разрешается пользоваться индивидуальными нормами, составленными на основе специальных теоретических и экспериментальных исследований, по утверждению их ЦАГИ и заказчиком.

1116

В приложениях к настоящим нормам прочности даются приближенные методы для распределения аэродинамической нагрузки (12) и указания об уравнивании самолета (13).

1117

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ ПЕРЕГРУЗОК И КОЭФИЦИЕНТОВ БЕЗОПАСНОСТИ

112

В данных нормах прочности задается вероятная в эксплуатации самолета максимальная нагрузка на основные детали, называемая эксплуатационной.

1121

Внешняя нагрузка, в которую не включены массовые силы (вес плюс силы инерции), может быть названа поверхностной внешней нагрузкой (сюда относятся воздушные силы, а также реакции земли).

Отношение составляющей поверхностной внешней нагрузки в каком-либо направлении к полетному весу самолета называется перегрузкой в этом направлении.

Например, если Y есть эксплуатационная величина подъемной силы крыла, то $n^y = \frac{Y}{G}$ есть эксплуатационная перегрузка крыла в направлении подъемной силы.

Расчетная разрушающая перегрузка определяется умножением эксплуатационной перегрузки (n^y) на коэффициент безопасности f :

$$n^p = f n^y.$$

ПРИМЕЧАНИЕ. В отдельных случаях (например, в случае посадки) термин „перегрузка“ может означать отношение внешней поверхностной нагрузки не ко всему полетному весу, а к некоторой определенным образом указанной его части.

- 1122 Коэффициент безопасности f устанавливается в соответствии со случаями нагружения следующим образом:

Для часто повторяющейся в эксплуатации нагрузки самолета, могущей действовать относительно продолжительное время (криволинейный полет самолета по случаю В и т. д.), при $f=2$ напряжения в конструкции не должны превосходить разрушающих.

Для часто повторяющейся в эксплуатации нагрузки, действующей кратковременно, при $f=1,8$ или $f=1,65$ напряжения в конструкции не должны превосходить разрушающих.

Для редко повторяющейся в эксплуатации нагрузки, действующей относительно непродолжительное время (случаи А, А' и т. д.), при $f=1,5$ напряжения в конструкции не должны превосходить разрушающих.

ПРИМЕЧАНИЕ. В соответствующих разделах норм прочности дается особо указание о величине коэффициента безопасности в каждом расчетном случае.

- 1123 При нагружении конструкции в процессе статических испытаний нагрузкой, равной 67% расчетной (разрушающей), общие остаточные деформации конструкции, замеренные как указано в инструкциях по статическим испытаниям самолетов, не должны превышать 5% деформаций, соответствующих указанному нагружению.

- 1124 При нагружении конструкции нагрузкой, равной 67% расчетной (разрушающей), остаточные деформации растяжения и сжатия в отдельных элементах не должны превышать 0,2% начальной длины элемента в ненагруженном состоянии.

При расчете на прочность при указанной нагрузке ни один элемент конструкции не должен превосходить упомянутой „границы 0,2“.

- 1125 Статические испытания конструкции деревянного самолета производятся при 12% влажности древесины. Если для статических испытаний представлена конструкция, имеющая меньший процент влажности, результаты испытаний должны быть приведены к 12% влажности древесины по правилу: при всех видах деформаций 4% увеличения прочности на 1% уменьшения влажности.

- 1126 Коэффициент безопасности для величины критической скорости флаттера принимается равным 1,2 по отношению к максимальной допустимой скорости для данного самолета, т. е. по отношению к $V_{\max. \max}$.

Скорость $V_{\max. \max}$ устанавливается в соответствии с $q_{\max. \max}$ (см. 115).

- 1127 Коэффициент безопасности для скоростного напора q_p , при котором наступает реверс элеронов, принимается равным 1,5 по отношению к максимальному возможному скоростному напору для данного самолета, т. е. по отношению к $q_{\max. \max}$ (см. 115).

113 КЛАССИФИКАЦИЯ САМОЛЕТОВ И ВЫБОР МАКСИМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

- 1131 Самолеты разделяются на три класса:

Класс А — маневренные самолеты.

Класс Б — ограниченно маневренные самолеты.

Класс В — неманевренные самолеты.

- 1132 Значение максимальной положительной (n_{\max}°) и минимальной (n_{\min}°) эксплуатационной перегрузки (максимальной по абсолютной величине отрицательной перегрузки) устанавливается тактико-техническими требованиями к самолету путем отнесения его к соответствующему классу.

ВЕС САМОЛЕТА

114

Для проверки прочности самолета в полетных случаях следует принимать вес самолета при вылете с полной нагрузкой, соответствующей основному нормальному и перегрузочным вариантам использования, указанным в тактико-технических требованиях к самолету.

1141

При этом каждому из вариантов загрузки самолета, в соответствии с классификацией самолетов, в тактико-технических требованиях должны быть указаны класс и группа самолета.

Для проверки прочности на посадочные случаи, расчета амортизации и подбора колес принимается вес при вылете по основному нормальному варианту, но в перегрузочном варианте коэффициент безопасности не должен быть меньше 1,5 при поглощении работы, соответствующей основному нормальному варианту.

1142

Таким образом, если обозначить максимальное усилие в амортизационной стойке в нормальном варианте загрузки самолета P_1 , а в перегрузочном — P_2 , то

$$\frac{P_1}{P_2} \geq \frac{1,5}{1,65}.$$

Из всех возможных вариантов загрузки самолета для проверки прочности рассматриваемой части его выбирается наиболее неблагоприятный случай нагружения.

1143

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТНОГО НАПОРА ПИКИРОВАНИЯ
И ПЛАНИРОВАНИЯ ($q_{\max. \max}$)

115

Значение $q_{\max. \max}$ определяется в соответствии с классом самолета.

1150

Для самолетов класса А определение $q_{\max. \max}$ производится из расчета непрерывного прямолинейного пикирования с потерей высоты Δh , задаваемой тактико-техническими требованиями.

1151

Значение скоростного напора, полученного в конце прямолинейного пикирования, увеличивается на 15% за счет потери высоты при выходе из пикирования.

Расчет прямолинейного пикирования производится с разбивкой пути пикирования на этапы, принимая для каждого этапа соответствующие ему значения плотности воздуха, тяги винтов, лобового сопротивления и пр.

При отсутствии в тактико-технических требованиях других указаний принимаются следующие условия:

Начальная высота прямолинейного пикирования равна $\Delta h + 2000$ м.

Начальная скорость прямолинейного пикирования равна $0,8 V_{\max}$, где V_{\max} — максимальная из всех значений по высоте скорость горизонтального полета.

Угол пикирования равен 90° .

Тяга моторов рассчитывается исходя из работы моторов на полном газе.

Значение $q_{\max. \max}$ меньше, чем для самолетов классов Б и В (см. 1152), не берется.

ПРИМЕЧАНИЕ. При применении тормозных устройств (тормозные щитки, реверсивные винты), систематически действующих при глубоком пикировании, рассматриваются два значения $q_{\max. \max}$:

а) при действии тормозных устройств

$$q_{\max. \max \tau} = \frac{G/S}{c_{x \text{ сам.т.}}},$$

где $c_{x \text{ сам.т.}}$ — коэффициент лобового сопротивления самолета с учетом тормозного эффекта;

б) при выключенных тормозных устройствах значение $q_{\max. \max}$ выбирается, как и для самолетов классов Б и В (см. 1152).

1152

Значение $q_{\max. \max}$ для самолетов классов Б и В устанавливается:

для самолетов полетным весом до	3 000 кг	2,25 q_{\max}
" " " " в	4 000 кг	1,96 q_{\max}
" " " " в	20 000 кг и больше	1,69 q_{\max}

с применением линейной интерполяции по весу для промежуточных значений полетного веса, но не меньше следующих значений:

для самолетов полетным весом до	4 000 кг	не меньше	600 кг/м ²
" " " " в	9 000 кг	" "	450 "
" " " " в	14 000 кг	" "	350 "
	и больше		

116-к

КРЫЛЬЯ

1160-к

Во всех нижеприводимых случаях задается эксплуатационная величина воздушной нагрузки крыла в направлении подъемной силы ($Y = n^2 G$). Кроме того, в каждом отдельном летном случае задается еще одна из двух величин: скоростной напор (q) или угол атаки, задаваемый либо через $c_{y \text{ кр}}$, либо через $c_{y \text{ сам}}$.

Три величины n^2 , q и c_y связаны соотношением

$$n^2 G = c_y q S,$$

из которого можно найти любую из этих величин, когда две другие известны. В частности:

$$q = n^2 \frac{G/S}{c_y}; \quad c_y = n^2 \frac{G/S}{q}.$$

Лобовое сопротивление (Q) находится по формуле:

$$Q = Y \frac{c_x}{c_y}$$

или по формуле:

$$Q = c_x q S$$

(для отдельных сечений крыла—см. 121).

Во всех случаях должны учитываться массовые силы крыльев и находящихся в них грузов с распределением последних по наиболее невыгодным для тех или других элементов конструкции вариантам.

Для самолета в целом равнодействующая массовых сил во всех полетных случаях равна по величине и направлена обратно равнодействующей воздушных сил. В число воздушных сил включается также и тяга винта. Во всех случаях, когда $q = q_{\max. \max}$ или $0,8 q_{\max. \max}$, принимается, что тяга винта равна нулю. В остальных случаях может быть принято, что тяга винта уравнивает лобовое сопротивление самолета, и в этих случаях равнодействующая массовых сил направлена обратно подъемной силе.

Если с крыльями конструктивно связаны другие части самолета (моторные установки и т. д.), то крылья должны проверяться на нагрузки от этих частей в случаях, нормированных для последних.

Для определения прочности крыльев служат следующие случаи нагружения.

1161-к

Случай А

Случай А — криволинейный полет самолета при угле атаки крыла (коробки крыльев), соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы ($c_{y \max}$).

Для этого случая

$$c_y = c_{y \max}; \quad n^2 = n_{\max}^2.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Для расчета и испытания носков крыла необходимо нагрузку по хорде, получаемую по продувке или по расчету согласно 1219, увеличить в 1,5 раза на длине, равной 10% хорды от передней кромки. Больше 7500 кг/м² удельная величина разрежения не берется.

2. Для всех самолетов класса А должна быть дополнительно проверена прочность конца крыла при нагрузке случая А, приняв центр давления на 50% хорды на длине в 15% полуразмаха от конца крыла.

Случай А'

1162-к

Случай А' — криволинейный полет на малых углах атаки.

Для этого случая

$$n_{A'}^2 = n_A^2 = n_{\max}^2;$$

$$q = q_{\max, \max} \quad \text{— для самолетов классов А и В}$$

и

$$q = 0,8 q_{\max, \max} \quad \text{— для самолетов класса В.}$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай L_A

1163-к

Случай L_A — резкое отклонение элеронов на угол 15° для фигурных самолетов, делающих бочки и перевороты.

Для этого случая

$$n_{L_A}^2 = 0,6 n_A^2 = 0,6 n_{\max}^2; \quad q = q_{\max}.$$

Равновесие самолета относительно продольной оси достигается приложением инерционных сил и перераспределением аэродинамической нагрузки за счет вращения самолета с угловой скоростью ω_x (см. 1217).

Значение углового ускорения принимается равным:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = 6 \left[\frac{1}{\text{сек}^2} \right].$$

Значение угловой скорости ω_x находится из условия равенства нулю суммы всех моментов.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

ПРИМЕЧАНИЕ. При дифференциальных элеронах угол отклонения принимается по величине одинаковым для обоих элеронов.

Случай В

1164-к

Случай В — криволинейный полет на малых углах атаки при отклоненных элеронах.

Для этого случая

$$q = q_{\max, \max}; \quad n_B^2 = 0,5 n_{\max}^2.$$

Угол отклонения элерона определяется по формуле:

$$\delta^\circ = 100 (0,05 + 0,6 c_{m_0}), \text{ но берется не меньше } 2^\circ.$$

Значение c_{m_0} берется для профиля крыла по середине размаха элерона.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. В этом случае принимается, что эффект отклоненных элеронов не изменяет распределения нагрузки по размаху крыла, а сказывается только на смещении центра давления на участке крыла, занятом элероном, которое определяется согласно 1218.

2. Для определения уравнивающей нагрузки на хвостовое оперение принимается $\delta = 0$.

3. При дифференциальных элеронах угол отклонения принимается по величине одинаковым для обоих элеронов.

1165-к

Случай С

Случай С — пикирование с отклоненными элеронами.
Для этого случая

$$c_{y \text{ сам}} = 0; \quad q = q_{\text{max. max.}}$$

Угол отклонения элерона определяется по формуле:

$$\delta^\circ = 100 (0,05 + 0,6 c_{m_0}), \text{ но берется не меньше } 2^\circ.$$

Значение c_{m_0} берется для профиля крыла по середине размаха элерона.
Коэффициент безопасности $f=2$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. В этом случае принимается, что эффект отклоненных элеронов не изменяет распределения нагрузки по размаху крыла, а сказывается только на изменении значения c_{m_0} профиля на величину Δc_{m_0} на участке крыла, занятом элероном. Величина Δc_{m_0} определяется согласно 1218.

2. Для определения уравновешивающей нагрузки на хвостовое оперение принимается $\delta = 0$.

3. При дифференциальных элеронах угол отклонения принимается по величине одинаковым для обоих элеронов.

4. При проверке прочности крыльев на случай С разрешается принимать подъемную силу крыльев равной нулю, а крутящий момент и лобовую силу вычислять для угла атаки, соответствующего $c_{y \text{ кр}} = 0$.

1166-к

Случай D

Случай D — криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем первому наибольшему по абсолютной величине отрицательному коэффициенту подъемной силы $(-c_y)_{\text{max}}$.

Для этого случая

$$c_y = (-c_y)_{\text{max}}; \quad n_D^2 = n_{\text{min}}^2.$$

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

1167-к

Случай D'

Случай D' — криволинейный полет при малом отрицательном угле атаки.
Для этого случая

$$q = 0,8 q_{\text{max. max}}; \quad n_{D'}^2 = n_D^2 = n_{\text{min}}^2.$$

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

1168-к

Несимметричная нагрузка в полете

Рассматриваются соответственно случаи А, А' и В, причем на одном крыле предполагается полная нагрузка соответствующего случая, а на другом на 30% меньшая, если самолет фигурный, и на 20% меньшая для остальных самолетов. Разрешается не учитывать при этом инерционных сил крыла, вызываемых угловым ускорением крыла.

Распределение нагрузок аналогично с соответственными расчетными случаями крыльев.

Коэффициент безопасности принимается также соответственно указанным расчетным случаям крыльев.

1169-к

Посадочные случаи

Прочность крыльев проверяется в случаях Е_ш (симметричное нагружение и несимметричное), Е_ш+G_ш, R_{2ш}, G_ш и Т_ш в соответствии с 116-ш.

Принимается, что на самолет действуют следующие внешние нагрузки:

воздушная нагрузка $Y=0,75 G$, условно распределяемая по случаю А, реакция земли и массовые силы, обусловленные этими внешними нагрузками, уравновешивающие самолет в целом.

Коэффициент безопасности $f=1,8$.

МЕХАНИЗИРОВАННЫЕ КРЫЛЬЯ

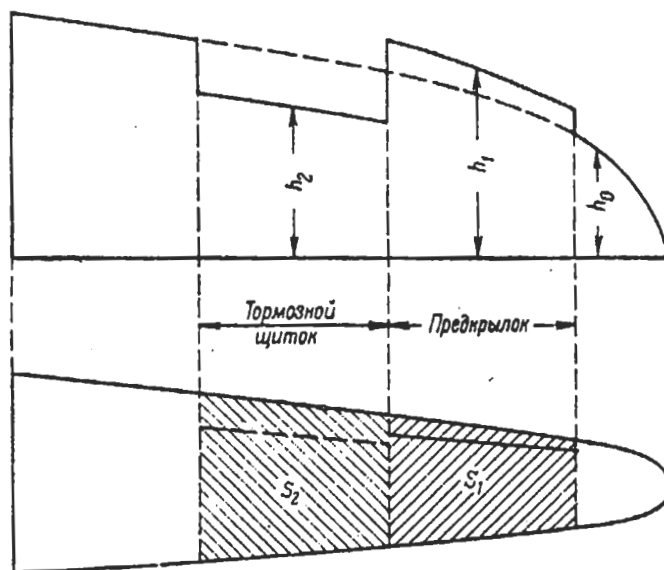
116-км

Нижеследующие требования относятся лишь к наиболее употребительным конструкциям механизированных крыльев. В случаях необычных конструкций требования прочности должны быть согласованы с ЦАГИ и с заказчиком.

1160-км

В приводимых ниже случаях приняты следующие обозначения:

- c_{y_0} — коэффициент подъемной силы профиля на участке крыла без тормозного щитка и предкрылка;
- c_{y_1} — коэффициент подъемной силы профиля на участке крыла с предкрылком;
- c_{y_2} — коэффициент подъемной силы профиля на участке крыла с тормозным щитком;
- h_a — воздушная погонная нагрузка случая А для крыла без тормозного щитка и предкрылка;
- h_0 — воздушная погонная нагрузка части механизированного крыла, не занятой по размаху открытым предкрылком или тормозным щитком (фиг. 1160-км);



Фиг. 1160-км

- h_1 — то же, для части крыла, занятой открытым предкрылком;
- h_2 — то же, для части крыла, занятой открытым тормозным щитком;
- S — площадь крыла;
- S_0 — площадь части крыла, не занятой по размаху открытым предкрылком или тормозным щитком;
- S_1 — площадь части крыла, занятой открытым предкрылком (фиг. 1160-км);
- S_2 — площадь части крыла, занятой открытым тормозным щитком;
- k — масштабный коэффициент, величина которого в каждом отдельном случае определяется из условия, что подъемная сила крыла $Y = nG$, где n — перегрузка рассматриваемого случая.

Механизированные крылья должны удовлетворять по прочности всем случаям, указанным в 116-к, за исключением случаев, специально оговоренных ниже, причем тормозные щитки считаются убранными, закрылки нейтральными и предкрылки полностью закрытыми (условно это принимается и для таких предкрылков, которые не могут быть закрыты полностью).

1161-км

Кроме того, вводятся дополнительные случаи.

КРЫЛО С КОНЦЕВЫМИ ПРЕДКРЫЛКАМИ

116-кмп

Предполагается крыло с незакрывающимися или с автоматически открывающимися концевыми предкрылками, с величиной хорды предкрылка до 15% хорды крыла.

1160-кмп

1161-кмп

Случай A_1 (взамен случая А)

Случай A_1 — криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы неразрезной части крыла ($c_{y_0 \max}$).

Для этого случая

$$c_{y_0} = c_{y_0 \max};$$

$$h_0 = kh_a;$$

$$h_1 = 1,15 kh_a;$$

$$n^2 = n_{A_1}^2 = n_{\max}^2.$$

Положение центра давления по хорде, — как в случае А. Наклон равнодействующей находится обычным способом, как указано в 1160-к.

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

ПРИМЕЧАНИЕ. В этом случае носки неразрезной части крыла проверяются с учетом увеличения нагрузки, как указано в примечании к случаю А в 1161-к.

1162-кмп

Случай A_2

Случай A_2 — криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы разрезной части крыла.

Для этого случая

$$c_{y_1} = c_{y_1 \max};$$

$$h_0 = kh_a;$$

$$h_1 = 1,5 kh_a;$$

$$n^2 = n_{A_2}^2 = \frac{2}{3} n_{\max}^2, \text{ но не меньше } 2,67;$$

Положение центра давления по хорде для разрезной части, — как в случае А, а для неразрезной части — на 10% хорды крыла более заднее.

Тангенциальная составляющая воздушной нагрузки для неразрезной части равна нулю, а для разрезной части равна одной четверти нормальной составляющей и направлена вперед.

В каждом сечении разрезной части одна треть нормальной к хорде крыла воздушной погонной нагрузки приходится на предкрылок. Полная погонная нагрузка на предкрылок перпендикулярна к внутренней хорде предкрылка и приложена на 0,45 хорды предкрылка от передней кромки. Величина полной погонной нагрузки на предкрылок равна указанной выше величине ее составляющей, нормальной к хорде крыла, деленной на $\cos \gamma$, где γ — угол между хордой крыла и внутренней хордой предкрылка.

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для самолетов, предкрылки которых в полете полностью закрываются и открываются лишь по воле летчика и только для посадки, случай A_1 не рассматривается, а случай A_2 рассматривается с перегрузкой $n_{A_2}^2 = 2,67$. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

116-кмп

КРЫЛО С ТОРМОЗНЫМИ ШИТКАМИ

1160-кмп

Приведенные ниже расчетные случаи определяются углом атаки крыла с тормозным щитком или крыла с тормозным щитком и предкрылком соответственно $c_{y_{м.кр}}$, причем

$$c_{y_{м.кр}} = f(\alpha) = \frac{c_{y_0} S_0 + c_{y_1} S_1 + c_{y_2} S_2}{S}.$$

Случай С_т

1161-кнт

Случай С_т — пикирование с отклоненными элеронами и щитками.
Для этого случая

$$c_{y \text{ сам}} = 0; \quad q_{\text{мах. мах т}} = \frac{G/S}{c_{x \text{ сам. т}}},$$

где $c_{x \text{ сам. т}}$ — коэффициент лобового сопротивления самолета с тормозными щитками (тяга винта равна нулю).

Угол отклонения элерона определяется по формуле:

$$\delta^\circ = 100(0,05 + 0,6 c_{m_0}), \text{ но берется не меньше } 2^\circ.$$

Значение c_{m_0} берется для профиля крыла по середине размаха элерона.
Коэффициент безопасности $f = 2$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Эффект отклонения элеронов учитывается, как в случае С (1165-к).

2. При проверке прочности крыльев на случай С_т разрешается принимать подъемную силу крыльев равной нулю, а погонную нагрузку в сечении, крутящий момент и лобовое сопротивление определять для угла атаки крыла, соответствующего значению:

$$c_{y \text{ м. кр}} = \frac{c_{y_0} S_0 + c_{y_2} S_2}{S} = 0.$$

Случай А'_т

1162-кнт

(только для самолетов, для которых $c_{y \text{ мах}}$ крыла с тормозными щитками больше, чем $c_{y \text{ мах}}$ крыла без тормозных щитков)

Случай А'_т — криволинейный полет на малом угле атаки при отклоненных тормозных щитках.

Для этого случая

$$q = q_{\text{мах. мах т}}; \quad h_0 = k h_a; \quad h_2 = a_2 k h_a;$$

$a_2 = \frac{c_{y_2}}{c_{y_0}}$ — для угла атаки, соответствующего значению:

$$c_{y \text{ м. кр}} = \frac{c_{y_0} S_0 + c_{y_2} S_2}{S} = n^2 \frac{G/S}{q};$$

$$n^2 = n_{A_t}^2 = n_{\text{мах}}^2.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай А_т

1163-кнт

(только для самолетов, для которых $c_{y \text{ мах}}$ крыла с тормозными щитками меньше, чем $c_{y \text{ мах}}$ крыла без тормозных щитков)

Случай А_т — криволинейный полет при угле атаки, соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы механизированного крыла ($c_{y \text{ м. кр. мах}}$).

Для этого случая

$$c_{y \text{ м. кр}} = c_{y \text{ м. кр. мах}}; \quad h_0 = k h_a; \quad h_2 = a_2 k h_a;$$

$a_2 = \frac{c_{y_2}}{c_{y_0}}$ — для угла атаки, соответствующего значению:

$$c_{y \text{ м. кр}} = c_{y \text{ м. кр. мах}};$$

$$n^2 = n_{A_t}^2 = n_{\text{мах}}^2.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

116-кмпт

**КРЫЛО С КОНЦЕВЫМИ ПРЕДКРЫЛКАМИ
И С ТОРМОЗНЫМИ ШИТКАМИ**

1160-кмпт Рассматриваются случаи C_T, A'_T (предкрылки закрыты, $S_0 = S - S_2$) и A_1, A_2 (тормозные щитки убраны, $S_0 = S - S_1$). Кроме того, рассматривается еще совместное действие тормозных щитков и предкрылков.

1161-кмпт

Случай A_{1T}

Случай A_{1T} — криволинейный полет при угле атаки, соответствующем первому наибольшему коэффициенту подъемной силы механизированного крыла ($C_{y \text{ м. кр. max}}$).

Для этого случая

$$C_{y \text{ м. кр}} = C_{y \text{ м. кр. max}};$$

$$h_0 = kh_a;$$

$$h_1 = 1,15 kh_a;$$

$$h_2 = a_2 kh_a;$$

$$a_2 = \frac{C_{y_2}}{C_{y_0}} \text{ — для угла атаки, соответствующего значению:}$$

$$C_{y \text{ м. кр}} = C_{y \text{ м. кр. max}};$$

$$n^3 = n_{A_{1T}}^3 = n_{\text{max}}^3.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Нагрузка, приходящаяся на щитки или на предкрылки, передается на основное крыло в виде сосредоточенных усилий в местах крепления.

2. В приводимых выше случаях (116-км) расчета нервюр крыла на местную распределенную воздушную нагрузку не делается, за исключением нервюр, на которые непосредственно опираются элементы механизации крыла, причем в последнем случае, кроме сосредоточенных нагрузок от элементов механизации, учитывается распределенная воздушная нагрузка, принимая условно ее распределение по аналогичным случаям немеханизированных крыльев (без увеличения на 50% нагрузки по носку).

116-кмщ

КРЫЛО СО ШИТКАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ

1160-кмщ

Настоящие нормы предусматривают использование щитков-закрылков лишь для облегчения взлета или посадки. При таком использовании щитков-закрылков особых расчетных случаев для крыла не рассматривается. Если щитки-закрылки используются для каких-либо других целей (например, для увеличения маневренности или для торможения при пикировании), требования прочности для них и для крыла должны быть согласованы с ЦАГИ и с заказчиком.

ПРИМЕЧАНИЕ. При наличии одновременно незапирающихся или автоматических предкрылков, или тормозных щитков и щитков-закрылков, используемых только для облегчения взлета или посадки, крыло проверяется на расчетные случаи, указанные в 116-км).

116-кмэ

НАГРУЗКИ ЭЛЕМЕНТОВ МЕХАНИЗИРОВАННОГО КРЫЛА

1161-кмэ

Предкрылки

Предкрылок должен выдерживать нагрузку, величина, направление и положение центра давления которой указаны для него в случае A_2 . Распределение нагрузки по хорде предкрылка берется по трапеции.

Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

1162-кмэ

Интерцепторы

Коэффициент нормальной силы, действующей на интерцептор, принимается равным $c_{x1} = 1,10$ при скоростном напоре, соответствующем случаю А. Центр давления — на 50% хорды интерцептора.

Коэффициент безопасности $f = 3$.

Тормозные щитки

1163-кмэ

Коэффициент нормальной силы, действующей на тормозной щиток, принимается равным $c_{x1} = 1,10$ при скоростном напоре, соответствующем случаю С_т. Для решетчатых щитков (см. 123) под площадью щитка понимается площадь описанного около щитка прямоугольника. Центр давления — на 50% хорды щитка.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Щитки-закрылки

1164-кмэ

Для проверки прочности щитка-закрылка и его механизма рассматриваются наиболее неблагоприятные случаи нагружения, соответствующие углам отклонения щитка в пределах от нуля до максимального возможного при скоростном напоре $q_{щ}$.

Этот скоростной напор $q_{щ} = 3,56 q_{щ \min}$, где $q_{щ \min}$ — скоростной напор, соответствующий минимальной скорости горизонтального полета с полностью отклоненными щитками-закрылками.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При отсутствии продувок можно пользоваться данными, приведенными в 123.

2. Прочность щитка и элементов его механизма проверяется также в соответствии с нагрузками, приходящимися на него, как на часть крыла в случае D'.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ

116-кр

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО РАЗМАХУ КРЫЛА

116-крр

Для всех крыльев должны строиться кривые распределения нагрузки по размаху, исходя из продувки или по теории индуктивного сопротивления.

Разрешается при распределении нагрузки по размаху пользоваться приближенными графиками, данными в приложении (12) к настоящим нормам прочности.

В случаях А' и В необходимо учесть влияние фюзеляжа, зализов и моторных гондол (см. 1212 и 1213).

Для учета возможного (по сравнению с нормированным) падения воздушной нагрузки на конце крыла для отдельных лонжеронов при стоечных (не свободнонесущих) конструкциях крыльев следует проверять прочность передних и задних лонжеронов при изгибающем консольном моменте их, уменьшенном на 20% по сравнению с определяемым по нормам для всех полетных случаев.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО ХОРДЕ КРЫЛА

116-крх

При распределении нагрузки по хорде при проверке прочности крыльев рекомендуется придерживаться результатов продувки.

При испытаниях крыльев допускается упрощение схем загрузки с тем непременным условием, чтобы центр тяжести нагрузки и направление ее совпадали с центром давления и направлением воздушных сил. Нагрузка по упрощенной схеме не должна вызывать местных загрузок, обуславливающих преждевременные местные разрушения деталей конструкций.

В случае отсутствия продувок разрешается распределение нагрузки по хорде производить приближенно по методу, данному в 1219.

НЕРВЮРЫ

116-кн

Проверка прочности нервюр производится на все расчетные случаи крыльев, а также на случаи, расчетные для элементов конструкции, подходящих к нервюре (на нее опирающихся).

- 1162-кн При подсчете нагрузки на нервюру учитываются силы, действующие на нервюру как элемент конструкции крыла.
- 1163-кн Схема испытания выбирается с учетом поддерживающего эффекта обшивки крыла.
- 1164-кн При определении нагрузки на нервюру массовые силы крыльев во всех полетных случаях не учитываются.
- 1165-кн Коэффициент безопасности устанавливается соответственно расчетным случаям крыла.
- 1166-кн Распределение нагрузки производится по данным продувок.
- 1167-кн В случае отсутствия продувок разрешается распределение нагрузки производить приближенно согласно указаниям, данным в 1219.

116-кэ

ЭЛЕРОНЫ

1160-кэ

Нагрузка на элероны в неотклоненном положении рассматривается в случае А'. В этом случае указанные нагрузки уравниваются между собой через проводку управления без участия летчика. Нагрузки на элероны в отклоненном положении рассматриваются в случаях В и L_A. Последний случай — только для фигурных самолетов, делающих бочки и перевороты. Коэффициенты безопасности берутся в соответствии с рассматриваемыми расчетными случаями. Кроме того, рассматриваются еще следующие случаи отклонения элеронов в прямолинейном горизонтальном полете.

1161-кэ

Случай отклонения элерона вниз на максимальной скорости

Воздушная нагрузка направлена снизу вверх. Интенсивность нагрузки у передней кромки элерона определяется по формуле:

$$p_1 = 0,64 q_{\max} [\text{кг/м}^2].$$

Минимальное значение $p_1 = 100 \text{ кг/м}^2$.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Распределение нагрузки — см. 124.

1162-кэ

Случай отклонения элерона вверх на максимальной скорости

Воздушная нагрузка направлена сверху вниз. Величина и распределение нагрузки и коэффициент безопасности такие же, как в случае 1161-кэ.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Для сервоула и его креплений коэффициент безопасности $f = 5$.

2. В случае несоответствия между принятым максимальным или минимальным усилием на ручку управления или штурвал (см. 1163-у) и шарнирным моментом на элеронах во всех случаях, за исключением А', следует поступать аналогично тому, как указано для оперения (см. примечание к 116-х1г); соотношение шарнирных моментов на элеронах (т. е. на элероне, идущем вверх и идущем вниз) должно оставаться тем же, что и при первоначальном распределении нагрузки (см. также 1163-у).

3. Для самолетов с двойным управлением уравнивание шарнирных моментов производится в соответствии с нагрузкой на управление от двух пилотов согласно 1166-у.

116-кф

ФЛАТТЕР И РЕВЕРС

1161-кф

Критическая скорость флаттера крыла ($V_{кр}$) должна быть не меньше, чем $1,2 V_{\max. \max}$, где $V_{\max. \max}$ устанавливается в соответствии с $q_{\max. \max}$.

1162-кф

Скоростной напор, соответствующий реверсу элеронов (q_p), должен быть не меньше, чем $1,5 q_{\max. \max}$.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

116-х

ОДНОКИЛЕВОЕ ОПЕРЕНИЕ

116-х1

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

116-х1г

Наибольшая из уравнивающих нагрузок

1161-х1г

Берется наибольшая из уравнивающих нагрузок, определяемых из условия статического равновесия самолета во всех основных расчетных случаях для крыла (А, А', В, С, D и D'), а при наличии тормозных щитков — дополнительно в случае С_т, по формуле:

$$P^* = Y_{г.о}^* = \frac{M_z'}{L_{г.о}},$$

где M_z' — момент самолета относительно его центра тяжести, вычисленный по продувке модели самолета без горизонтального оперения при наиболее неблагоприятной в отношении нагрузок центровке;

$L_{г.о}$ — расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения.

При $L_{г.о} > 1,5 b_{ср}$, где $b_{ср} = \frac{\text{площадь крыла}}{\text{размах}}$, разрешается $L_{г.о}$ брать равным расстоянию от центра тяжести самолета до оси шарниров руля высоты.

Таким образом, P^* определяется во всех случаях по формуле:

$$P^* = m_z' q S \frac{l'}{L_{г.о}},$$

где m_z' — коэффициент момента M_z' ; берется для угла атаки в соответствии с c_y расчетного случая по полюре крыла;

l' — плечо момента M_z' ;

q — скоростной напор.

Коэффициент безопасности берется в соответствии с расчетным случаем для крыла.

Распределение нагрузки по хорде и размаху оперения — см. 1251-х1г.

Маневренная нагрузка

1162-х1г

1-й случай

В случае В к уравнивающей нагрузке прибавляется нагрузка:

$$\Delta P_B^* = \pm 0,4 n_B^* \frac{G}{S} S_{г.о},$$

где n_B^* — эксплуатационная перегрузка случая В;

$S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения;

$\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 м² крыла.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

2-й случай

$$P^* = \pm \frac{1}{3} n_A^* \frac{G}{S} S_{г.о},$$

где n_A^* — эксплуатационная перегрузка случая А.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Распределение нагрузки

Распределение нагрузки по хорде и размаху оперения в обоих случаях — см. 1252-х1г.

1163-х1г

Нагрузка при полете в неспокойном воздухе

Эта нагрузка определяется по формуле:

$$P^0 = Y_{г.о} \pm Y_{н.в.},$$

где $Y_{г.о}$ — уравнивающая нагрузка на горизонтальное оперение при горизонтальном полете у земли на максимальной скорости при $n^0 = 1$;

$$Y_{н.в.} = 1,5 V_{0\max} S_{г.о} [\text{кг}];$$

$V_{0\max}$ — максимальная скорость горизонтального полета у земли.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Распределение нагрузки по хорде и размаху оперения — см. 1253-х1г.

1164-х1г

Несимметричная нагрузка

Рассматривается несимметричная нагрузка соответственно всем расчетным случаям, причем на одной половине горизонтального оперения предполагается полная нагрузка соответствующего случая, а на второй на 30% меньшая.

1165-х1г

Сервокомпенсаторы

При наличии сервокомпенсаторов расчет и испытание горизонтального оперения ведутся на все вышеуказанные случаи с соответствующими коэффициентами безопасности. Распределение нагрузки по оперению — см. 1254-х1г.

1166-х1г

Триммеры

При наличии триммеров расчет и испытание производятся на все случаи, приведенные для сервокомпенсаторов (1165-х1г) с тем же распределением нагрузки, при этом распределение по фиг. 1254-х1г служит только для расчета триммера и его креплений. Для расчета главного руля следует пользоваться фиг. 1252-х1г.

Для обеспечения жесткости сервокомпенсаторов, триммеров и их креплений для них устанавливается коэффициент безопасности $f = 5$.

ПРИМЕЧАНИЯ к 116-х1г: 1. Во всех случаях, за исключением уравнивающей нагрузки (см. 1161-х1г), меньше 180 кг/м^2 удельная расчетная (разрушающая) нагрузка на оперение не берется.

2. При расчете и испытаниях необходимо учитывать силу от троса (тяги) управления.

3. В случае несоответствия между принятой максимальной или минимальной регламентируемой нагрузкой на ручку управления (см. 1161-у для одинарного и 1166-у для двойного управления) и шарнирным моментом на руле по случаю маневренной нагрузки (см. 1162-х1г) следует шарнирный момент от нормируемой аэродинамической нагрузки и момент на рулях от усилия на ручке уравнивать, умножая величины погонных шарнирных моментов от аэродинамической нагрузки на постоянный коэффициент (больший 1, если усилие на ручке получается меньше установленного нижнего предела, и меньший 1, если это усилие получается больше верхнего предела). Величины погонных нагрузок и общая нагрузка на руль остаются без изменения.

4. Для самолетов с двойным управлением уравнивание шарнирных моментов производится в соответствии с нагрузкой на управление от двух пилотов, согласно 1166-у.

5. Для расчета нервюр и местной прочности величина и распределение нагрузки берутся исходные, — до уравнивания шарнирных моментов.

116-х1в

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1161-х1в

Маневренная нагрузка

$$P^0 = \pm 0,37 q_{\max} S_{в.о.},$$

где $S_{в.о.}$ — площадь всего вертикального оперения.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

Распределение нагрузки по оперению — см. 1251-х1в.

Демпфирующая нагрузка

1162-х1в

$$P^* = \pm 0,19 q_{\max} S_{в.о.}$$

Коэффициент безопасности $f=2$.

Распределение нагрузки по оперению—см. 1252-х1в.

Полет в неспокойном воздухе

1163-х1в

$$P^* = \pm 1,6 V_{0\max} S_{в.о.} [\kappa\text{г}],$$

где $V_{0\max}$ — максимальная скорость самолета у земли.Коэффициент безопасности $f=2$.

Распределение нагрузки по оперению—см. 1253-х1в.

Случай остановки моторов

1164-х1в

Для самолетов с расположением моторов вне плоскости симметрии следует рассмотреть случай остановки моторов, находящихся с одной стороны, принимая за эксплуатационную нагрузку на вертикальное оперение нагрузку, необходимую для уравнивания момента от тяги винтов.

Эта тяга определяется по формуле:

$$P_{\text{винта}}^* = 1,5 N_0 [\kappa\text{г}],$$

где N_0 — номинальная мощность мотора в л. с.Коэффициент безопасности $f=2$.

Распределение нагрузки по оперению—см. 1251-х1в.

Комбинированный случай нагружения

1165-х1в

Для самолетов с расположением моторов вне плоскости симметрии следует рассмотреть случай одновременной нагрузки на вертикальное оперение от остановки моторов, находящихся с одной стороны, принимая тягу

$$P_{\text{винта}}^* = N_0 [\kappa\text{г}],$$

и маневренной нагрузки:

$$P^* = \pm 0,19 q_{\max} S_{в.о.}$$

или нагрузки от неспокойного воздуха:

$$P^* = \pm 0,80 V_{0\max} S_{в.о.} [\kappa\text{г}].$$

Распределение нагрузки по оперению—см. 1251-х1в.

Сервокомпенсаторы

1166-х1в

При наличии сервокомпенсаторов расчет и испытание вертикального оперения производятся на все ранее указанные случаи с соответствующими коэффициентами безопасности.

Распределение нагрузки по оперению—см. 1254-х1в.

Триммеры

1167-х1в

Расчет и испытание производятся на все случаи, приведенные для сервокомпенсаторов (1166-х1в) с тем же распределением нагрузки; при этом распределение по фиг. 1254-х1г служит только для расчета триммера и его крепления. Для расчета главного руля следует применять фиг. 1252-х1г.

Коэффициент безопасности для сервокомпенсатора и триммеров и их креплений $f=5$.

ПРИМЕЧАНИЯ к 116-х1в: 1. Во всех случаях эксплуатационная нагрузка на 1 м² вертикального оперения меньше 60 кг не берется.

2. При расчете и испытании необходимо учитывать силу от троса или тяги управления.

3. В случае несоответствия между принятой максимальной или минимальной регламентируемой нагрузкой на педали (см. 1162-у для одинарного и 1166-у для двойного управления) и шарнирным моментом на руле от нагрузки по случаям 1161-х1в, 1164-х1в и 1165-х1в следует шарнирные моменты от нормируемой аэродинамической нагрузки и момент на рулях от усилия на педалях уравнивать, умножая величины погонных шарнирных моментов от аэродинамической нагрузки на постоянный коэффициент (больший 1, если усилие на педали получается меньше установленного нижнего предела, и меньший 1, если это усилие получается больше верхнего предела).

4. Для самолетов с двойным управлением уравнивание моментов производится в соответствии с нагрузкой на управление от двух летчиков, согласно 1166-у.

5. Для расчета нервюр и местной прочности величина и распределение нагрузки берутся исходные, — до уравнивания шарнирных моментов.

116-х1гв

ОДНОВРЕМЕННАЯ НАГРУЗКА НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ И ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1161-х1гв

Рассматривается одновременная нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперение. Величина расчетной нагрузки берется равной 75% максимальной расчетной нагрузки на горизонтальное и вертикальное оперение.

116-х2

ДВУХКИЛЕВОЕ ОПЕРЕНИЕ

116-х2г

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1161-х2г

Рассматриваются нагрузки на горизонтальное оперение, определяемые как и в случае однокилевого оперения, причем в случае нагружения горизонтального оперения при полете в неспокойном воздухе к уравнивающей нагрузке на горизонтальное оперение при горизонтальном полете у земли на максимальной скорости при $n^3=1$ прибавляется нагрузка, равная $\pm 1,65 V_{0 \max} S_{г.о.}$

Одновременно на вертикальное оперение во всех случаях прикладываются нагрузки $P'_{в.о. (верх)}$ и $P'_{в.о. (нижн)}$, определенные согласно графику фиг. 1161-х2г, где $P_{г.о.}$ — нагрузка на горизонтальное оперение рассматриваемого случая;

$P'_{в.о. (верх)}$ — нагрузка на верхнюю часть вертикального оперения (каждую половину);

$P'_{в.о. (нижн)}$ — нагрузка на нижнюю часть вертикального оперения (каждую половину);

$l_{г.о.}$ — размах горизонтального оперения;

l' — расстояние между вертикальными поверхностями;

$h_{верх}$ — высота верхней части вертикального оперения;

$h_{нижн}$ — высота нижней части вертикального оперения;

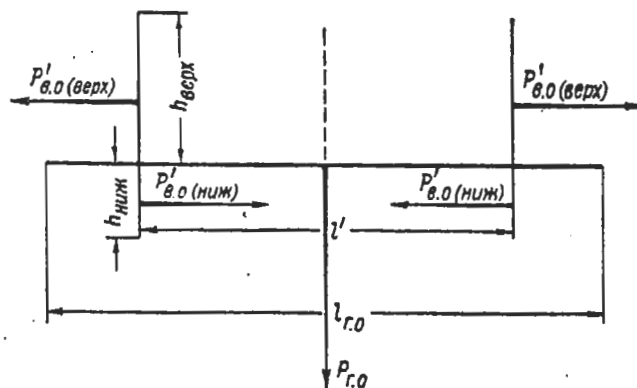
$$k_{верх} = \frac{2h_{верх}}{l_{г.о.}};$$

$$k = \frac{h_{верх}}{h_{нижн}}.$$

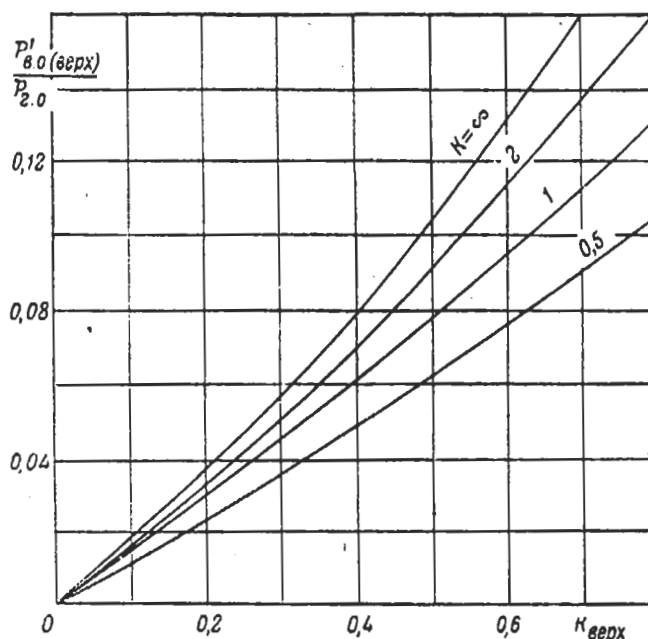
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При определении $P'_{в.о. (нижн)}$ по графику фиг. 1161-х2г следует вместо k брать величину, равную $\frac{1}{k}$, а вместо $k_{верх}$ брать $k_{нижн} = \frac{2h_{нижн}}{l_{г.о.}}$.

2. При $k=0$ $\frac{P'_{в.о. (верх)}}{P_{г.о.}}$ также равно нулю; при $k \geq 5$ берется кривая $k = \infty$.

3. При промежуточных значениях k применяется линейная интерполяция



Направление дополнительных нагрузок $P'_{в.о(верх)}$ и $P'_{в.о(ниж)}$ на вертикальное оперение при нагрузке на горизонтальное оперение $P_{г.о}$, направленной сверху вниз (при нагрузке на горизонтальное оперение снизу вверх направление нагрузок $P'_{в.о(верх)}$ и $P'_{в.о(ниж)}$ меняется на 180°)



Фиг. 1161-х2г

Коэффициент безопасности f берется в соответствии с рассматриваемым случаем, как и в случае однокилевого оперения.

Распределение нагрузки по оперению—см. 125-х2.

ПРИМЕЧАНИЕ. См. примечания к 116-х1г (стр. 18).

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

116-х2в

Рассматриваются нагрузки на вертикальное оперение, определяемые как и в случае однокилевого оперения. При этом предполагается, что на одну (левую или правую) половину вертикального оперения действует 0,65 общей нагрузки на вертикальное оперение (определяемой исходя из общей площади $S_{в.о}$ двух вертикальных плоскостей), а на другую — 0,35 указанной общей нагрузки.

1161-х2в

Эксплуатационная нагрузка на вертикальное оперение при полете в неспокойном воздухе определяется по формуле:

$$P^* = \pm 1,85 V_{0 \max} S_{в.о} \quad [\text{кг}].$$

При комбинации нагрузки от уравнивания тяги винтов с нагрузкой от неспокойного воздуха последняя определяется по формуле:

$$P^* = \pm 0,93 V_{0 \max} S_{в.о} \quad [\text{кг}].$$

Нагрузка на горизонтальное оперение принимается равной нулю.

Коэффициент безопасности $f=2$.

Распределение нагрузки по оперению такое же, как и в случае однокилевого оперения.

ПРИМЕЧАНИЕ. Примечания к 116-х1в (стр. 20) применяются и к двухкилевому вертикальному оперению, при этом для примечания 3 учитывается, что каждая вертикальная поверхность может воспринимать 65% момента от усилия летчика на педалях.

116-х2гв ОДНОВРЕМЕННАЯ НАГРУЗКА НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ И ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1161-х2гв Рассматриваются расчетные нагрузки на горизонтальное оперение, равные 75% нагрузок изолированного нагружения на горизонтальное оперение, и одновременно нагрузка на вертикальное оперение, равная 75% максимальной изолированной нагрузки на вертикальное оперение, сложенной с нагрузками $P'_{в.о}$ (верх) и $P'_{в.о}$ (нижн), определяемыми из графика фиг. 1161-х2г.

Распределение нагрузки по оперению — см. 125-х2.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Нагрузка на вертикальное оперение, равная 75% максимальной изолированной нагрузки, распределяется между вертикальными поверхностями в отношении 65:35.

2. Нагрузки $P'_{в.о}$ (верх) и $P'_{в.о}$ (нижн) на вертикальное оперение определяются по графику фиг. 1161-х2г в зависимости от величины нагрузки горизонтального оперения рассматриваемого случая, т. е. исходя из 75% нагрузки случая изолированного нагружения.

1162-х2гв Несимметричная нагрузка на горизонтальное оперение

Рассматривается нагружение оперения согласно случаям изолированного нагружения горизонтального оперения и случая одновременного нагружения горизонтального и вертикального оперения (см. 1161-х2г и 1161-х2гв), причем на одной половине горизонтального оперения предполагается полная нагрузка соответствующего случая, а на второй на 30% меньшая.

Нагрузки на вертикальное оперение (в том числе и $P'_{в.о}$ (верх) и $P'_{в.о}$ (нижн)) берутся в соответствии с указанными выше случаями без изменения.

116-хф ФЛАТТЕР ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

1161-хф Критическая скорость флаттера ($V_{кр}$) хвостового оперения должна быть не меньше, чем $1,2 V_{max. max}$, где $V_{max. max}$ устанавливается в соответствии с $q_{max. max}$.

116-6 БАЛАНСИРЫ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ И ЭЛЕРОНОВ

1161-6 Должно быть обеспечено отсутствие резонанса балансира на всем рабочем диапазоне оборотов мотора. Отсутствие резонанса проверяется экспериментально во время гонки мотора на земле.

1162-6 Для проверки прочности креплений балансира рассматриваются случаи нагружения 1163-6 и 1164-6.

1163-6 Нагружение в вертикальной плоскости в направлении аэродинамической нагрузки случаев А и Д

Эксплуатационная перегрузка принимается равной $\pm 1,5 n_A^0$, где n_A^0 — эксплуатационная перегрузка случая А.

Кoeffициент безопасности $f = 1,5$.

1164-6 Нагружение вбок

Эксплуатационная перегрузка принимается равной 3.

Кoeffициент безопасности $f = 1,5$.

ШАССИ И АМОРТИЗАЦИЯ

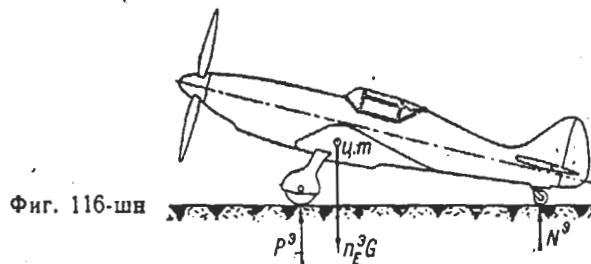
116-ш

Во всех случаях, перечисленных ниже в 116-шн и 116-ш3, $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость с учетом механизации крыла (закрылки, предкрылки и пр.). 1160-ш

Типовые схемы уравнивания самолета в посадочных случаях даны в 13.

ШАССИ НОРМАЛЬНОЙ СХЕМЫ (фиг. 116-шн)

116-шн



ВОСПРИНИМАЕМАЯ РАБОТА И ТРЕБОВАНИЯ К АМОРТИЗАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

116-шна

Эксплуатационная работа A^* , которую должна воспринять амортизационная система (стойки + пневматики) при динамическом приложении нагрузки, вычисляется по формуле: 1161-шна

$$A^* = 0,5 \frac{K^2}{m_{\text{ред}}} V_y^2 \quad [\text{кг} \cdot \text{м}], \quad A^* \text{ в } \text{Дж}$$

где V_y — приведенный вертикальный компонент скорости в момент удара, определяемый по формуле:

$$V_y = \sqrt{0,4 V_{\text{пос}}^2 + 0,01 G^{0,5}} - 2,0 \quad [\text{м/сек}], \text{ но не меньше } 2,8 \text{ м/сек};$$

G — полетный вес самолета [кг] (см. 1142);

$V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость (см. 1160-ш) [м/сек].

$m_{\text{ред}}$ — редуцированная к линии равнодействующей удара масса самолета [кг сек²/м].

Для главных колес $m_{\text{ред}}$ принимается равной m (m — масса всего самолета).

Для хвостового колеса или костыля:

$$m_{\text{ред}} = \frac{\Delta G}{9,81},$$

где ΔG — доля веса самолета, приходящаяся на хвостовое колесо (костыль) на стоянке.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Расчет амортизации главных колес производится в соответствии со случаем $E_{\text{ш}}$ (см. 1161-шнг).

2. Если по техническим условиям предусматривается возможность замены колес лыжами, эксплуатационная работа $A_{\text{ст}}^*$, которую должны воспринимать амортизационные стойки главных или хвостовых колес, должна быть не меньше $0,5 A^*$.

3. Расчет амортизации хвостового колеса (костыля) производится на наиболее неблагоприятный случай E_1 или E_2 (см. 1161шнх—1162-шнх), т. е. дающий наибольший ход.

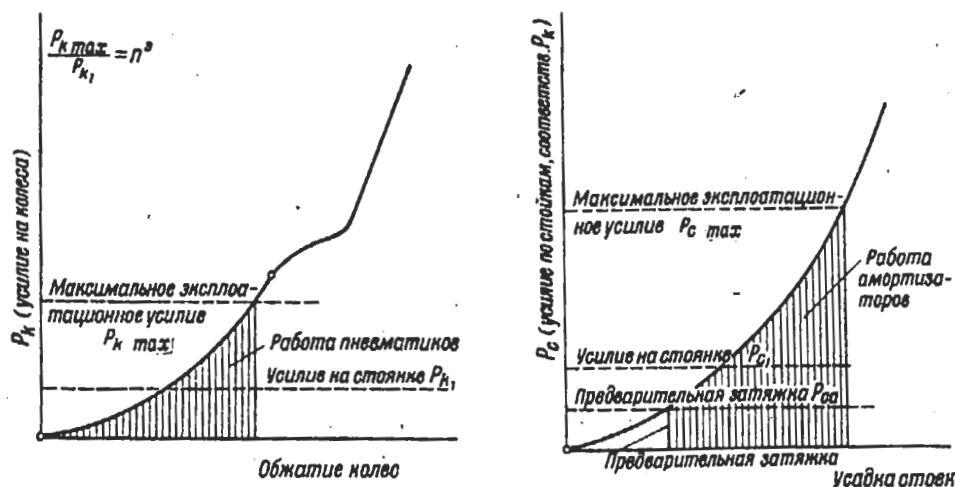
4. Найденная для костыля работа целиком должна восприниматься амортизационной стойкой.

Эксплуатационная работа A^* распределяется между пневматиками и амортизационными стойками, как указано на фиг. 1161-шна.

На этой фигуре усилие, действующее на колесо, обозначено через P_k и соответствующее ему усилие на стойку через P_c , причем

$$P_k = \psi P_c,$$

где ψ — коэффициент передачи, зависящий от геометрических соотношений шасси.



Фиг. 1161-шна

1162-шна Для самолетов, предназначенных специально для ночных и слепых полетов, норма на воспринимаемую работу должна быть увеличена в 1,5 раза, т. е.

$$A_n^* = 1,5 A^*.$$

1163-шна Способность амортизационной системы поглощать нормируемую работу в соответствии со всеми требованиями, изложенными в 116-шна, должна быть подтверждена динамическими испытаниями.

1164-шна При поглощении всей нормируемой работы (A^*) эксплуатационная перегрузка n_E^* должна быть не больше величины ее, определяемой из формулы:

$$n_E^* = 2,6 + \frac{4500}{G + 2500} \geq 3,5.$$

1165-шна Максимальное усилие в амортизаторе $P_{c \max}$ при поглощении всей нормируемой работы A^* не должно быть больше величины, равной $\psi P_{м.д.}$, где $P_{м.д.}$ — максимальная допустимая нагрузка на пневматик, гарантируемая заводом-изготовителем. При этом для нормального двухколесного шасси выбор колеса должен производиться в соответствии с полетным весом самолета по табл. 1165-шна.

Таблица 1165-шна

	Размер колеса $D \times d$ [мм]	Полетный вес [кг]	Давление [кг/см ²]
Колеса шасси	500 × 150	1 000—1 500	1,5—2,8
	600 × 180	1 800—2 700	2,2—3,5
	650 × 200	2 300—3 200	2,5—3,5
	700 × 220	2 800—3 700	2,2—3,2
	750 × 250	3 300—4 500	2,4—3,2
	800 × 260	3 800—5 200	2,2—3,2
	900 × 300	5 000—7 000	2,5—3,5
	1 000 × 350	6 400—8 500	2,2—3,2
	1 100 × 400	8 000—10 300	2,2—3,2
	1 200 × 450	9 750—13 300	2,5—3,5

Продолжение табл. 1165-шна

	Размер колеса $D \times d$ [мм]	Полетный вес [кг]	Давление [кг/см ²]
Хвостовые колеса	250 × 95	1 000—2 500	2,0—3,5
	300 × 125	2 500—3 500	2,0—3,0
	350 × 140	3 200—4 500	2,0—3,0
	400 × 150	4 000—6 000	2,0—3,0
	470 × 210	7 000—10 000	2,0—3,0
	600 × 250	10 000—13 300	2,0—3,0

По поглощению амортизацией нормированной работы должен существо- 1166-шна
вать запас хода в амортизационной стойке в 10% длины ее рабочего хода.

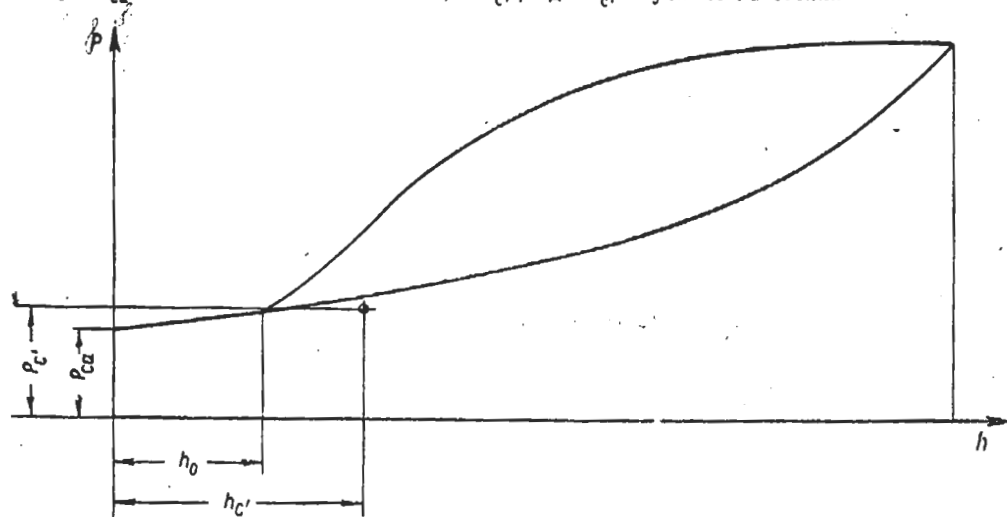
В случае, если $\delta_{м.д} < 160 + 0,25 \delta_{ст}$ (где $\delta_{ст}$ — обжатие пневматика на сто- 1167-шна
янке в мм, $\delta_{м.д}$ — максимальное допустимое обжатие пневматика по данным
завода-изготовителя в мм), кривая усилий по ходу поршня (масляно-пневмати-
ческой или масляно-пружинной амортизации) должна быть такова, чтобы в
начале хода на величину h_0 , определяемую по формуле:

$$h_0 = \psi (160 + 0,25 \delta_{ст} - \delta_{м.д}),$$

работал только воздух (пружина) (фиг. 1167-шна)..

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. По этой же формуле определяется величина минимального допу-
стимого хода резиновой амортизации при максимальной эксплуатационной перегрузке.

2. В случае, если $\delta_{м.д} < 160 + 0,25 \delta_{ст}$, усилие предварительной затяжки в амортиза-
торе $P_{сз}$ должно быть не меньше $0,75 P_{сг}$, где $P_{сг}$ — усилие на стоянке.



Фиг. 1167-шна

Коэффициент полноты диаграммы во всех случаях не должен быть больше 0,75. 1168-шна
Время прямого и обратного хода амортизационной стойки должно быть
не больше 0,8 сек.

Расчет резиновой амортизации (пластинчатой и шнуровой) должен основываться на лабораторных испытаниях резины применяемого сорта, откуда должны 1169-шна
определяться: допустимое обжатие (вытяжка) резины и воспринимаемая работа
в зависимости от усилия и хода.

Площадь резиновых пластин должна подбираться с таким расчетом, чтобы
давление на резину на стоянке не превышало 17 кг/см^2 .

ПРИМЕЧАНИЕ. Требования, изложенные в 1164-шна и 1167-шна, к хвостовым коле-
сам (костылю) не относятся.

116-шнг

ГЛАВНЫЕ КОЛЕСА

1160-шнг

При определении прочности шасси геометрические соотношения устанавливаются при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной перегрузке рассматриваемого случая.

Разрешается определять прочность шасси по схемам, соответствующим: полному обжатию амортизационной системы (соответственно n_E^2) в случаях $E_{ш}$, $E_{ш} + G_{ш}$, $R_{1ш}$ и $T_{ш}$; стояночному обжатию в случаях $G_{ш}$, $R_{2ш}$ и $M_{ш}$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если по техническим условиям предусматривается возможность замены колес лыжами, прочность шасси должна быть проверена на все случаи, указанные в § 13 п. 4 Норм прочности самолетов редакции 1939 г.

1161-шнг

Случай $E_{ш}$. Посадка на три точки (фиг. 116-шн)

Эксплуатационная перегрузка n_E^2 определяется из диаграммы сжатия амортизации (фиг. 1161-шна).

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

Минимальная расчетная перегрузка принимается равной 4.

ПРИМЕЧАНИЕ. Конструкции фюзеляжа и крыла должны быть проверены также и на случай посадки на одно колесо. В этом случае эксплуатационная нагрузка на колесо та же, что и в случае $E_{ш}$. Коэффициент безопасности $f = 1,8$.

1162-шнг

Случай $E_{ш} + G_{ш}$. Посадка на три точки с одновременным передним ударом в оба колеса

Самолет считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. Равнодействующая нагрузки на оба колеса лежит в плоскости симметрии самолета, проходит через ось колеса и направлена спереди в центр тяжести самолета.

Величина нагрузки на одно колесо

$$P^2 = 0,5 n_E^2 + G; \quad n_E^2 + G = n_E^2.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

1163-шнг

Случай $G_{ш}$. Передний удар в оба колеса

Самолет считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось колеса и направлена спереди и снизу к горизонту под углом

$$\alpha^0 = 5 + 0,025 D,$$

где D — диаметр колеса в мм.

Эксплуатационная перегрузка $n_G^2 = 1,25$.

Нагрузка на одно колесо $P^2 = 1,25 \cdot 0,5 G$.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

1164-шнг

Случай $R_{1ш}$. Посадка на три точки с одновременным боковым ударом в оба колеса

Самолет считается находящимся в положении, соответствующем стоянке на земле. На шасси действуют:

нормальная к земле сила, равная 0,75 таковой в случае $E_{ш}$ (1161-шнг):

$$P_{R_1}^2 = 0,75 P_E^2;$$

боковая сила в направлении оси z , определяемая по формуле:

$$F_{R_1}^* = n_{R_1}^* G,$$

где $n_{R_1}^* = \frac{V_{\text{пос}} [\text{м/сек}]}{67}$, но берется не меньше 0,32.

Боковая сила прилагается к колесам с пневматиками, обжатые соответственно P_E^* , и распределяется между колесами так, что на одно колесо действует часть ее, направленная от колеса к плоскости симметрии самолета и равная

$$F_{R_1}' = 0,6 F_{R_1}^*,$$

и соответственно на другое колесо действует другая часть боковой силы, направленная от колеса к концу крыла и равная

$$F_{R_1}'' = 0,4 F_{R_1}^*.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если $V_{\text{пос}} < 27 \text{ м/сек}$, то нормальная к земле сила распределяется между колесами шасси в отношении

$$\left[1 + \frac{6}{V_{\text{пос}}} \frac{h}{B} \right] : \left[1 - \frac{6}{V_{\text{пос}}} \frac{h}{B} \right],$$

где h — высота центра тяжести самолета над уровнем земли при стоянке на трех точках в м;

B — ширина колес шасси (расстояние между колесами) в м.

Случай $R_{2\text{ш}}$. Разворот при рулежке

1165-шнг

Самолет считается находящимся в положении на трех точках, при этом хвостовое колесо (костыль) и одно из главных колес земли не касаются, находясь в непосредственной близости от нее; второе (из главных) колесо заторможено и находится под действием реакции земли, приложенной к точке касания колеса с землей.

Эксплуатационная величина вертикального компонента реакции земли равна $n_{R_1}^* G$.

Эксплуатационная величина бокового компонента, направленного к оси самолета, равна $n_{R_1}^* G$.

Эксплуатационная величина силы трения равна $0,55 n_{R_1}^* G$.

Эксплуатационная перегрузка $n_{R_1}^* = 0,60$.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

Случай $T_{\text{ш}}$. Посадка с торможением

1166-шнг

В случае постановки тормоза шасси помимо всех перечисленных случаев должно быть рассчитано на 75% нагрузки случая $E_{\text{ш}}$ (см. 1161-шнг) и одновременное действие горизонтальной силы, приложенной к окружности колеса в точке касания его с землей и равной $\frac{M_{\text{т}}}{R}$ (где R — радиус колеса с пневматиком, обжатым силой P_E^* , и $M_{\text{т}}$ — тормозной момент, определяемый, как указано ниже).

I. Если величина тормозного момента ограничивается специальным приспособлением, то

$$M_{\text{т}} = M_{\text{max}},$$

где M_{max} — максимальный возможный момент.

II. Если ограничитель отсутствует и если тормоз не имеет сервоколодок, то тормозной момент $M_{\text{т}}$ может быть определен исходя из максимального эксплуатационного усилия от руки летчика на ручку тормоза.

III. Кроме того, тормозной момент может быть определен по формуле:

$$M_T = 0,225 P_E^2 R,$$

где P_E^2 — эксплуатационная нагрузка, действующая на колесо в случае $E_{ш}$.

Из этих трех вариантов в расчет вводится тот, который дает для M_T наименьшую величину.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

1167-шнг

Случай $M_{ш}$. Кручение шасси

Шасси проверяется на крутящий момент M^* , действующий в плоскости, перпендикулярной к оси амортизационной стойки и проходящей через ось колеса:

$$M^* = 90 + 0,002 \sqrt{G^3} \quad [\text{кг м}].$$

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

116-шнх

Хвостовое колесо или костыль

1160-шнх

Определение прочности хвостового колеса или костыля производится по схемам, соответствующим:

полному обжатию амортизационной системы в случаях E_1 , E_2 и $E_2 + F$; стояночному обжатию в случае F .

1161-шнх

Случай E_1 . Посадка на три точки

Эксплуатационная нагрузка на хвостовое колесо (костыль) определяется по формуле:

$$N^* = (n_E^* + 1) \Delta G,$$

где n_E^* — эксплуатационная перегрузка, определяемая как и для главного шасси из диаграммы сжатия амортизации;

ΔG — доля веса самолета, приходящаяся на хвостовое колесо (костыль) на стоянке.

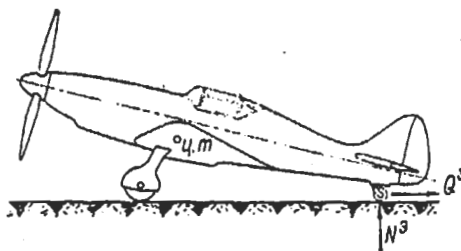
Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для расчета хвостовой части фюзеляжа увеличение эксплуатационной перегрузки на единицу не производится.

1162-шнх

Случай E_2 . Одновременное действие сил N^* и Q^* (фиг. 1162-шнх)

Принимается, что, кроме силы $N^* = n_E^* \Delta G$, нормальной к земле, на хвостовое колесо действует приложенная к оси колеса и направленная параллельно земле назад сила $Q^* = 0,5 N^*$.



Фиг. 1162-шнх

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. В случае костыля сила Q^* приложена в точке касания его с землей.

2. Для хвостового колеса, у которого амортизация не работает на передний удар, принимается $Q^* = 2,5 \Delta G$, но не меньше $0,5 N^*$.

Случай F. Боковой удар

1163-шнх

В этом случае считается, что самолет находится в положении на трех точках, а боковая нагрузка $F^* = 0,2 n_z \Delta G$ приложена в точке касания колеса (костыля) с землей и направлена параллельно размаху крыльев.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае ориентирующегося хвостового колеса или костыля кроме силы F^* прикладывается (в точке касания костыля с землей или на оси колеса для хвостового колеса) пара, момент которой равен по величине и противоположно направлен моменту силы F^* относительно оси вращения хвостового колеса (костыля).

Случай $E_2 + F$

1164-шнх

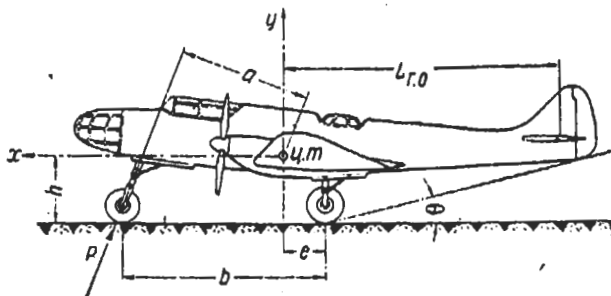
Рассматривается одновременное действие нагрузок случаев E_2 (1162-шнх) и F (1163-шнх), уменьшенных на 25%, а именно:

$$N^* = 0,75 N^*; \quad Q^* = 0,375 N^*; \quad F^* = 0,15 N^*.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ТРЕХКОЛЕСНОЕ ШАССИ (фиг. 116-ш3)

116-ш3



Фиг. 116-ш3

ВОСПРИНИМАЕМАЯ РАБОТА И ТРЕБОВАНИЯ
К АМОРТИЗАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

116-ш3а

Эксплуатационная работа A^* , которую должна воспринять амортизационная система (стойки + пневматики) при динамическом приложении нагрузки, вычисляется по формуле:

$$A^* = 0,5 m_{ред} V_y^2 \quad [кг \cdot м],$$

где V_y — приведенный вертикальный компонент скорости в момент удара.

Для главных колес

$$V_y = \sqrt{0,4 V_{пос} + 0,01 G^{0,5} - 2,0} \quad [м/сек], \text{ но не меньше } 2,8 \text{ м/сек.}$$

Для носового колеса значение V_y принимается большим из значений, получающихся по формуле для главных колес и по формуле:

$$V_y = k \frac{b}{L_{г.о}} \sqrt{\theta^0} \quad [м/сек], \text{ но не меньше } 4 \text{ м/сек,}$$

где b — расстояние от оси носового колеса до оси главных колес [м];

$L_{г.о}$ — расстояние от оси шарниров руля высоты до центра тяжести [м];

θ^0 — угол опрокидывания в градусах; берется по схеме шасси при необходимых амортизации и пневматиках (фиг. 116-ш3);

k — коэффициент, зависящий от длины $L_{г.о}$; значение его определяется по табл. 1161-ш3а.

Таблица 1161-ш3а

$L_{г.о} [м]$	2	4	8	16	32
k	0,85	1,20	1,70	2,40	3,40

При промежуточных значениях $L_{г.о}$ коэффициент k определяется линейной интерполяцией.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если по техническим условиям к самолету предъявляется требование посадки с заранее заторможенными колесами, коэффициент k берется в $1\frac{1}{2}$ раза большим.

$m_{ред}$ — редуцированная к линии равнодействующей удара масса самолета.

Для главных колес $m_{ред}$ принимается равной m .

Для носового колеса

$$m_{ред} = \frac{m}{1 + \frac{a^2}{i_z^2}},$$

a — расстояние от центра тяжести самолета до направления равнодействующей удара P (фиг. 611-ш3);

i_z — радиус инерции самолета относительно оси Oz (проходящей через центр тяжести самолета).

ПРИМЕЧАНИЕ. Если по техническим условиям к самолету предъявляется требование посадки с планирования без выравнивания, вертикальный компонент скорости в момент удара как для главных, так и для носового колеса должен определяться по формуле:

$$V_y = 4 \frac{c_x}{c_y^{3/2}} \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ [м/сек]},$$

$\frac{c_x}{c_y^{3/2}}$ берется максимальным для самолета с закрытыми или открытыми щитками при $c_{y \max}$;

$\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 м^2 крыла.

1162-ш3а Амортизационная система главных и носового колес трехколесного шасси должна удовлетворять всем требованиям, изложенным выше для шасси нормальной схемы, за исключением пунктов 1162-шна и 1164-шна в случае расчета амортизации из условия посадки с планирования (без выравнивания). Требование пункта 1164-шна во всех случаях к амортизационной системе носового колеса не относится.

1163-ш3а Максимальное значение n_z^* для главных колес при условии посадки с планирования и для носового колеса во всех случаях определяется величиной $P_{м.д}$ подобранных к самолету колес (см. 1165-шна).

1164-ш3а Эксплуатационная работа A^* , которую должна воспринять амортизация хвостовой предохранительной опоры при динамическом приложении нагрузки, вычисляется по формуле:

$$A^* = 0,015 G \text{ [кг м]}.$$

ПРИМЕЧАНИЕ. При любом возможном положении самолета относительно земли должна быть обеспечена невозможность касания земли хвостовой опорой фюзеляжа в первый момент посадки, а положение центра тяжести самолета (при любых центровках) должно быть впереди нормали к земле, проходящей через ось главных колес.

ГЛАВНЫЕ КОЛЕСА

116-ш3г

При определении прочности шасси геометрические соотношения устанавливаются при амортизации, обжатой на величину, соответствующую эксплуатационной перегрузке рассматриваемого случая.

Разрешается определять прочность шасси по схемам, соответствующим: полному обжатию амортизационной системы (соответственно n_E^2) в случаях $E_{ш}$, $E'_{ш}$, $R_{1ш}$ и $T_{ш}$; стояночному обжатию в случаях $G_{ш}$, $R_{2ш}$ и $M_{ш}$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если по техническим условиям предусматривается возможность замены колес лыжами, прочность шасси должна быть проверена на все случаи, указанные в § 13 п. 4 Норм прочности самолетов редакции 1939 г.

Случай $E_{ш}$. Посадка на три точки (фиг. 116-ш3)

1161-ш3г

Эксплуатационная перегрузка n_E^2 определяется из диаграммы сжатия амортизации (фиг. 1161-шна).

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

Минимальная расчетная перегрузка принимается равной 4.

ПРИМЕЧАНИЕ. Конструкции фюзеляжа и крыла должны быть проверены также и на случай посадки на одно колесо. В этом случае эксплуатационная нагрузка на колесо та же, что и в случае $E_{ш}$. Коэффициент безопасности $f=1,8$.

Случай $E'_{ш}$. Посадка на главные колеса

1162-ш3г

Принимается, что самолет садится на главные колеса, а хвостовая предохранительная опора земли не касается, находясь в непосредственной близости от нее; равнодействующая удара проходит через ось колеса и центр тяжести самолета.

Величина эксплуатационной нагрузки на одно колесо принимается равной

$$P^0 = 0,5 n_E^2 G.$$

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

Случай $G_{ш}$. Передний удар в оба колеса

1163-ш3г

Считается, что самолет находится в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось колеса и направлена спереди и снизу под углом к горизонту

$$\alpha^\circ = 20 + 0,025 D,$$

где D — диаметр колеса в мм.

Эксплуатационная перегрузка $n_G^2 = 1,5$.

Нагрузка на одно колесо

$$P^0 = 1,5 \cdot 0,5 G.$$

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если по техническим условиям к самолету предъявляется требование посадки с планирования без выравнивания, эксплуатационная перегрузка $n_G^2 = 1,7$.

Случай $R_{1ш}$. Посадка на главные колеса с одновременным боковым ударом в оба колеса

1164-ш3г

Самолет считается находящимся в положении, соответствующем рассматриваемому в случае $E'_{ш}$ (см. 1162-ш3г). Эксплуатационная перегрузка для компонента

равнодействующей в плоскости xOy равна $0,75 n_E^2$. Направление компонента равнодействующей в плоскости xOy соответствует рассматриваемому в случае $E'_ш$ (1162-шЗг).

Эксплуатационная перегрузка для боковых сил, направление, распределение между колесами и точка приложения боковых сил берутся по случаю $R_{1ш}$ для шасси нормальной схемы (1164-шнг).

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

1165-шЗг

Случай $R_{2ш}$. Разворот при рулежке

Самолет считается находящимся в положении на трех точках; при этом носовое колесо и одно из главных колес земли не касаются, находясь в непосредственной близости от нее; второе (из главных) колесо заторможено и находится под действием реакции земли, приложенной в точке касания колеса с землей. Эксплуатационная величина вертикального компонента реакции земли принимается равной $n_{R_2}^2 G$. Эксплуатационная величина бокового компонента, направленного к оси самолета, принимается равной $n_{R_2}^2 G$. Эксплуатационная величина силы трения принимается равной $0,55 n_{R_2}^2 G$.

Коэффициент эксплуатационной перегрузки $n_{R_2}^2 = 0,70$.

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

1166-шЗг

Случай $T_{ш}$. Посадка с торможением

Самолет считается находящимся в положении, соответствующем рассматриваемому в случае $E_{ш}$. Эксплуатационная перегрузка для нормальных к земле сил берется равной $0,75 n_E^2$. Горизонтальный компонент (T^2) нагрузки, приложенной в точке касания колеса с землей к его окружности, определяется исходя из коэффициента трения $\mu=0,55$ или исходя из максимальной возможной величины тормозного момента M_{max} , при этом считается, что пневматик обжат силой P^2 . В расчет вводится значение T^2 , меньшее из двух величин:

$$T^2 = 0,55 P^2 \text{ или } T^2 = \frac{M_{max}}{R},$$

где R — радиус обжатого колеса.

Величина нормальной к земле эксплуатационной нагрузки на одно колесо принимается равной

$$P^2 = 0,5 \cdot 0,75 n_E^2 G.$$

Коэффициент безопасности $f=1,65$.

1167-шЗг

Случай $M_{ш}$. Кручение шасси

Расчетные условия те же, что и для шасси нормальной схемы (см. 1167-шнг).

116-шЗн

НОСОВОЕ КОЛЕСО

1160-шЗн

Во всех случаях, рассматриваемых ниже, самолет считается находящимся в положении на трех точках, а амортизационная система — в состоянии полного обжатия в случае $E_{ш}$ и $0,75$ полного обжатия во всех остальных случаях.

1161-шЗн

Случай $E_{ш}$. Посадка на три точки

Эксплуатационная нагрузка на колесо P^2 принимается в соответствии с эксплуатационной перегрузкой n_E^2 , определяемой по диаграмме сжатия амортизации, но не меньше величины, получающейся из формулы:

$$P^2 = \frac{(1,23h + 0,86e) G}{b},$$

где e — расстояние от проекции центра тяжести на земле до оси главных колес (остальные обозначения см. выше, фиг. 116-шЗ). Геометрические соотношения берутся при стояночном обжатии амортизационной системы.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

Случай $E_{ш} + G_{ш}$. Передний удар в носовое колесо

1162-шЗн

Эксплуатационная нагрузка P^0 принимается равной таковой в случае $E_{ш}$ (см. 1161-шЗн), приложенной к оси колеса и наклоненной назад (против полета) под углом 45° к горизонту.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если горизонтальный компонент равнодействующей удара получается больше $1,5 G$, угол наклона равнодействующей P^0 определяется исходя из величины горизонтального компонента, равного $1,5 G$.

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

Случай $R_{ш}$. Посадка с боковым ударом в носовое колесо

1163-шЗн

Эксплуатационная величина равнодействующей удара принимается равной эксплуатационной нагрузке P^0 случая $E_{ш}$ (см. 1161-шЗн) и наклоненной в плоскости yOz так, что боковой компонент ее равен $\pm 0,25 P^0$.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае ориентирующегося носового колеса, кроме силы P^0 , на оси колеса в плоскости xOz прикладывается пара, момент которой равен по величине и противоположно направлен моменту бокового компонента силы P^0 относительно оси вращения носового колеса.

Случай $T_{ш}$. Посадка с торможением

1164-шЗн

Случай $T_{ш}$ рассматривается только тогда, когда носовое колесо снабжено тормозом.

Эксплуатационная величина нагрузки P^0 , нормальной к земле, принимается равной $0,75$ эксплуатационной нагрузки случая $E_{ш}$ (см. 1161-шЗн). Эксплуатационная величина горизонтального компонента трения T^0 принимается равной $0,55 P^0$ или $\frac{M_{\max}}{R}$ и приложенной в точке касания колеса с землей (R — радиус колеса с пневматиком, обжатым силой P_E^0). В расчет вводится меньшая величина T^0 .

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

ХВОСТОВАЯ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНАЯ ОПОРА

116-шЗх

Удар в хвостовую предохранительную опору

1161-шЗх

Эксплуатационная перегрузка n^0 определяется из диаграммы сжатия амортизации как отношение максимального усилия на опору при поглощении всей эксплуатационной работы, предписываемой в 1164-шЗа, к усилию, равному $0,1 G$.

Эксплуатационная нагрузка, нормальная к земле в положении самолета, когда хвостовая опора касается земли, принимается равной

$$P^0 = 0,1 n^0 G.$$

Коэффициент безопасности $f = 1,65$.

МЕХАНИЗМ ПОДЪЕМА ШАССИ

116-шм

Эксплуатационная перегрузка для расчета механизма подъема и выпуска шасси определяется по формуле:

$$n^0 = 1 \pm 0,4 \frac{dc_y}{dx} \frac{V}{G/S}.$$

где $\frac{dc_y}{d\alpha}$ определяется по продувке самолета или по фиг. 1216—II, где вместо λ_{α} нужно подставлять λ крыла;

V — скорость полета, при которой могут производиться выпуск и подъем шасси, но не меньше $1,75 V_{\min}$ (V_{\min} — минимальная скорость горизонтального полета без щитков в м/сек).

Коэффициент безопасности $f=2$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Механизм подъема должен быть проверен как при выпущенном, так и при убранном шасси в соответствии с максимальной величиной эксплуатационной перегрузки и коэффициентом безопасности, указанных в нормах для данного самолета. В этих случаях для замка шасси коэффициент безопасности $f=2$.

2. Механизм подъема и замок шасси (при убранном шасси) должны проверяться на нагрузки от щитков шасси (см. 116-шщ).

3. Если механизм подъема (или части его) входит в силовую схему конструкции шасси, то он должен проверяться на все посадочные случаи, предусматриваемые 116-ш.

4. Конструкция механизма подъема должна обеспечивать плавный выпуск шасси (без ударов).

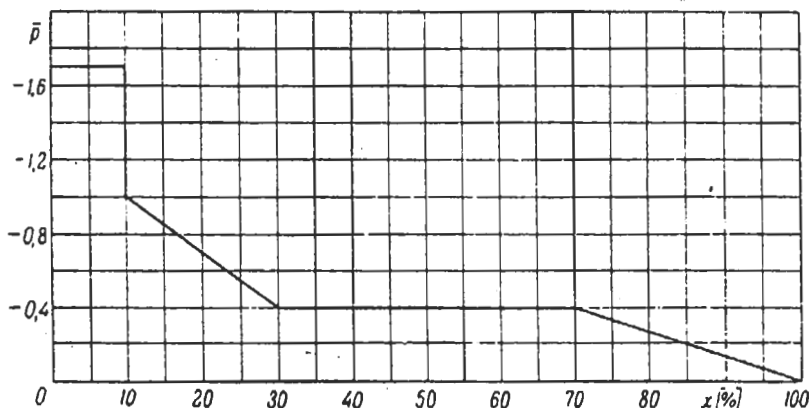
5. Конструкция замка должна обеспечивать его открытие только при двух движениях запирающего механизма.

116-шщ

ЩИТКИ ШАССИ

1161-шщ

Прочность щитков шасси проверяется при полностью убранном шасси. Эксплуатационная величина удельных нагрузок определяется в соответствии с положением щитка на нижней поверхности крыла (фюзеляжа) по фиг. 1161-шщ при $q=0,8 q_{\max. \max.}$.



Фиг. 1161-шщ

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Величины $\bar{p} = \frac{p^*}{q}$ на соответствующих процентах хорды крыла по размаху принимаются постоянными.

2. Величина эксплуатационной удельной нагрузки p^* больше 7500 кг/м^2 не берется.

3. При действии эксплуатационной нагрузки конструкция щитков должна обеспечивать невозможность образования щели между передней кромкой (по полету) щитка и поверхностью крыла.

4. На фиг. 1161-шщ через x обозначено расстояние от носка крыла до щитка в процентах хорды (если щиток убирается в фюзеляж, то x отсчитывается по корневой хорде).

116-м

МОТОРНАЯ УСТАНОВКА

1161-м

Случай $A_{м.у}$

Соответствует случаю А. Эксплуатационная нагрузка определяется по формуле:

$$P^* = G_{м.у} (n_A^* + 1,5),$$

где $G_{м.у}$ — вес мотора с оборудованием, моторной рамой, капотом, винтом и т. д.;
 n_A^* — эксплуатационная перегрузка случая А.

Направление нагрузки то же, что и направление нагрузок от агрегатов на крыльях; для упрощения можно принимать его нормальным к оси мотора.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Увеличение перегрузки на 1,5 относится только к моторной установке до болтов ее крепления включительно.

Случай $D_{м.у}$

1162-м

Соответствует случаю D. Нагрузка действует снизу вверх и определяется по формуле:

$$P^* = G_{м.у} (n_D^* + 1,5),$$

где n_D^* — эксплуатационная перегрузка случая D. Направление нагрузки то же, что и направление нагрузок от агрегатов на крыльях; для упрощения можно принимать его нормальным к оси мотора.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Увеличение перегрузки на 1,5 относится только к моторной установке до болтов ее крепления включительно.

Посадочные случаи

1163-м

Моторная установка должна быть проверена на все посадочные случаи по эксплуатационным перегрузкам норм шасси при коэффициенте безопасности $f=1,65$.

Случай $H_{м.у}$

1164-м

Боковая нагрузка на моторную установку:

$$P^* = n_H^* G_{м.у}.$$

Эксплуатационная перегрузка n_H^* принимается для всех самолетов равной 1,5.

Коэффициент безопасности $f=2$.

Случай $M_{м.у}$

1165-м

Рассматривается работа мотора на стоянке самолета; учитывается максимальная тяга и момент от винта.

Коэффициент безопасности $f=2$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для моторов с редуктором момент подсчитывается по формуле:

$$M = 716,2 \frac{N}{n} \text{ [кг м]},$$

где N — мощность мотора в л. с.;

n — число оборотов винта в минуту.

Случаи $A_{м.у} + M_{м.у}$ и $D_{м.у} + M_{м.у}$

1166-м

Рассматривается совместное действие нагрузки случаев $A_{м.у}$ (или $D_{м.у}$) и $M_{м.у}$. Эксплуатационная нагрузка берется согласно 1161-м и 1162-м, а эксплуатационные значения тяги и момента берутся из аэродинамического расчета в соответствии с рассматриваемыми случаями полета (случай А или случай D).

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

1167-м

Случай $H_{м.у} + M_{м.у}$

Эксплуатационная нагрузка принимается согласно 1164-м и 1165-м.
Коэффициент безопасности $f=2$.

1168-м

Если моторная установка нагружается какими-либо другими частями самолета, то она должна быть проверена на усилия от этих частей.

116-мк

МОТОРНЫЕ ГОНДОЛЫ И КАПОТЫ

1160-мк

При определении нагрузок на моторные гондолы, капоты и их детали учитываются нагрузки как на наружную, так и на внутреннюю поверхность.

Во всех случаях (за исключением тех, где это оговорено особо) величины удельных нагрузок как наружных, так и внутренних, принятые согласно данным продувок в нескоростных трубах, графикам в приложении (см. 126) или специальным указаниям, изложенным ниже, должны быть пересчитаны на скорость, соответствующую $q_{\max. \max}$, с учетом влияния сжимаемости воздуха согласно указаниям, изложенным в 128.

1161-мк

Нагрузки на наружную поверхность моторных гондол и капотов

Для определения аэродинамических нагрузок на моторную гондолу, капот и их детали требуется продувка на распределение давления на углах атаки, соответствующих расчетным случаям С, А' и D' норм прочности, а также на режиме скольжения $\beta = \pm 5^\circ$ при $\alpha = 0$, относя данные продувки к $q_{\max. \max}$.

При отсутствии экспериментальных данных, указанных выше, для определения нагрузок на наружную поверхность моторной гондолы и капота разрешается пользование приближенным методом, приведенным в 126.

Нагрузки на носовую часть моторной гондолы, находящуюся внутри капота (внутренний капот), определяются в соответствии с давлением внутри капота (см. 1162-мк).

1162-мк

Нагрузки на внутреннюю поверхность моторных гондол и капотов (для случаев С, А', D' и скольжения)**Капоты моторов воздушного охлаждения**

Если конструкция капота не предусматривает закрывания входного отверстия воздуха во время пикирования, то при наличии юбки, закрывающей выходное отверстие воздуха, величина внутреннего давления $p_{\text{внутр}}^*$, действующего равномерно на всю внутреннюю поверхность капота, берется равной

$$p_{\text{внутр}}^* = q_{\max. \max}$$

Если в капоте имеется приспособление, закрывающее входное отверстие воздуха при пикировании (жалюзи или передняя юбка), то величина $p_{\text{внутр}}^*$ берется равной:

от носка капота до плоскости осей цилиндров первого ряда—

$$p_{\text{внутр}}^* = q_{\max. \max};$$

от плоскости осей цилиндров первого ряда до конца капота—

$$p_{\text{внутр}}^* = 0,5 q_{\max. \max}.$$

Капоты моторов жидкостного охлаждения

Для капотов, у которых протекание воздуха внутрь капота имеет целью охлаждение мотора (лобовой радиатор и пр.), величина давления $p_{\text{внутр}}^*$, действующего по всей длине протекания воздуха, берется равной

$$p_{\text{внутр}}^* = q_{\max. \max}.$$

Для капотов, у которых протекание воздуха внутрь капота не имеет специальной цели охлаждения мотора (наличие щели между коком винта и капотом и пр.), величина $p_{\text{внутр}}^{\circ}$ берется равной

$$p_{\text{внутр}}^{\circ} = 0,25 q_{\text{max. max.}}$$

Моторные гондолы

Внутреннее давление для моторных гондол принимается равным нулю.

Элементы капота

1163-мк

Юбки и механизмы управления ими

Случай закрытой юбки

Наружное разрежение определяется из продувки при нулевом угле атаки (или берется из 126) в соответствии с расположением юбки. Внутреннее давление берется в соответствии с 1162-мк.

Положение центра давления определяется в соответствии с распределением воздушной нагрузки по хорде юбки.

Случай открытой юбки

Рассматривается положение, соответствующее максимальному открытию юбки. Величина средней удельной эксплуатационной нагрузки (суммарной), направленной внутрь капота, принимается равной $0,7 q_{\text{max. max.}}$, а центр давления — на расстоянии 40% хорды юбки от передней кромки. Распределение нагрузки по хорде юбки принимается по закону трапеции.

Всасывающие патрубки, туннели радиаторов и пр.

Величина наружного разрежения берется из продувки капота. В случае отсутствия продувки эта величина берется из 126, как для элемента наружной поверхности носовой части капота мотора воздушного охлаждения.

Величина внутреннего давления до сечения, в котором находится приспособление, препятствующее протеканию воздуха при пикировании (заслонки и пр.), берется равной

$$p_{\text{внутр}}^{\circ} = q_{\text{max. max.}}$$

За заслонкой принимается $p_{\text{внутр}}^{\circ} = 0,25 q_{\text{max. max.}}$ в том случае, если закрытие ее при пикировании является обязательным. В противном случае давление $p_{\text{внутр}}^{\circ} = q_{\text{max. max.}}$ распространяется на всю длину протекания.

Общее замечание

Элементы капота, имеющие значительную лобовую поверхность (жалюзи, передний щит капота и пр.), должны рассчитываться на среднее удельное лобовое давление, равное

$$p_{\text{лоб}}^{\circ} = q_{\text{max. max.}}$$

Коки винтов

1164-мк

В случае отсутствия продувки для коков обычной формы можно воспользоваться данными, приведенными в 1265. Для коков необычной формы требуется продувка на распределение давления.

Коэффициент безопасности

1165-мк

Коэффициент безопасности для всех элементов капота, за исключением механизма управления юбкой, во всех случаях $f = 2$. Коэффициент безопасности для механизма управления юбкой $f = 1,5$. Для узлов крепления капота коэффициент безопасности следует брать на 20% большим.

1166-мк

Дополнительные указания

Необходимо обеспечить надлежащую жесткость капота и в особенности его носовой части с тем, чтобы во время съемки и постановки капота на место форма его не нарушалась (нарушение формы может привести к увеличению аэродинамических нагрузок).

Капот и его крепления (особенно в случае мотора воздушного охлаждения) работают в неблагоприятных условиях в отношении вибраций; поэтому как в производстве, так и в эксплуатации необходимо следить, не появились ли дефекты на капоте, могущие привести к преждевременному разрушению его от вибраций (царапины и трещины в листах, перекалка узлов и деталей и др.). Не следует допускать резких переходов сечений элементов конструкции.

Вращающиеся коки винтов должны быть сбалансированы относительно оси вращения.

116-ф

ФЮЗЕЛЯЖ

1161-ф

Прочность фюзеляжа рассматривается в соответствии со всеми случаями нагружения крыла, хвостового оперения и моторной установки (в случае нахождения последней на фюзеляже), принимая эксплуатационные нагрузки и коэффициенты безопасности соответственно рассматриваемым случаям.

Фюзеляж проверяется также на нагрузку от шасси и костыля во всех случаях посадки, принимая эксплуатационную нагрузку равной соответственной нагрузке шасси и костыля и коэффициент безопасности $f=1,8$.

Случай $E_{\text{ш}}$ рассматривается как симметричный и как несимметричный (см. примечание к 1161-шнг).

Типовые схемы уравнивания самолета даны в приложении 13.

ПРИМЕЧАНИЕ. Во всех случаях учитывают массовые силы от грузов, находящихся в фюзеляже.

Кроме того, фюзеляж проверяется на случаи, приведенные в 1162-ф—1164-ф.

1162-ф

Случай H_{ϕ}

Случай H_{ϕ} —нагрузка вбок передней части фюзеляжа (от носа до первого лонжерона крыла).

В расчетной схеме принимается, что передняя часть фюзеляжа жестко заделана на первом лонжероне.

Равнодействующая массовых сил прилагается в центре тяжести передней части фюзеляжа. Эксплуатационная перегрузка равна 1,5 и коэффициент безопасности $f=2$.

1163-ф

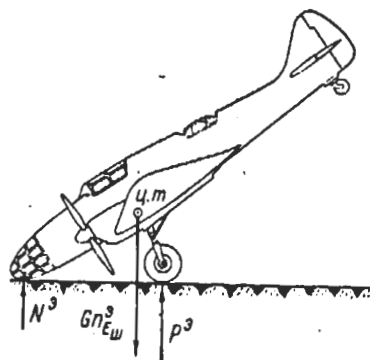
Случай K_{ϕ} (фиг. 1163-ф)

Самолет рассматривается в положении, когда он, находясь на главных колесах, упирается носом фюзеляжа или моторами в землю.

Полетный вес самолета приложен в его центре тяжести в направлении, нормальном к земле.

Эксплуатационная перегрузка равна перегрузке случая $E_{\text{ш}}$.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

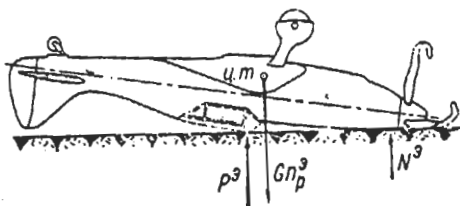


Фиг. 1163-ф

Случай P_Φ (фиг. 1164-ф) для самолетов с $G \leq 10\,000$ кг

1164-ф

Самолет рассматривается в перевернутом положении (на спине).



Фиг. 1164-ф

На этот случай проверяются элементы конструкции самолета, предназначенные для предохранения экипажа и пассажиров.

Точки приложения реакций земли выбираются в соответствии с конструктивной схемой самолета. Полетный вес самолета считается приложенным в его центре тяжести в направлении, нормальном к земле. Эксплуатационная перегрузка равна 3.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

ПИЛОТСКИЕ ФОНАРИ И НОСОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА (ШТУРМАНСКИЕ КАБИНЫ)

116-фп

Аэродинамические нагрузки определяются продувкой в трубах на угле атаки случая A' и, кроме того, на режиме скольжения $\beta = \pm 5^\circ$ при $\alpha = 0$ путем отнесения результатов продувки к скоростному напору $q_{\max. \max}$.

1161-фп

Коэффициент безопасности $f=1,5$.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При отсутствии продувок разрешается величину и распределение аэродинамической нагрузки принимать согласно указаниям 1271 и 1272.

2. Во всех случаях величина и распределение аэродинамической нагрузки должны быть пересчитаны в соответствии со значением $q_{\max. \max}$ на влияние числа Маха согласно указаниям 128.

3. Величина положительного давления, полученная продувкой или принятая согласно 1271 и 1272, должна быть увеличена на $0,30 q_{\max. \max}$ за счет возможного разрежения внутри фонаря и штурманской кабины.

4. Эксплуатационная величина разрежения не берется больше $7\,500$ кг/м³.

УПРАВЛЕНИЕ

116-у

В настоящем параграфе задается расчетная (разрушающая) нагрузка; для перехода к эксплуатационной нагрузке необходимо принять коэффициент безопасности $f=2$.

1160-у

Определение усилий в элементах управления должно производиться при нейтральном положении рулей (элеронов) и при двух крайних отклонениях.

Детали управления к рулю высоты

1161-у

Для деталей управления к рулю высоты расчетная (разрушающая) нагрузка определяется из усилия на ручку управления (в месте приложения усилия летчика), вычисленного в соответствии с расчетным шарнирным моментом руля ($M_{\text{ш}}$) и передаточным числом механизма управления (i).

Расчетный шарнирный момент определяется из расчетных случаев оперения и по своей величине берется наибольшим.

Меньше 130 и больше 240 кг расчетная нагрузка на ручку управления не берется (см. примечание к 1166-у, стр. 40).

Детали управления к рулю направления

1162-у

Расчетная односторонняя (на одну педаль) нагрузка от ноги летчика принимается в соответствии с расчетным (разрушающим) шарнирным моментом руля направления и передаточным числом механизма управления.

Расчетный шарнирный момент определяется из расчетных случаев вертикального оперения и по своей величине берется наибольшим.

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

Меньше 180 и больше 250 кг односторонняя расчетная нагрузка на педаль не принимается (см. примечание к 1166-у).

Для двухсторонней нагрузки следует брать 500 кг.

1163-у

Детали управления к элеронам

Для деталей управления к элеронам за расчетную (разрушающую) нагрузку принимается усилие на ручку вбок или, при штурвальном управлении, одна сила вниз, действующая по касательной к ободу штурвала. Указанная нагрузка вычисляется в соответствии с расчетным (разрушающим) шарнирным моментом на элеронах и передаточным числом механизма управления аналогично 1161-у.

Расчетная нагрузка на ручку меньше 65 и больше 130 кг не берется. Сила, действующая на штурвал, меньше 130 и больше 160 кг не берется (см. примечание к 1166-у).

Каждая половина проводки управления элеронами должна быть прочной на ту часть всего расчетного усилия летчика, которая получается для нее по соотношению шарнирных моментов, но не меньше 50 кг при управлении ручкой и не меньше $90 R \text{ кг м}$ (R — радиус штурвала в м) при штурвальном управлении как при отклонении элерона вниз, так и при отклонении его вверх.

При двойном управлении — соответственно 75 кг и $135 R \text{ кг м}$.

1164-у

Одновременное действие элеронами и рулем направления или рулем высоты

В этом случае детали управления должны быть проверены на одновременное действие нагрузок от руля высоты или руля направления и элеронов, по своим величинам равных 75% разрушающих нагрузок случая изолированного нагружения (1161-у—1163-у).

1165-у

Детали управления разрезными элементами крыла и щитками-закрылками

Расчетная (разрушающая) нагрузка определяется как усилие на ручку (штурвал), вычисляемое в соответствии с расчетным шарнирным моментом рассматриваемого элемента крыла и передаточным числом механизма управления.

Меньше 65 кг при возможном действии на ручку только одной рукой и 130 кг при возможном действии на ручку двумя руками расчетная нагрузка не берется (см. примечание к 1166-у).

1166-у

Двойное управление

I. Детали управления проверяются на изолированное действие только одного летчика согласно 1161-у—1164-у.

II. Детали управления проверяются на одновременное действие двух летчиков и при этом расчетная нагрузка от каждого принимается равной 75% расчетной нагрузки, указанной в 1161-у—1164-у.

ПРИМЕЧАНИЕ к 1161-у—1166-у. Если нормируемая нагрузка на рули и элероны требует для уравнивания усилий на ручке (педалях) больших или меньших установленных в 1161-у—1166-у, то следует шарнирные моменты от аэродинамической нагрузки привести в соответствие с расчетным усилием на ручке (педалях) согласно указаниям 116-кз и 116-х.

1167-у

Штурвал подъема радиатора, стабилизатора и т. д.

Расчетная нагрузка принимается равной 65 кг в случае возможности действия только одной рукой, а в случае возможности действия двумя руками — равной 130 кг.

Малые рукоятки (управление газом, кранами и т. д.)

1168-у

Разрушающее усилие от руки берется не меньше 30 кг.

ДЕТАЛИ САМОЛЕТА

116-д

Крепление баков

1161-д

Расчетные перегрузки берутся те же, что для соответствующих частей самолета. Вес бака берется соответственно его полной емкости.

ПРИМЕЧАНИЕ. В статически неуравновешенных случаях учитываются инерционные силы поступательного и вращательного движения.

Крепление радиаторов

1162-д

Расчетные перегрузки берутся те же, что для соответствующих частей самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ. В статически неуравновешенных случаях учитываются инерционные силы поступательного и вращательного движения.

Сиденья экипажа и пассажиров

1163-д

Расчетные перегрузки для сидений экипажа и пассажиров, а также для тех частей кабин и переходов, на которых возможно нахождение экипажа и пассажиров во время полетов и посадки, во всех случаях нагружения берутся равными перегрузкам, принятым для основных частей самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ. В статически неуравновешенных случаях учитываются инерционные силы поступательного и вращательного движения.

Местные нагрузки от людей на стоянке

1164-д

Разрушающие местные нагрузки от людей принимаются равными 180 кг.

Крепление привязных ремней

1165-д

Для расчета креплений привязных ремней за разрушающую нагрузку принимается сила, приложенная в центре тяжести летчика, равная 600 кг и направленная:

- по оси мотора (случай аварийной посадки);
- по вертикальной оси самолета (случай D).

Узлы

1166-д

Для основных стыковых и разъемных узлов и ушков необходимо предусмотреть дополнительный коэффициент безопасности $f = 1,25$.

Бомбовые люки

1167-д

I. Механизм (пружины) для открытия бомбовых люков подбирается под нагрузку, равномерно распределенную на поверхности створок, направленную внутрь фюзеляжа, интенсивностью $1,2 \cdot 0,5 q \text{ кг/м}^2$, где q берется в соответствии с режимом, на котором производится открытие бомбовых люков (горизонтальный полет или пикирование).

ПРИМЕЧАНИЕ. При наличии надежных данных о разрежении внутри бомбового отсека рассматриваемого самолета разрешается подбор пружин производить по этим данным взамен указанного выше разрежения $0,5 q$.

II. Приспособление, удерживающее створки бомбовых люков в закрытом состоянии.

Удельная эксплуатационная нагрузка, действующая на створки изнутри фюзеляжа, $p = 0,25 q_{\max. \max.}$. Распределение нагрузки равномерное.

Коэффициент безопасности $f = 2$.

116-з

ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ЗАТЯЖКА

1161-з

Затяжка лент и тросов на стоянке самолета

Эксплуатационная затяжка для расчета принимается в 25% разрушающей нагрузки соответствующих лент. При этом стойки не должны терять устойчивости под действием усилий от предварительной затяжки, умноженных на коэффициент безопасности не меньше $f = 1,5$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Должна быть обеспечена наименьшая эксплуатационная затяжка в 15% без того, чтобы это требовало затяжки какой-либо расчалки больше, чем на 30% разрушающей нагрузки.

117

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ

1171

Поднятие самолета

Рассматриваются случаи:

поднятия (стропами) всего самолета при транспортировке; расчетная перегрузка $n = 4$;

поднятия (на домкраты или козлы) для ремонта; расчетная перегрузка $n = 2$.

1172

Нагрузка от ветра на стоянке

Самолет (крылья, оперение и т. д.) и узлы крепления самолета к земле должны быть рассчитаны на ветер любого направления со скоростью 50 м/сек. Коэффициент безопасности $f = 1,25$.

ПРИМЕЧАНИЕ. На этот случай должны быть рассчитаны и запорные приспособления подвижных рулей, а также специальные приспособления (стержни, расчалки), закрепляющие на стоянке киль и стабилизатор.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

12

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

120

- z — координата вдоль размаха крыла;
 $z_{н.с.}$ — координата начала элерона;
 $z_{к.с.}$ — координата конца элерона;
 l_s — размах одного элерона;
 l — размах крыла;
 $\theta = \arccos\left(-\frac{2z}{l}\right)$;
 S — площадь крыла;
 S_{l_s} — площадь элерона и лежащей перед ним части крыла;
 $b(z)$ — хорда в точке z ;
 $b_{cp} = \frac{S}{l}$ — средняя хорда крыла;
 b_k — корневая хорда;
 $b_{конц}$ — концевая хорда;
 $b_s(z)$ — хорда элерона в точке z ; хорда элерона отсчитывается от его оси вращения;
 $\frac{b_{l_s}}{2}$ — хорда крыла в середине размаха элерона;
 $b_{н.с.}$ — начальная хорда элерона; хорда элерона отсчитывается от его оси вращения;
 $b_{к.с.}$ — концевая хорда элерона; хорда элерона отсчитывается от его оси вращения;
 $b_{н.к}$ — хорда крыла в начале элерона;
 $b_{к.к}$ — хорда крыла в конце элерона;
 $\lambda = \frac{l^2}{S}$ — удлинение крыла; $\lambda_{l_s} = \frac{l_s^2}{S_{l_s}}$;
 l_n — полудлина центроплана;
 $\eta = \frac{b_k}{b_{конц}}$ — коэффициент сужения;
 δ — угол отклонения элерона;
 $\delta_{эф}$ — эффективный угол отклонения элерона;
 φ — угол закрутки крыла, выраженный в градусах;
 $\Gamma(z)$ — циркуляция в точке z ;
 A_n — коэффициент разложения циркуляции в тригонометрический ряд по формуле:

$$\Gamma = 2 l_{\mu_k} V \sum A_n \sin n\theta;$$

B_n — коэффициент разложения в тригонометрический ряд функции хорды и угла атаки по формуле:

$$\frac{b(\theta)}{b} \alpha(\theta) \sin \theta = \sum_{n=1}^{\infty} B_n \sin n\theta;$$

C_{2k} — коэффициент разложения в тригонометрический ряд функции хорды по формуле:

$$\frac{b(\theta)}{b_k} = \sum_{k=1}^{\infty} C_{2k} \cos 2k\theta + \frac{C_0}{2};$$

$\Gamma_{пл} = \frac{c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$ — коэффициент нагрузки по размаху плоского крыла;

$\Gamma_z = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{b_{\text{ср}}}$ — коэффициент дополнительной нагрузки от закрутки;

$\Delta \Gamma_{ф.з} = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$ — коэффициент дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа и зализов;

$\Delta \Gamma_{ф.з.м} = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{сеч}} b_{\text{ср}}}$ — коэффициент дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа, зализов и моторных гондол;

$\alpha_0 = \left(\frac{dc_y}{dx} \right)_{\infty}$ — наклон кривой подъемной силы в плоско-параллельном потоке;

$\left(\frac{dx}{dc_y} \right)_{б.о.}$ — обратная величина наклона кривой подъемной силы модели самолета без хвостового оперения;

$\left(\frac{dx}{dc_y} \right)_{из.кр.}$ — обратная величина наклона кривой подъемной силы изолированного крыла;

$\mu_k = \frac{a_0 b_k}{4l}$ — характеристический параметр крыла;

ρ — плотность воздуха;

V — скорость полета;

q — скоростной напор;

\bar{p} — суммарное избыточное давление в данной точке контура, отнесенное к скоростному напору;

$c_{y\text{сеч}}$ — коэффициент подъемной силы сечения;

$c_{y\text{кр}}$ — коэффициент подъемной силы крыла;

x — координата вдоль хорды;

x_d — расстояние по хорде центра давления от носка профиля;

$c_m = \frac{M}{qb^2}$ — коэффициент момента относительно носка профиля;

$c_{m_0} = c_m(c_y = 0)$;

Δc_{m_0} — приращение начального коэффициента профиля от отклонения элерона;

$\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|$ — абсолютная величина производной $\frac{dc_m}{dc_y}$;

Ma — число Маха;

$\alpha(z)$ — геометрический угол атаки в точке z , отсчитываемый от нуля подъемной силы;

α_k — геометрический угол атаки корневого сечения.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО КРЫЛУ

121

Трапецевидные крылья

1210

Для расчета распределения аэродинамической нагрузки по размаху трапецевидных крыльев с различными относительными размерами центроплана ($0 \leq \frac{2l_u}{l} \leq 0,5$), различными сужениями ($1 \leq \eta \leq 5$) и различной закрученностью даны графики фиг. 121—I, 121—II, 121—III, 121—IV, 121—V, 121—VI, 121—VII, 121—VIII и соответственные таблицы.

ПРИМЕЧАНИЕ. Крылья, близкие по форме к трапецевидным, рассчитываются как равновеликие трапецевидные крылья.

Плоские крылья

1211

Распределение нагрузки по размаху плоских трапецевидных крыльев с удлинениями $5 \leq \lambda \leq 10$ дано графиками фиг. 121—I, 121—III и 121—V:

$$\Gamma_{пл} = \frac{c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y \text{ кр}} b_{\text{ср}}}$$

для указанных в 1210 размеров центроплана и сужений.

Коэффициенты нагрузки для промежуточных значений параметров η и l_u получаются интерполированием по линейному закону.

Пример. Определить $\Gamma_{пл}$ в сечении 0,2 крыла с центропланом $2l_u = 0,3l$ и сужением $\eta = 3,7$.

Находим из графиков фиг. 121—III и 121—V:

$$\text{для } \eta = 3 \left\{ \begin{array}{l} \Gamma_{пл} = 1,230 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,5; \\ \Gamma_{пл} = 1,286 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,25; \\ \text{тогда } \Gamma_{пл} = 1,230 + \frac{(1,286 - 1,230) \cdot 0,2}{0,25} = 1,275 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,3; \end{array} \right.$$

$$\text{для } \eta = 4 \left\{ \begin{array}{l} \Gamma_{пл} = 1,251 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,5; \\ \Gamma_{пл} = 1,315 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,25; \\ \text{тогда } \Gamma_{пл} = 1,251 + \frac{(1,315 - 1,251) \cdot 0,2}{0,25} = 1,302 \text{ при } \frac{2l_u}{l} = 0,3; \end{array} \right.$$

$$\text{искомое } \Gamma_{пл} = 1,275 + (1,302 - 1,275) \cdot 0,7 = 1,294.$$

Нагрузка по размаху крыла для заданного расчетного случая получается умножением ординат соответствующей кривой $\Gamma_{пл}$ на постоянный множитель

$$c_{y \text{ кр}} b_{\text{ср}} q = n^* b_{\text{ср}} \frac{G}{S}.$$

1212

Учет влияния фюзеляжа и зализов (без моторных гондол)

При распределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла в случаях А' и В необходимо учитывать влияние фюзеляжа и зализов.

Коэффициент аэродинамической нагрузки в каждом сечении размаха крыла на заданном $c_{y\text{кр}}$ соответствующего расчетного случая складывается из коэффициента нагрузки плоского крыла

$$\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$$

и коэффициента дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа и зализов

$$\Delta \Gamma_{\text{ф.з}} = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$$

Коэффициенты дополнительной нагрузки $\Delta \Gamma_{\text{ф.з}}$ берутся из табл. 121—VII или из графика фиг. 121—VII при значении $\beta \geq 1^\circ$.

При значении $\beta \leq 0$ величина $\Delta \Gamma_{\text{ф.з}} = 0$.

При промежуточных значениях β и $c_{y\text{кр}}$ применяется линейная интерполяция. Величина β определяется по следующей формуле:

$$\beta^\circ = \left[\left(\frac{d\alpha}{dc_y} \right)_{\text{д.о.}} - \left(\frac{d\alpha}{dc_y} \right)_{\text{из.кр.}} \right] c_{y\text{кр}} + \Delta \alpha_0^\circ,$$

$$\Delta \alpha_0^\circ = \alpha_0^\circ - \alpha_{0\text{из.кр.}}^\circ,$$

где α_0° — угол атаки при $c_y = 0$ модели самолета без хвостового оперения;

$\alpha_{0\text{из.кр.}}^\circ$ — угол атаки при $c_y = 0$ изолированного крыла;

$\left(\frac{d\alpha}{dc_y} \right)_{\text{д.о.}}$ — обратная величина наклона кривой подъемной силы модели самолета без хвостового оперения (α — угол в градусах);

$\left(\frac{d\alpha}{dc_y} \right)_{\text{из.кр.}}$ — обратная величина наклона кривой подъемной силы изолированного крыла (α — угол в градусах);

$c_{y\text{кр}}$ — коэффициент подъемной силы крыла соответствующего расчетного случая.

При отсутствии испытаний на полярну модели самолета без хвостового оперения и изолированного крыла величину β следует принимать равной 1° .

1213

Учет влияния фюзеляжа, зализов и моторных гондол

При распределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла в случаях А' и В необходимо учитывать влияние фюзеляжа, зализов и моторных гондол. Коэффициент аэродинамической нагрузки в каждом сечении размаха крыла на заданном $c_{y\text{кр}}$ соответствующего расчетного случая складывается из коэффициента нагрузки плоского крыла

$$\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$$

и коэффициента дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа, зализов и моторных гондол

$$\Delta \Gamma_{\text{ф.з.м}} = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}}}$$

Коэффициенты дополнительной нагрузки $\Delta \Gamma_{\text{ф.з.м}}$ берутся из табл. 121—VIII или из графика фиг. 121—VIII при значении $\beta \geq 1^\circ,5$. При значении $\beta \leq 0$ величина $\Delta \Gamma_{\text{ф.з.м}} = 0$. При промежуточных значениях β и $c_{y\text{кр}}$ применяется линейная интерполяция. Значение β определяется, как указано в 1212. При отсутствии испытаний на полярну модели самолета без хвостового оперения и изолированного крыла величину β следует принимать равной $1^\circ,5$.

Закрученные крылья

1214

Нагрузка в каждом сечении закрученного крыла на заданном угле атаки складывается из нагрузок в этом сечении плоского крыла, дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа, зализов и моторных гондол (если таковые имеются) на том же угле атаки (см. выше) и дополнительной нагрузки от закрученности.

Графики фиг. 121—I—121—VIII дают коэффициенты вышеуказанных составных частей нагрузки.

Коэффициенты нагрузки по размаху плоских крыльев даны графиками $\Gamma_{пл}$.

Коэффициенты дополнительной нагрузки от закрученности даны графиками:

$$\Gamma_z = \frac{\Delta c_{y\text{сеч}} b_{\text{сеч}}}{b_{\text{ср}}} ,$$

вычисленными в предположении прямолинейности передней и задней кромок для крыльев различных удлинений, закрученных на $\pm 1^\circ$.

Величина коэффициента дополнительной нагрузки от закрутки (геометрической, аэродинамической и от деформаций) пропорциональна результирующему углу закрутки.

Для промежуточных значений η , λ , l_z соответствующие величины Γ_z находятся линейным интерполированием.

Нагрузки по размаху закрученных крыльев для заданного расчетного случая получаются умножением ординат соответствующих кривых $\Gamma_{пл}$, $\Delta\Gamma_{ф.з}$ (или $\Delta\Gamma_{ф.з.м}$) на постоянный множитель $c_{y\text{кр}} b_{\text{ср}} q$, а ординат кривых Γ_z — на $\varphi b_{\text{ср}} q$ (где φ — угол закрутки конца крыла в градусах) и сложением полученных результатов.

ПРИМЕЧАНИЯ к 121: 1. В любом сечении по размаху крыла произвольной формы угол γ равнодействующей силы с нормалью к хорде данного сечения берется по приближенной формуле:

$$\operatorname{tg} \gamma = \left| \frac{c_x}{c_y} \right|_{\text{кр}} - \operatorname{tg} \alpha_r ,$$

где $\left| \frac{c_x}{c_y} \right|_{\text{кр}}$ — абсолютная величина обратного качества всего крыла на данном угле атаки, определяемая по продувке или из аэродинамического расчета, а α_r — угол атаки, образованный хордой данного сечения с направлением полета. При использовании приведенной формулы влияние отклонения элеронов на γ разрешается не учитывать.

2. Для более точного определения угла γ с учетом изменения c_y и c_x по размаху крыла и отклонения элеронов служит формула:

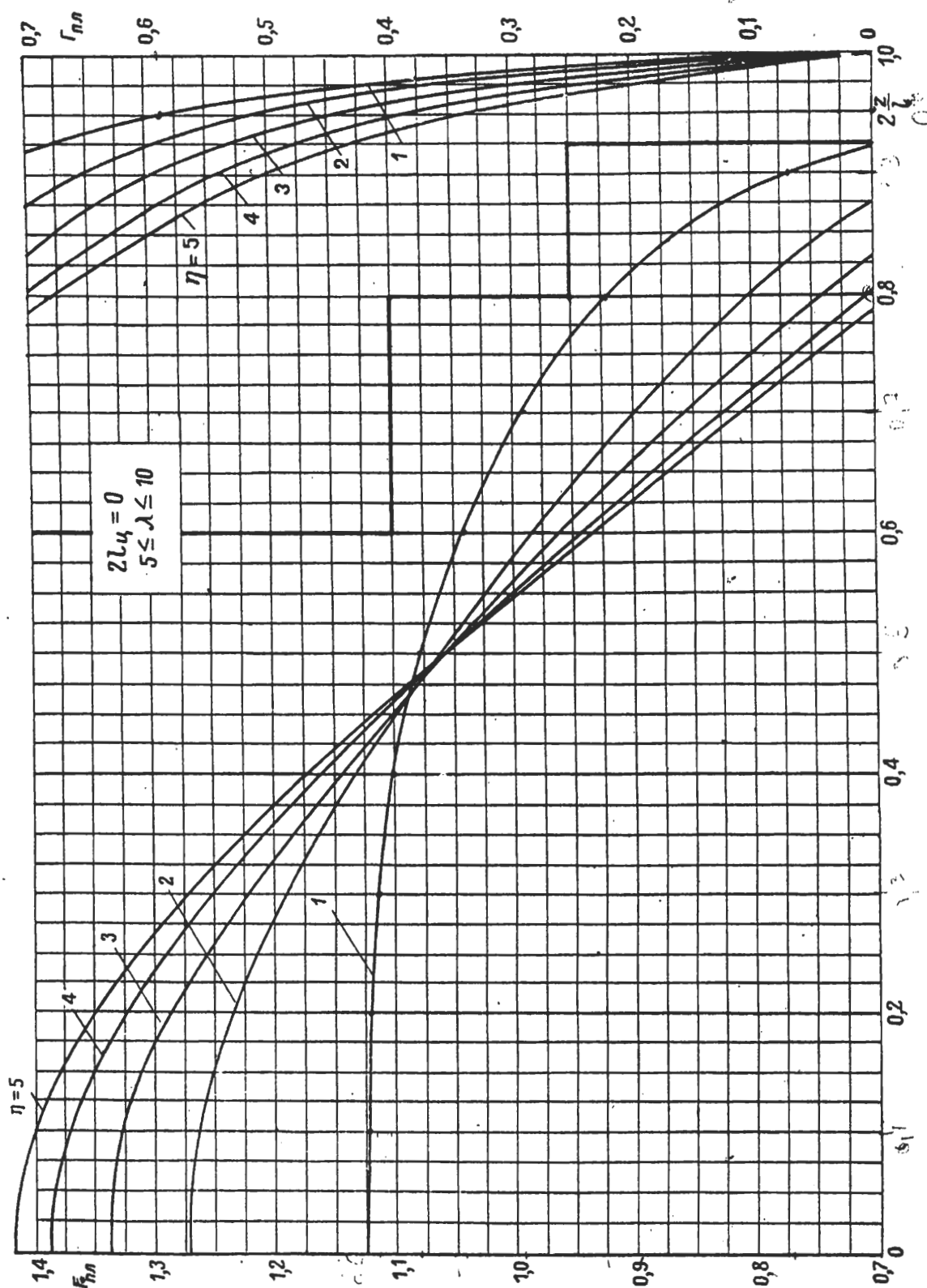
$$\gamma = |\alpha_0| - \frac{|c_{y\text{сеч}}|}{5,6} + \frac{c_{xp}}{|c_{y\text{сеч}}|} ,$$

где $|\alpha_0|$ — абсолютная величина угла нулевой подъемной силы профиля сечения;

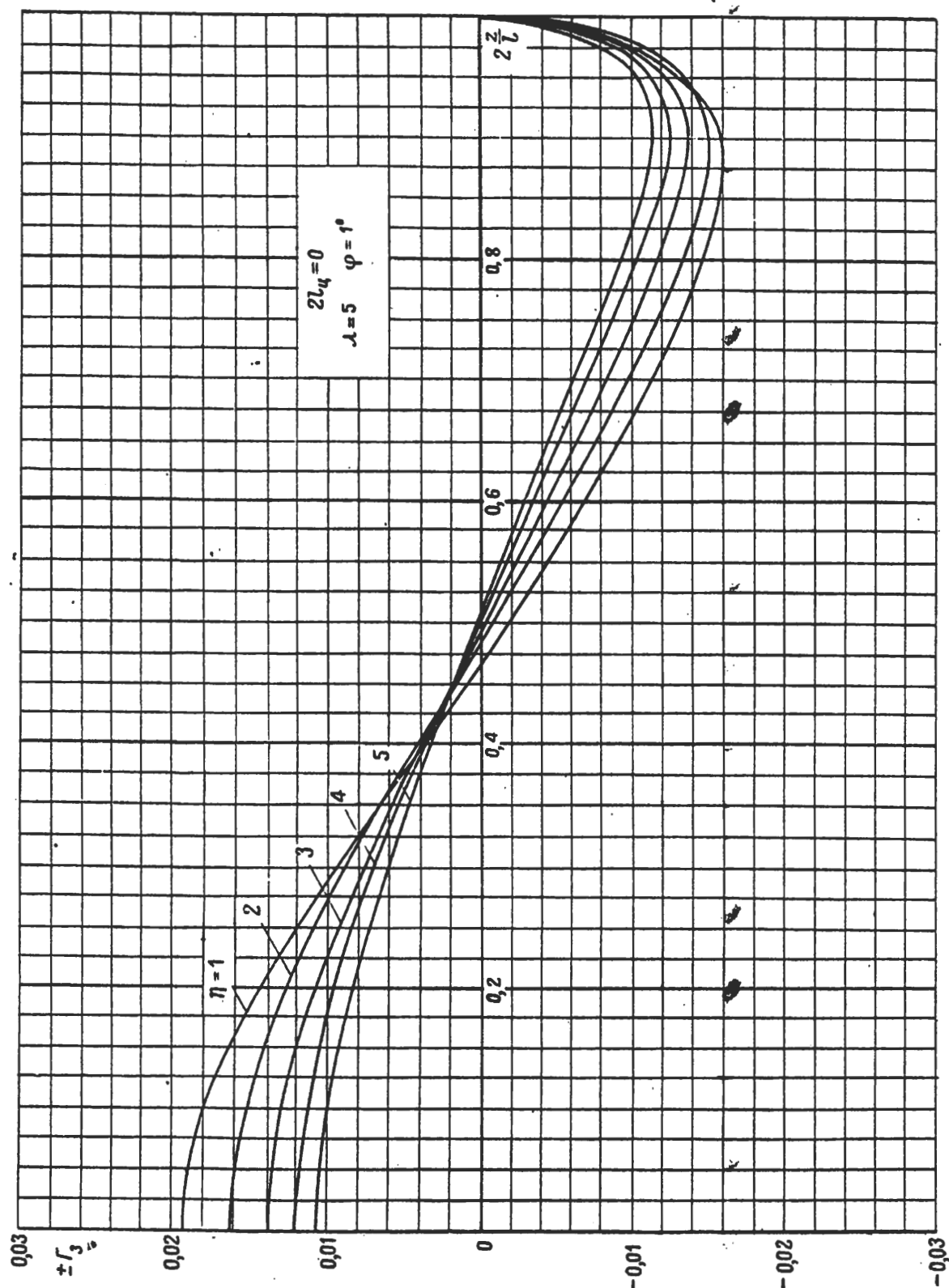
$|c_{y\text{сеч}}|$ — абсолютная величина $c_{y\text{сеч}}$; берется по кривой распределения нагрузки;

c_{xp} — коэффициент профильного сопротивления сечения, соответствующий $c_{y\text{сеч}}$; берется из профильной поляры сечения или при отсутствии последней — из поляры всего крыла.

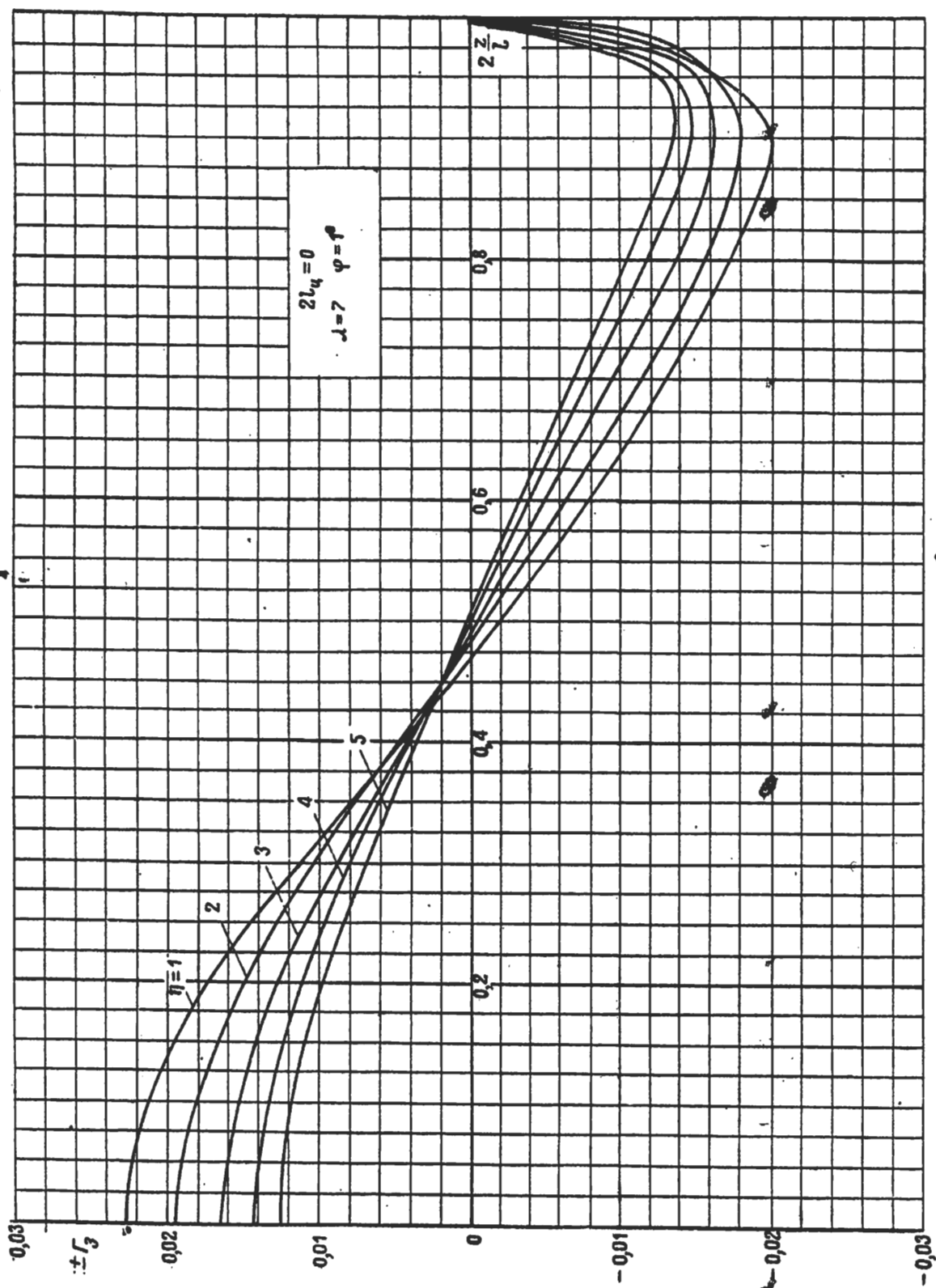
3. Если в случае С принято $c_{y\text{кр}} = 0$, то лобовая нагрузка Q распределяется по размаху пропорционально хордам крыла.



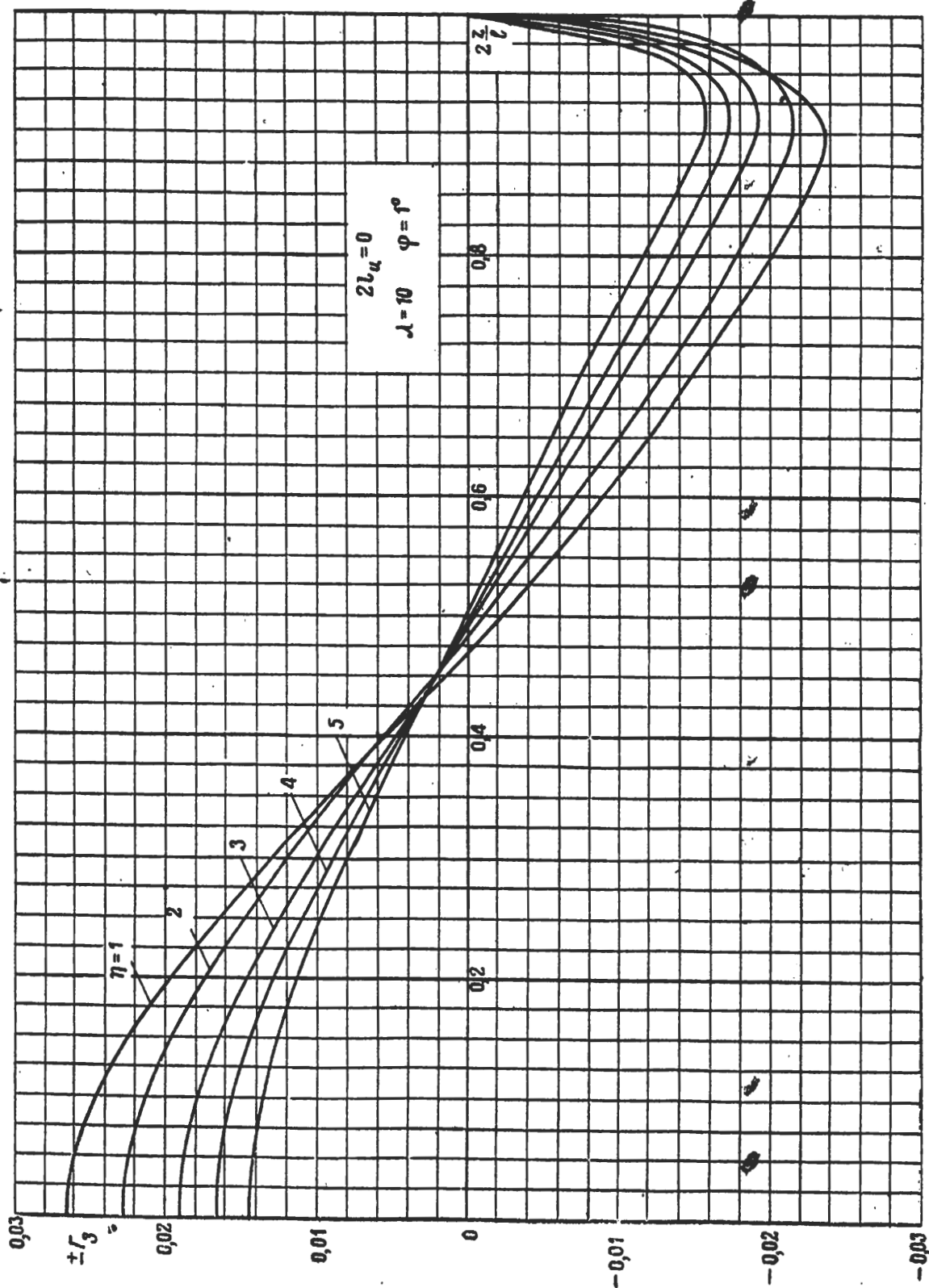
Фиг. 121 I



Фиг. 121—IIa



Фиг. 121—116



Фиг. 121 — IIв

Таблица 121—1-11

Распределение нагрузок по размаху прямоугольных и чисто трапецевидных крыльев

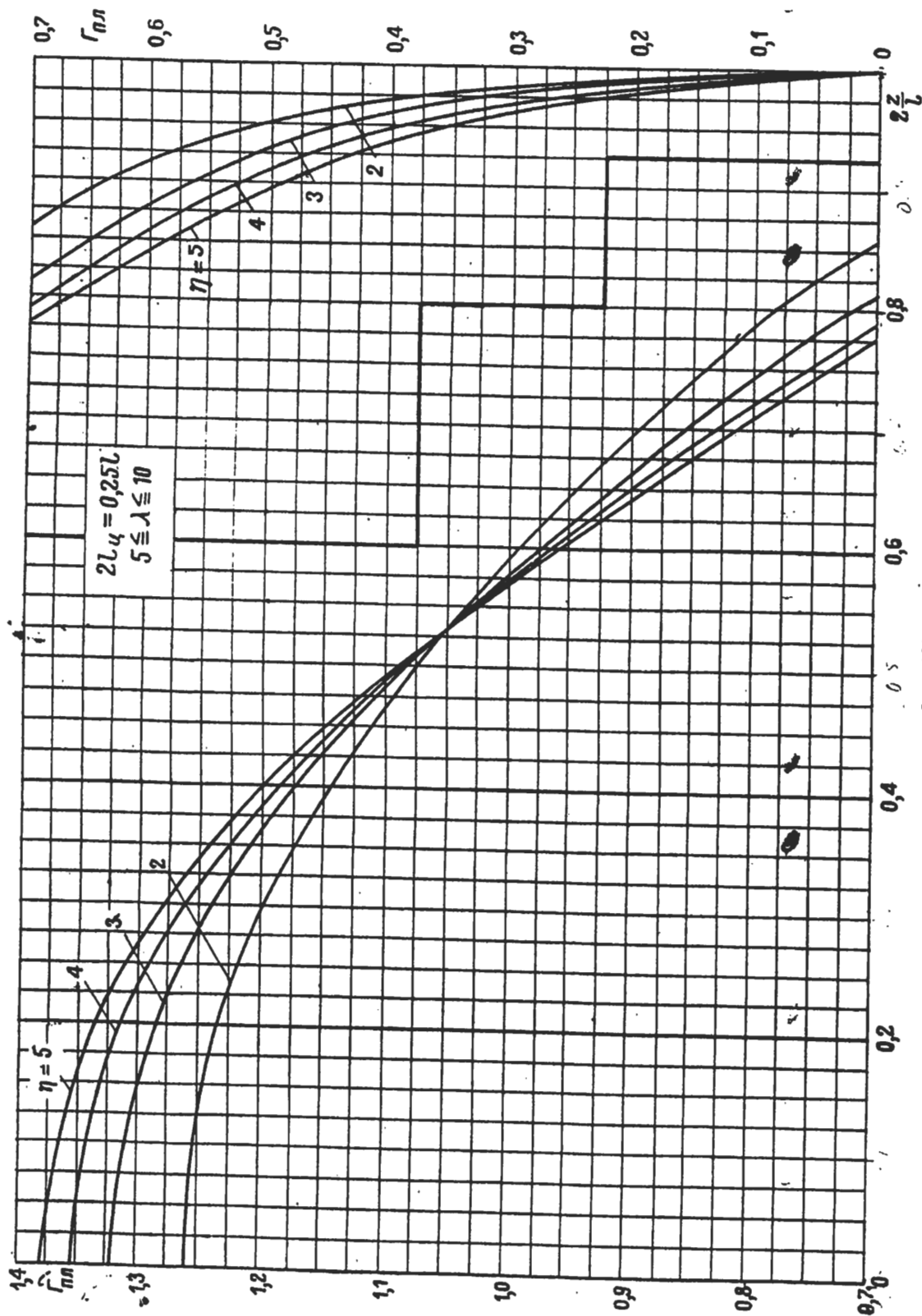
$$\left(\frac{2l_{\text{ц}}}{l} = 0\right)$$

Обозначения: $b_{\text{к}}$ — корневая хорда; $b_{\text{конц}}$ — концевая хорда; $\eta = \frac{b_{\text{к}}}{b_{\text{конц}}}$; $\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{\text{у сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{\text{у кр}} b_{\text{ср}}}$;

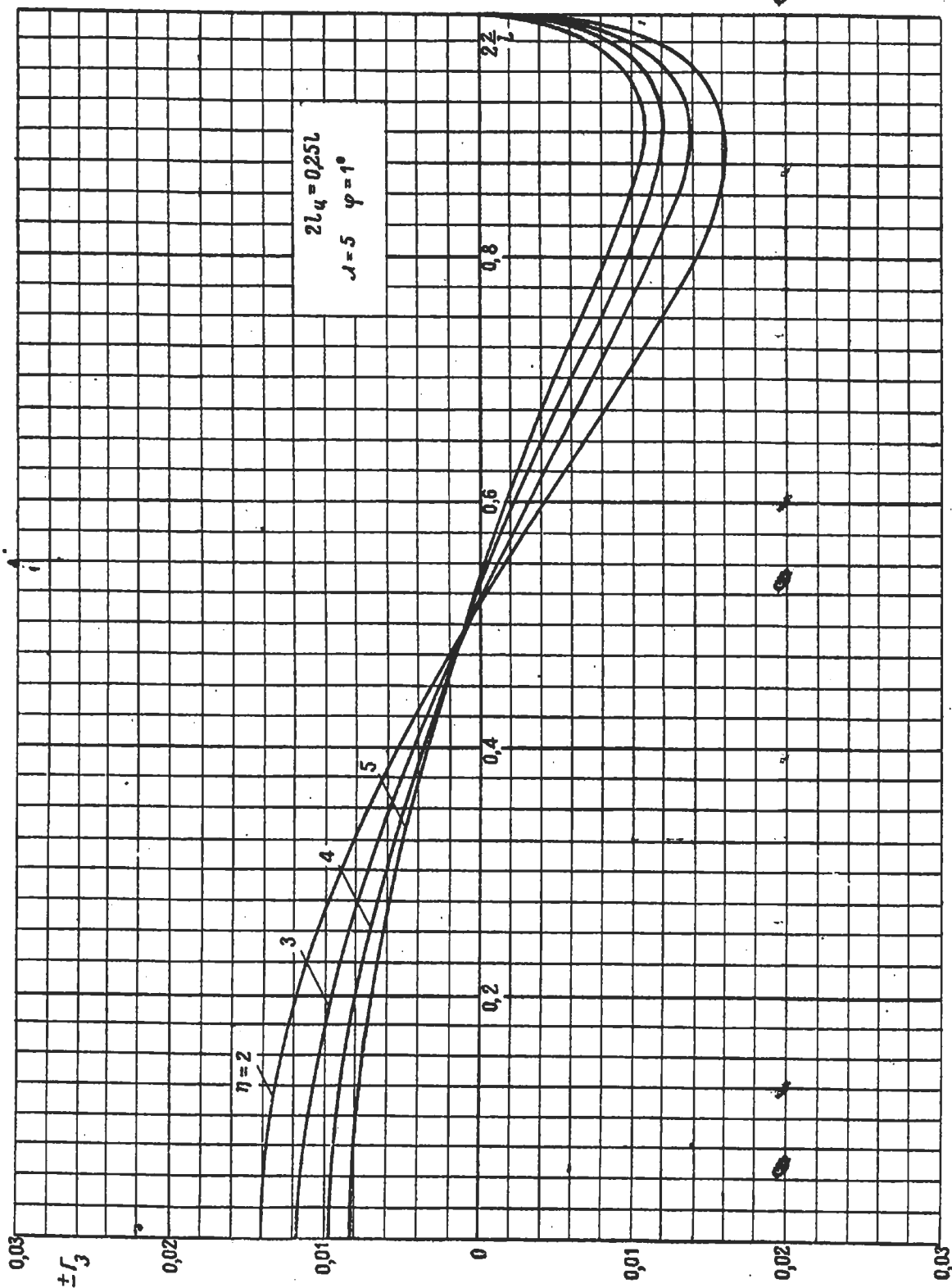
$$\Gamma_{\text{з}} = \frac{\Delta c_{\text{у сеч}} b_{\text{сеч}}}{b_{\text{ср}}}; b_{\text{ср}} = \frac{S}{l}; l_{\text{ц}} — полудлина центроплана$$

$\frac{2x}{l}$	$\Gamma_{\text{пл}}$ при $5 \leq \lambda \leq 10$					$\Gamma_{\text{з}}$ при $\lambda = 5$				
	$\eta = 1$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 1$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	1,1285	1,2721	1,3435	1,3859	1,4157	0,0192	0,0162	0,0137	0,0119	0,0105
0,1	1,1261	1,2624	1,3298	1,3701	1,3987	0,0179	0,0153	0,0130	0,0113	0,0101
0,2	1,1196	1,2363	1,2908	1,3245	1,3490	0,0143	0,0127	0,0108	0,0095	0,0084
0,3	1,1096	1,1890	1,2228	1,2524	1,2711	0,0092	0,0088	0,0076	0,0071	0,0061
0,4	1,0961	1,1299	1,1484	1,1601	1,1708	0,0035	0,0041	0,0040	0,0035	0,0032
0,5	1,0765	1,0590	1,0570	1,0543	1,0561	—0,0020	—0,0007	—0,0002	0,0001	0,0002
0,6	1,0457	0,9814	0,9571	0,9419	0,9343	—0,0068	—0,0354	—0,0042	—0,0033	—0,0028
0,7	0,9954	0,8988	0,8538	0,8271	0,8098	—0,0111	—0,0097	—0,0076	—0,0067	—0,0059
0,8	0,9138	0,8032	0,7430	0,7051	0,6784	—0,0145	—0,0132	—0,0117	—0,0102	—0,0091
0,9	0,7595	0,6513	0,5900	0,5434	0,5115	—0,0156	—0,0151	—0,0139	—0,0127	—0,0115
0,95	—	0,5151	0,4593	0,4150	0,3798	—0,0132	—0,0134	—0,0126	—0,0118	—0,0107

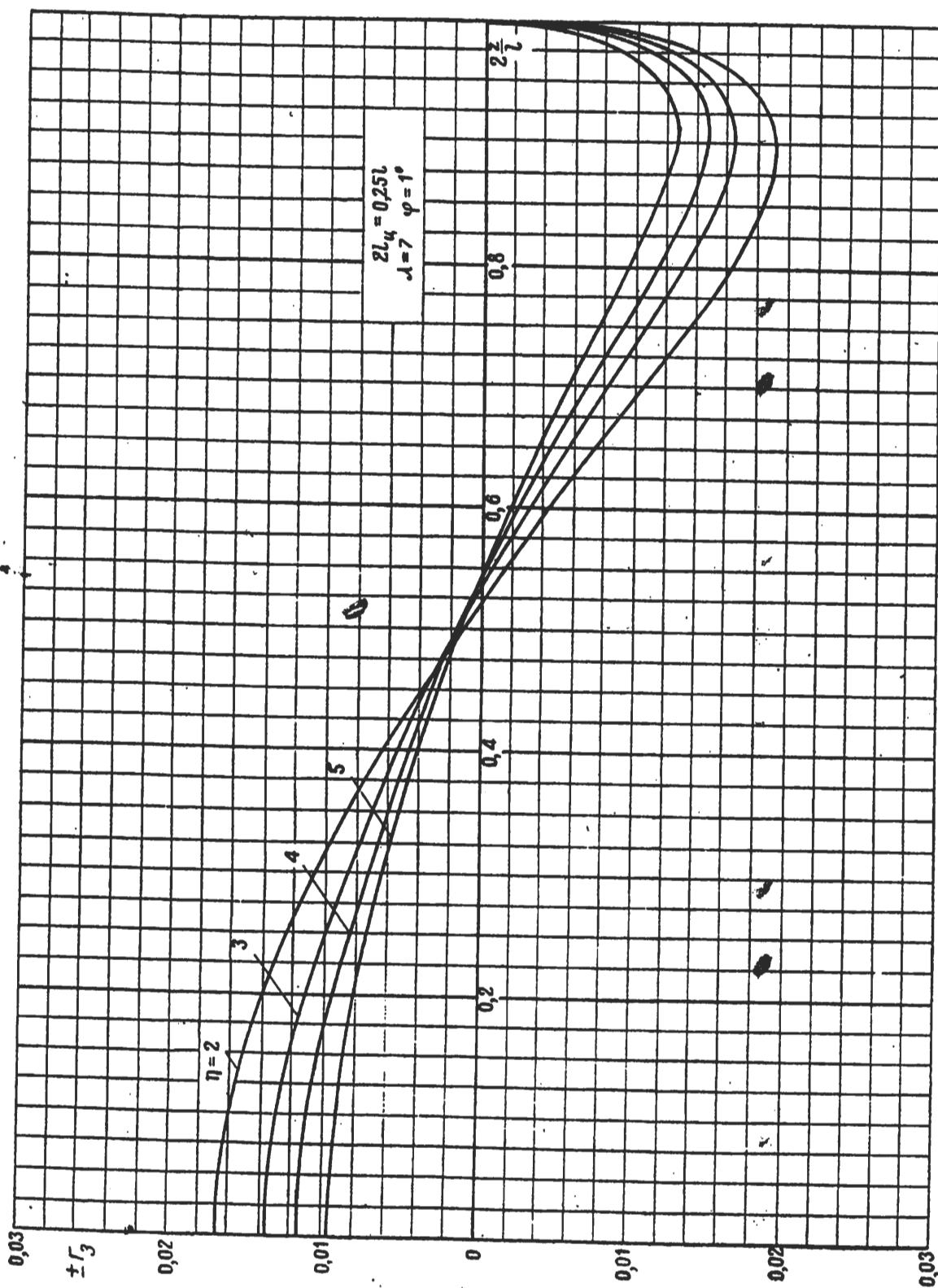
$\frac{2x}{l}$	$\Gamma_{\text{з}}$ при $\lambda = 7$					$\Gamma_{\text{з}}$ при $\lambda = 10$				
	$\eta = 1$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 1$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	0,0227	0,0194	0,0162	0,0141	0,0124	0,0264	0,0225	0,0191	0,0166	0,0144
0,1	0,0210	0,0182	0,0153	0,0133	0,0117	0,0247	0,0211	0,0180	0,0156	0,0135
0,2	0,0170	0,0151	0,0127	0,0111	0,0098	0,0197	0,0173	0,0146	0,0129	0,0112
0,3	0,0110	0,0104	0,0089	0,0078	0,0070	0,0127	0,0119	0,0101	0,0090	0,0078
0,4	0,0042	0,0048	0,0042	0,0039	0,0036	0,0055	0,0054	0,0047	0,0044	0,0040
0,5	—0,0022	—0,0009	—0,0002	0	0,0001	—0,0024	—0,0010	—0,0005	—0,0002	—0,0001
0,6	—0,0079	—0,0064	—0,0048	—0,0039	—0,0032	—0,0088	—0,0070	—0,0055	—0,0045	—0,0036
0,7	—0,0130	—0,0112	—0,0092	—0,0078	—0,0067	—0,0147	—0,0125	—0,0102	—0,0087	—0,0075
0,8	—0,0171	—0,0156	—0,0135	—0,0118	—0,0105	—0,0200	—0,0178	—0,0151	—0,0134	—0,0118
0,9	—0,0202	—0,0180	—0,0164	—0,0149	—0,0136	—0,0236	—0,0214	—0,0191	—0,0174	—0,0157
0,95	—0,0163	—0,0164	—0,0153	—0,0140	—0,0129	—0,0197	—0,0199	—0,0181	—0,0166	—0,0150



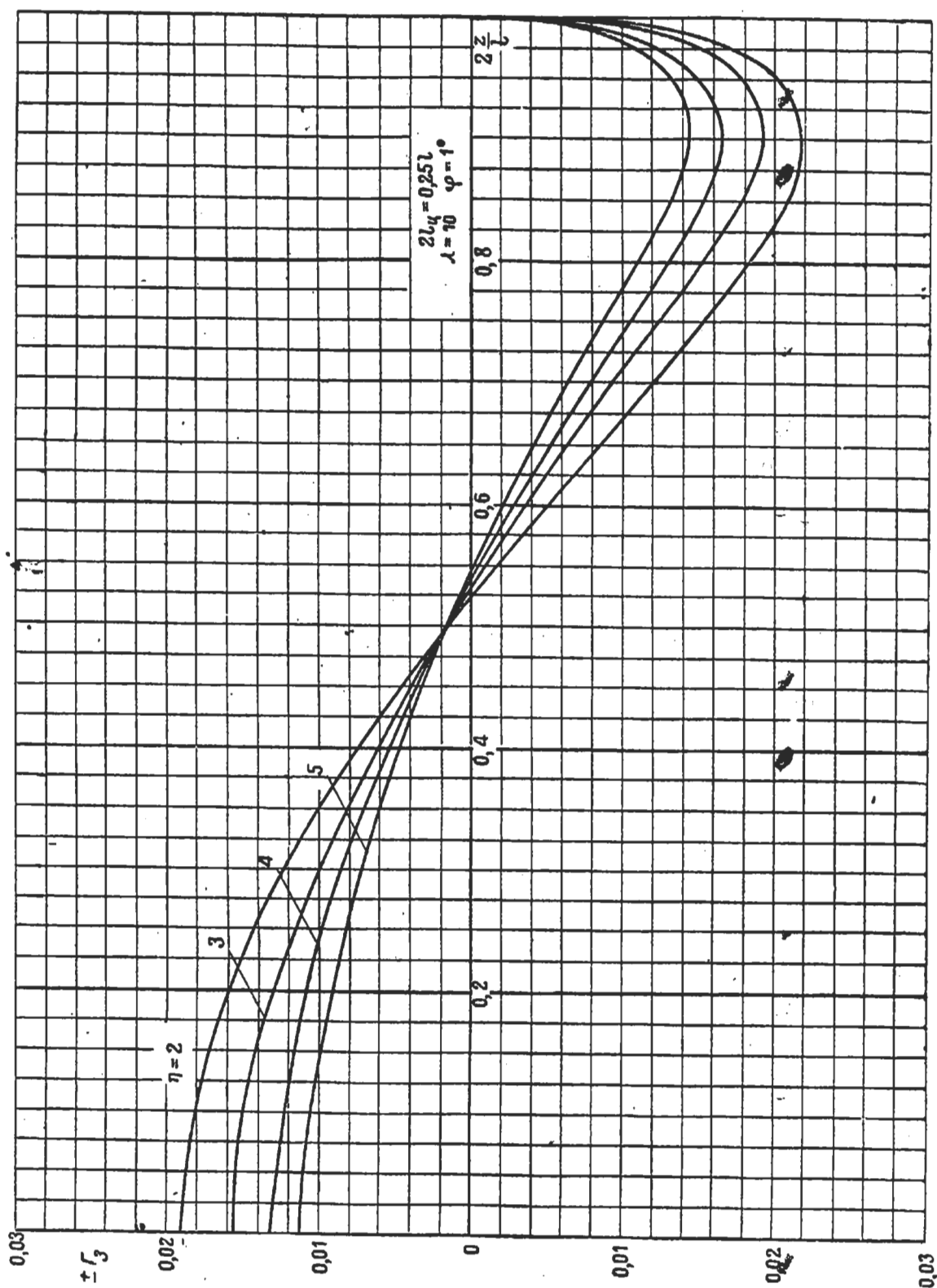
Фиг. 121—III



Фиг. 121--IVa



Фиг. 121—IV6



Фиг. 121—IVв

Таблица 121—III-IV

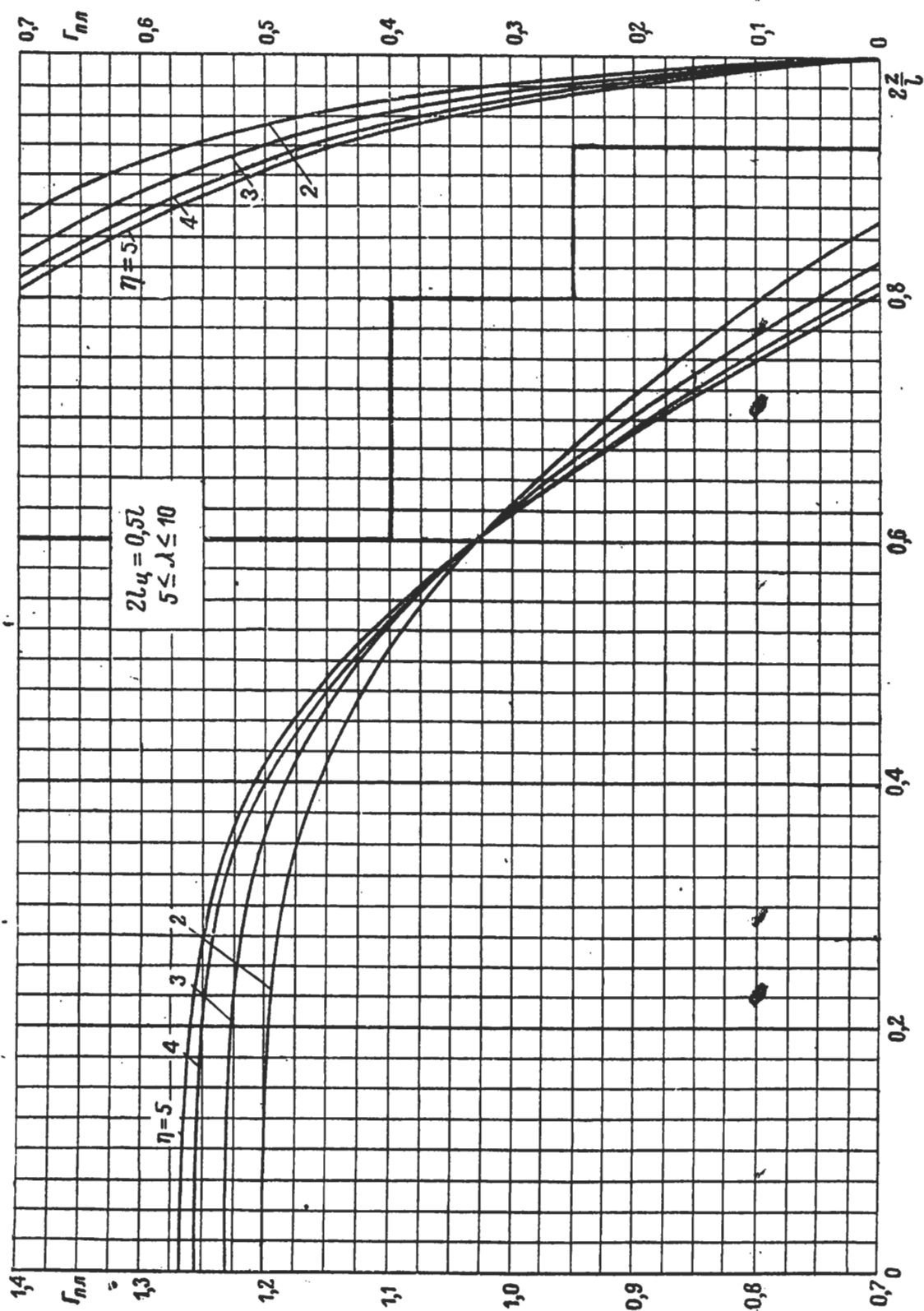
Распределение нагрузок по размаху трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом ($2l_c = 0,25 l$)

Обозначения: b_k — корневая хорда; $b_{\text{конц}}$ — концевая хорда; $\eta = \frac{b_k}{b_{\text{конц}}}$; $\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y \text{ кр}} b_{\text{ср}}}$;

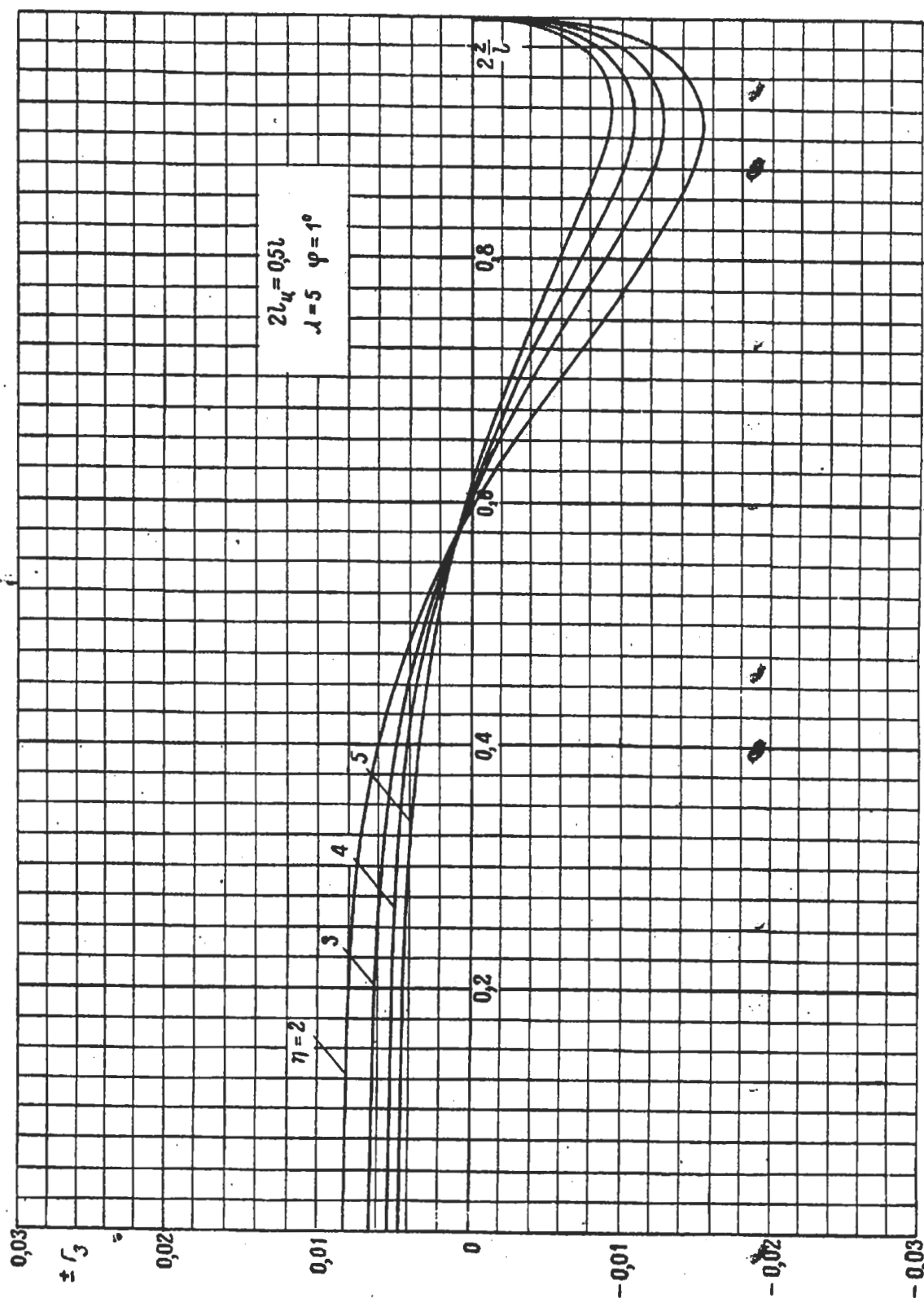
$\Gamma_s = \frac{\Delta c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{b_{\text{ср}}}$; $b_{\text{ср}} = \frac{S}{l}$; l_c — полудлина центроплана

$\frac{2x}{l}$	$\Gamma_{\text{пл}}$ при $5 \leq \lambda \leq 10$				Γ_s при $\lambda = 5$			
	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	1,2604	1,3210	1,3553	1,3792	0,0143	0,0119	0,0096	0,0083
0,1	1,2540	1,3124	1,3454	1,3669	0,0137	0,0113	0,0093	0,0081
0,2	1,3242	1,2858	1,3152	1,3413	0,0119	0,0098	0,0081	0,0069
0,3	1,1989	1,2395	1,2625	1,2794	0,0092	0,0075	0,0064	0,0055
0,4	1,1463	1,1713	1,1857	1,1980	0,0055	0,0044	0,0040	0,0035
0,5	1,0763	1,0811	1,0845	1,0848	0,0010	0,0008	0,0012	0,0011
0,6	0,9311	0,9727	0,9631	0,9577	-0,0040	-0,0031	-0,0019	-0,0017
0,7	0,8946	0,8622	0,8287	0,8137	-0,0093	-0,0075	-0,0058	-0,0050
0,8	0,7865	0,7241	0,6875	0,6624	-0,0140	-0,0113	-0,0097	-0,0083
0,9	0,6345	0,5664	0,5236	0,4669	-0,0160	-0,0135	-0,0122	-0,0107
0,95	0,4933	0,4470	0,3979	0,3817	-0,0143	-0,0122	-0,0112	-0,0100

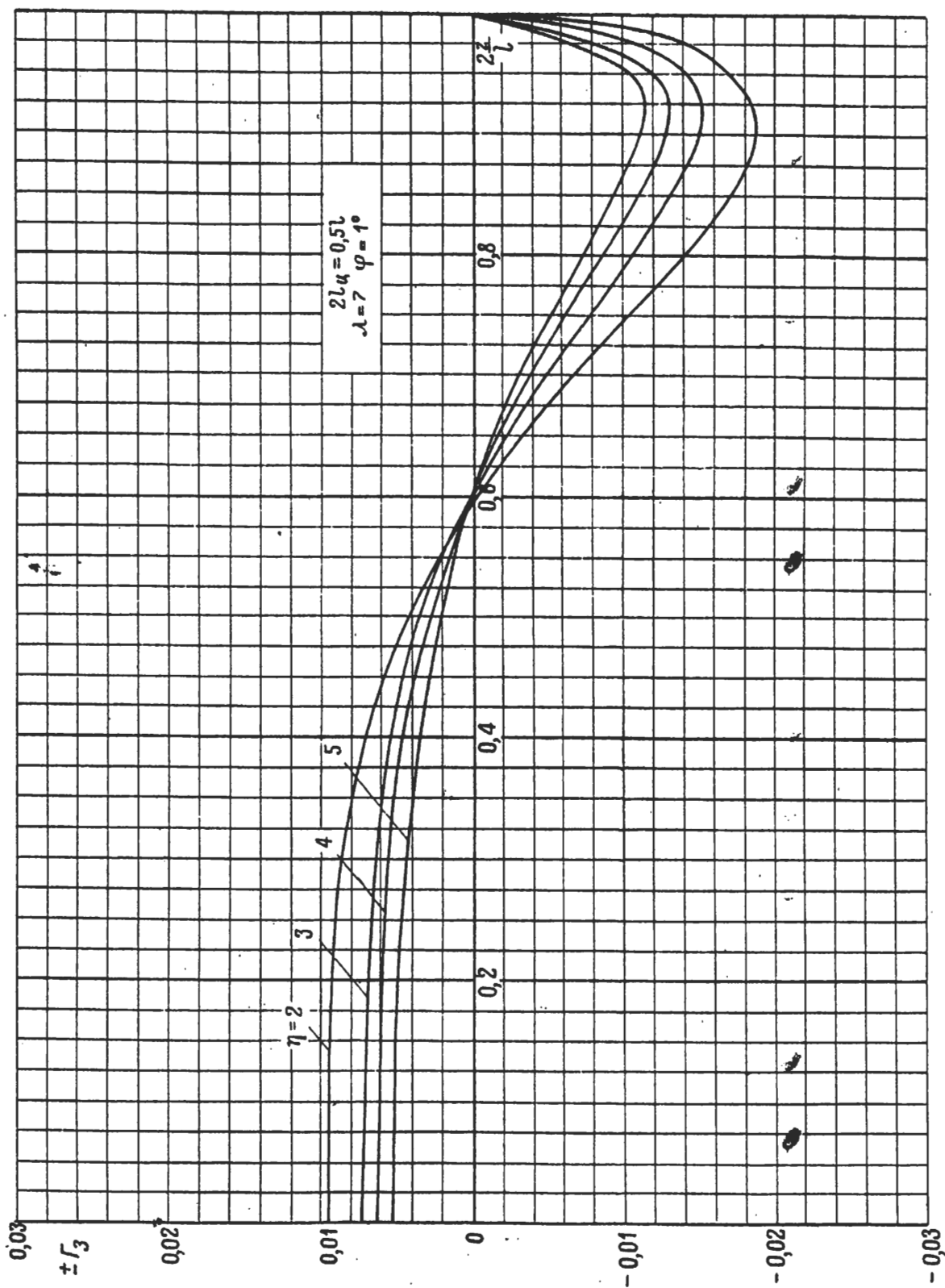
$\frac{2x}{l}$	Γ_s при $\lambda = 7$				Γ_s при $\lambda = 10$			
	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	0,0172	0,0137	0,0116	0,0096	0,0189	0,0155	0,0132	0,0110
0,1	0,0166	0,0131	0,0110	0,0092	0,0181	0,0149	0,0125	0,0106
0,2	0,0138	0,0113	0,0094	0,0079	0,0158	0,0129	0,0109	0,0090
0,3	0,0104	0,0087	0,0070	0,0064	0,0121	0,0100	0,0086	0,0072
0,4	0,0062	0,0054	0,0046	0,0041	0,0073	0,0061	0,0054	0,0046
0,5	0,0014	0,0016	0,0016	0,0014	0,0016	0,0017	0,0015	0,0015
0,6	-0,0048	-0,0031	-0,0024	-0,0018	-0,0049	-0,0035	-0,0031	-0,0020
0,7	-0,0110	-0,0081	-0,0070	-0,0056	-0,0118	-0,0091	-0,0078	-0,0063
0,8	-0,0166	-0,0131	-0,0116	-0,0097	-0,0184	-0,0152	-0,0132	-0,0110
0,9	-0,0194	-0,0165	-0,0148	-0,0127	-0,0218	-0,0193	-0,0164	-0,0146
0,95	-0,0180	-0,0154	-0,0140	-0,0118	-0,0201	-0,0179	-0,0148	-0,0138



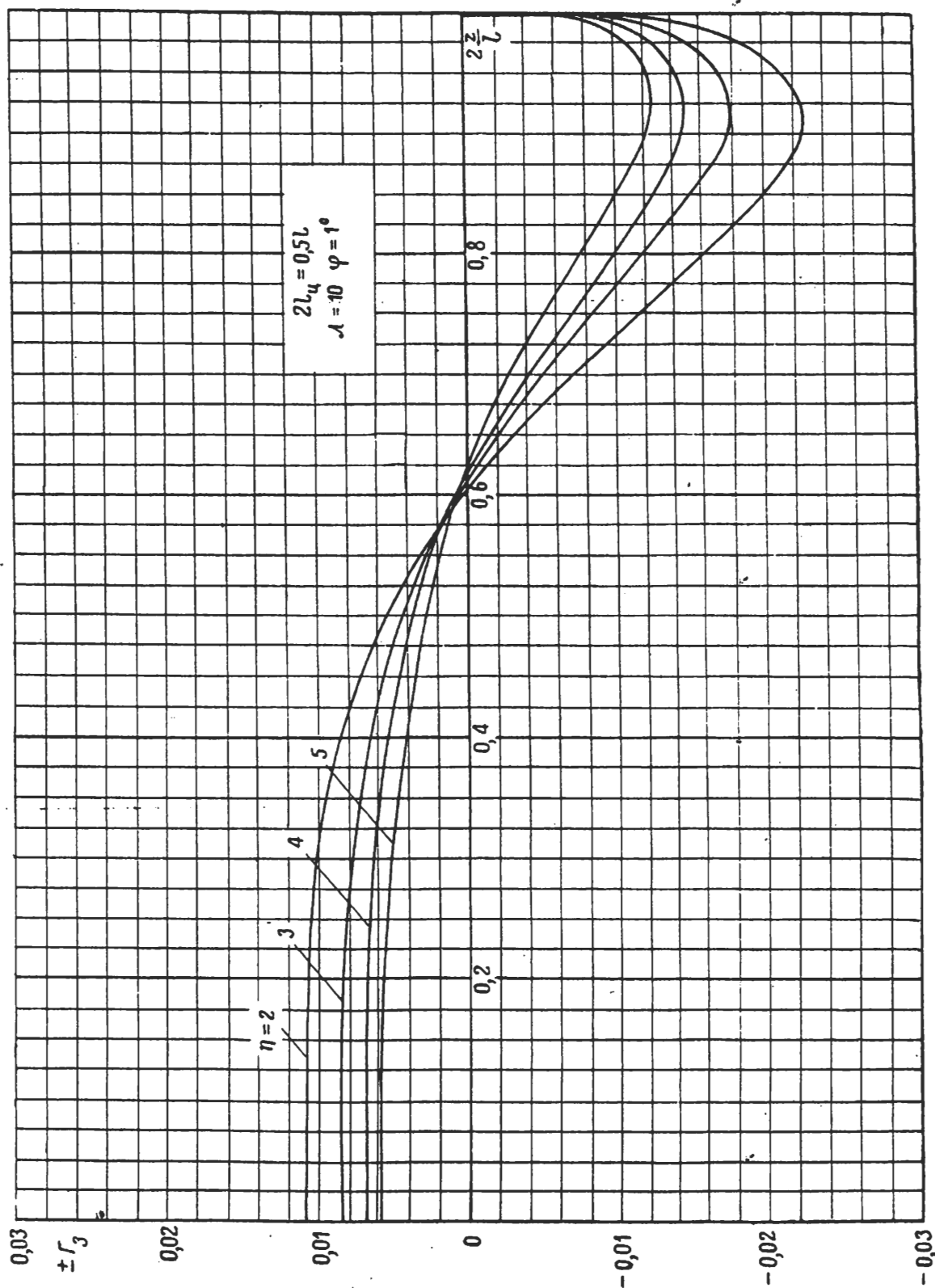
Фиг. 121—V



Фиг. 121—Vla



Фиг. 121—VI 6



Фиг. 121—VIв

Таблица 121—V-VI

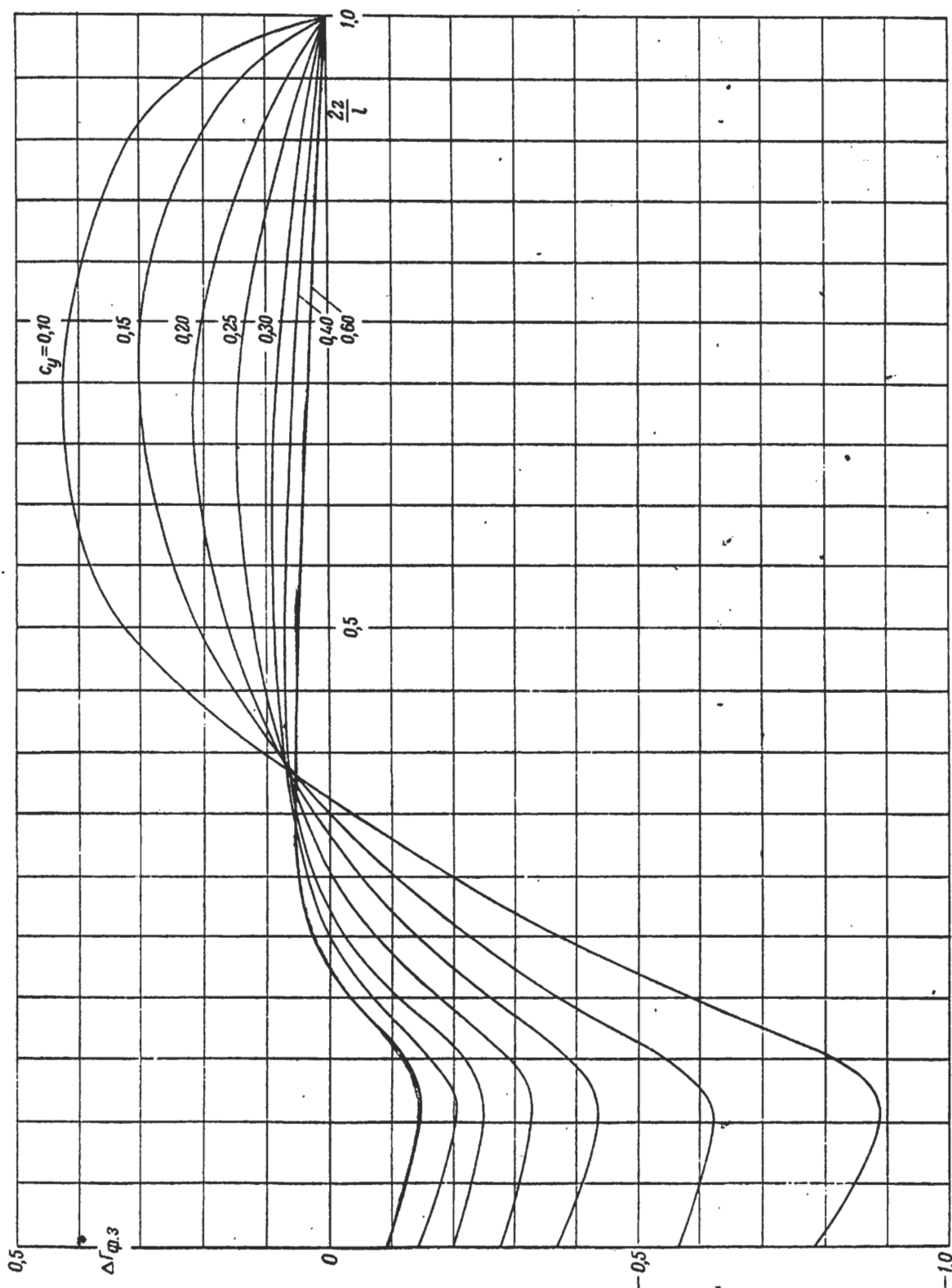
Распределение нагрузок по размаху трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом ($2l_{\text{ц}} = 0,5l$)

Обозначения: b_k — корневая хорда; $b_{\text{конц}}$ — концевая хорда; $\eta = \frac{b_k}{b_{\text{конц}}}$; $\Gamma_{\text{пл}} = \frac{c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{c_{y \text{ кр}} b_{\text{ср}}}$;

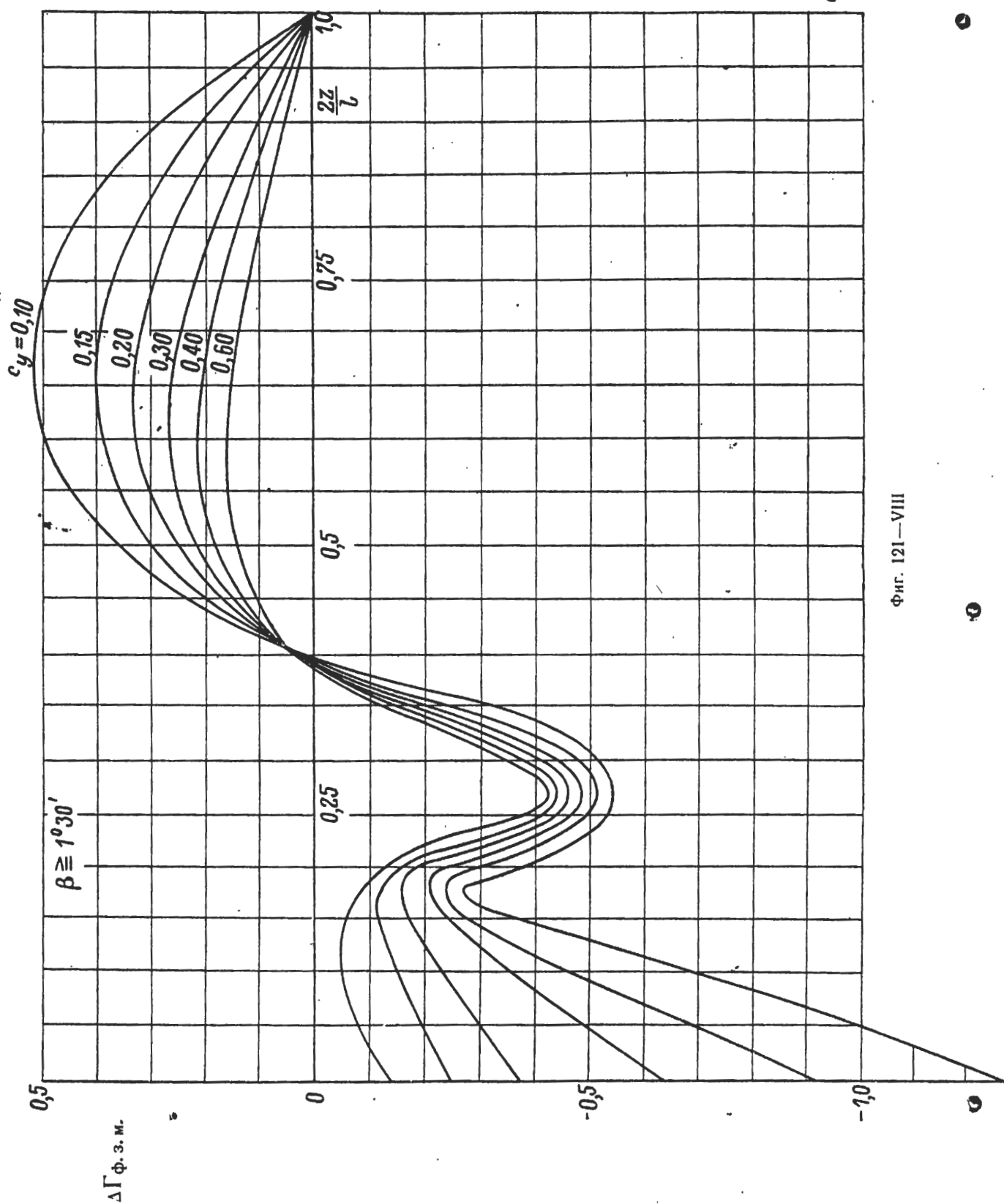
$$\Gamma_z = \frac{\Delta c_{y \text{ сеч}} b_{\text{сеч}}}{b_{\text{ср}}} ; b_{\text{ср}} = \frac{S}{l} ; l_{\text{ц}} — \text{полудлина центроплана}$$

$\frac{2x}{l}$	$\Gamma_{\text{пл}}$ при $5 \leq \lambda \leq 10$				Γ_z при $\lambda = 5$			
	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	1,2003	1,2333	1,2541	1,2674	0,0082	0,0065	0,0053	0,0046
0,1	1,2003	1,2333	1,2539	1,2672	0,0082	0,0064	0,0053	0,0046
0,2	1,1977	1,2307	1,2510	1,2616	0,0080	0,0062	0,0052	0,0043
0,3	1,1863	1,2179	1,2360	1,2476	0,0074	0,0060	0,0048	0,0039
0,4	1,1582	1,1849	1,2002	1,2096	0,0060	0,0048	0,0040	0,0032
0,5	1,1066	1,1239	1,1320	1,1386	0,0036	0,0030	0,0026	0,0021
0,6	1,0286	1,0282	1,0280	1,0293	—0,0002	0,0007	0,0003	0,0003
0,7	0,9269	0,9035	0,8910	0,8837	—0,0056	—0,0040	—0,0030	—0,0029
0,8	0,8038	0,7550	0,7260	0,7094	—0,0102	—0,0088	—0,0071	—0,0059
0,9	0,6335	0,5709	0,5303	0,5051	—0,0152	—0,0126	—0,0105	—0,0090
0,95	—	0,4311	0,3920	0,3791	—0,0142	—0,0118	—0,0102	—0,0088

$\frac{2x}{l}$	Γ_z при $\lambda = 7$				Γ_z при $\lambda = 10$			
	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$	$\eta = 2$	$\eta = 3$	$\eta = 4$	$\eta = 5$
0	0,0096	0,0074	0,0061	0,0055	0,0108	0,0085	0,0069	0,0059
0,1	0,0096	0,0073	0,0061	0,0055	0,0108	0,0083	0,0069	0,0058
0,2	0,0094	0,0072	0,0059	0,0050	0,0108	0,0082	0,0066	0,0056
0,3	0,0088	0,0067	0,0054	0,0045	0,0102	0,0077	0,0063	0,0050
0,4	0,0072	0,0056	0,0046	0,0036	0,0086	0,0065	0,0053	0,0042
0,5	0,0044	0,0037	0,0031	0,0023	0,0056	0,0044	0,0037	0,0028
0,6	0	0,0003	0,0005	0,0004	0,0004	0,0007	0,0007	0,0006
0,7	—0,0062	—0,0044	—0,0034	—0,0026	—0,0068	—0,0049	—0,0037	—0,0029
0,8	—0,0134	—0,0103	—0,0083	—0,0069	—0,0156	—0,0117	—0,0095	—0,0076
0,9	—0,0184	—0,0148	—0,0125	—0,0107	—0,0220	—0,0175	—0,0145	—0,0120
0,95	—0,0172	—0,0142	—0,0121	—0,0106	—0,0208	—0,0170	—0,0142	—0,0120



Фиг. 121—VII



Фиг. 121—VIII

Таблица 121—VII

Таблица значений дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа и зализов

$\frac{2x}{l}$ c_y	0	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30
0,10	—0,790	—0,848	—0,890	—0,820	—0,590	—0,380	—0,200
0,15	—0,570	—0,600	—0,624	—0,550	—0,380	—0,232	—0,110
0,20	—0,372	—0,410	—0,435	—0,398	—0,267	—0,145	—0,055
0,25	—0,280	—0,310	—0,330	—0,298	—0,180	—0,080	—0,010
0,30	—0,207	—0,230	—0,250	—0,225	—0,118	—0,030	0,020
0,40	—0,149	—0,180	—0,205	—0,169	—0,080	—0,008	0,034
0,60	—0,095	—0,122	—0,142	—0,121	—0,040	0,023	0,046

$\frac{2x}{l}$ c_y	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	0,95
0,10	0,100	0,323	0,412	0,426	0,398	0,320	0,235
0,15	0,075	0,208	0,274	0,300	0,284	0,213	0,143
0,20	0,075	0,160	0,200	0,214	0,180	0,115	0,070
0,25	0,070	0,120	0,140	0,142	0,116	0,070	0,041
0,30	0,068	0,088	0,090	0,080	0,068	0,045	0,030
0,40	0,065	0,070	0,062	0,052	0,043	0,028	0,015
0,60	0,052	0,046	0,040	0,033	0,022	0,012	0,008

Таблица 121—VIII

Таблица значений дополнительной нагрузки от влияния фюзеляжа, зализов и моторных гондол

$\frac{2x}{l}$ c_y	0	0,05	0,10	0,15	0,175	0,20	0,25	0,30
0,10	—1,230	—0,965	—0,660	—0,350	—0,260	—0,380	—0,530	—0,505
0,15	—0,880	—0,680	—0,450	—0,275	—0,235	—0,310	—0,495	—0,470
0,20	—0,620	—0,488	—0,360	—0,240	—0,205	—0,250	—0,470	—0,430
0,30	—0,365	—0,296	—0,230	—0,169	—0,157	—0,182	—0,445	—0,412
0,40	—0,240	—0,195	—0,155	—0,115	—0,115	—0,150	—0,420	—0,360
0,60	—0,130	—0,075	—0,045	—0,055	—0,085	—0,130	—0,400	—0,330

$\frac{2x}{l}$ c_y	0,35	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	0,95
0,10	—0,275	0,040	0,360	0,490	0,505	0,435	0,265	0,140
0,15	—0,225	0,045	0,300	0,385	0,390	0,320	0,190	0,100
0,20	—0,195	0,040	0,245	0,320	0,320	0,255	0,145	0,075
0,30	—0,162	0,035	0,212	0,260	0,242	0,182	0,099	0,050
0,40	—0,145	0,030	0,180	0,215	0,190	0,140	0,070	0,030
0,60	—0,120	0,030	0,140	0,160	0,135	0,095	0,050	0,020

1215

Крылья произвольной формы

Для расчета крыльев произвольной формы в плане (с вырезами, выступами и пр.) и произвольной закрученности даются уравнения:

$$\Gamma = 2lV_{\mu_k} \sum A_n \sin n\theta \quad \text{и}$$

$$\left. \begin{aligned} A_1 [\mu_k (C_0 - C_2) + 1,6976] + A_3 [3\mu_k (C_2 - C_4) - 0,3395] + A_5 [5\mu_k (C_4 - C_6) - 0,0485] + A_7 [7\mu_k (C_6 - C_8) - 0,0162] + A_9 [9\mu_k (C_8 - C_{10}) - 0,0073] &= 2B_1; \\ A_1 [\mu_k (C_2 - C_4) - 0,3395] + A_3 [3\mu_k (C_0 - C_6) + 1,3096] + A_5 [5\mu_k (C_2 - C_8) - 0,4042] + A_7 [7\mu_k (C_4 - C_{10}) - 0,0720] + A_9 [9\mu_k (C_6 - C_{12}) - 0,0275] &= 2B_3; \\ A_1 [\mu_k (C_4 - C_6) - 0,0485] + A_3 [3\mu_k (C_2 - C_8) - 0,4042] + A_5 [5\mu_k (C_0 - C_{10}) + 1,2861] + A_7 [7\mu_k (C_2 - C_{12}) - 0,4155] + A_9 [9\mu_k (C_4 - C_{14}) - 0,0784] &= 2B_5; \\ A_1 [\mu_k (C_6 - C_8) - 0,0162] + A_3 [3\mu_k (C_4 - C_{10}) - 0,0720] + A_5 [5\mu_k (C_2 - C_{12}) - 0,4155] + A_7 [7\mu_k (C_0 - C_{14}) + 1,2797] + A_9 [9\mu_k (C_2 - C_{16}) - 0,4194] &= 2B_7; \\ A_1 [\mu_k (C_8 - C_{10}) - 0,0073] + A_3 [3\mu_k (C_6 - C_{12}) - 0,0275] + A_5 [5\mu_k (C_4 - C_{14}) - 0,0784] + A_7 [7\mu_k (C_2 - C_{16}) - 0,4194] + A_9 [9\mu_k (C_0 - C_{18}) + 1,2771] &= 2B_9, \end{aligned} \right\} 1$$

где $\theta = \arccos \left(-\frac{2z}{l} \right);$

z — координата вдоль размаха крыла;

$\mu_k = \frac{a_0 b_k}{4l}$ — характеристический параметр крыла;

$$a_0 = \left(\frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\infty};$$

b_k — корневая хорда;

$$A_n = A_n^{\alpha} \alpha_k + A_n^{\varphi} |\varphi|;$$

α_k — угол атаки корневого сечения, отсчитанный от нуля подъемной силы;

φ — угол закрутки концевого сечения;

$|\varphi|$ — абсолютная величина угла закрутки концевого сечения;

A_n^{α} — коэффициент разложения циркуляции, пропорциональный углу α ;

A_n^{φ} — коэффициент разложения циркуляции, пропорциональный углу φ ;

$$C_{2k} = \frac{4}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} f_{2k}(\theta) d\theta;$$

$$f_{2k}(\theta) = \frac{b(\theta)}{b_k} \cos 2k\theta;$$

$$k = 0, 1, 2, 3, \dots, 9;$$

$$B_n = \frac{\alpha_k}{2} (C_{n-1} - C_{n+1}) + \frac{4}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \Phi_n(\theta) d\theta = B_n^{\alpha} \alpha_k + B_n^{\varphi} |\varphi|;$$

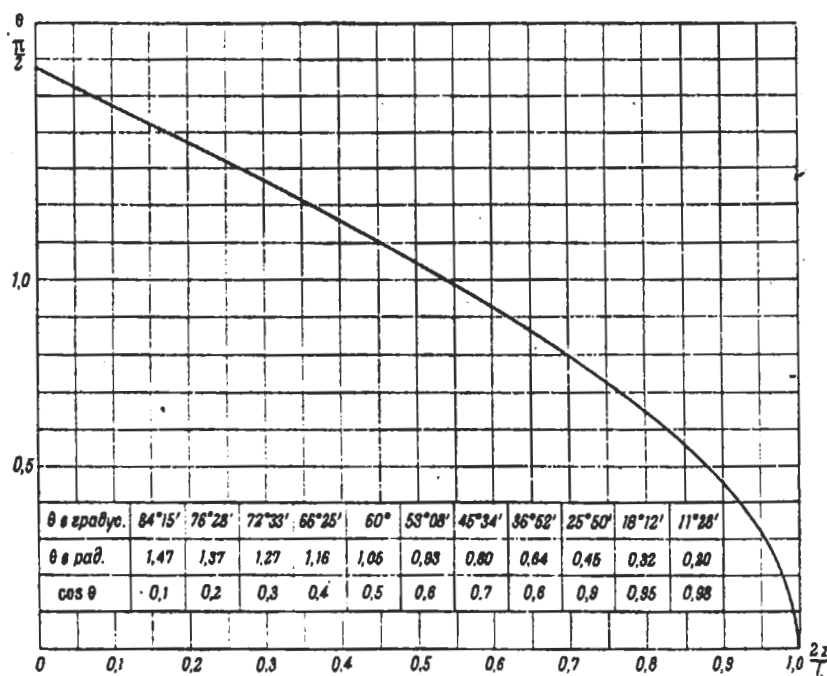
B_n^a — коэффициент разложения, пропорциональный углу α ;

B_n^e — коэффициент разложения, пропорциональный углу φ ;

$$\Phi_n(\theta) = \frac{b(\theta)}{b_k} \alpha_3(\theta) \sin \theta \sin n\theta;$$

$\alpha_3(\theta) = |\varphi| \psi(\theta)$ — угол закрутки, отсчитанный от корневой хорды.

Вычисления удобно располагать нижеследующим образом. Под чертежом крыла помещаются графики изменения $\frac{\alpha_3}{|\varphi|}$ и θ по размаху (фиг. 1215—I).



Фиг. 1215—I

Составляются две таблицы (табл. 1215—I и 1215—II):

Таблица 1215—I

$\frac{2x}{l}$	θ	$\frac{b}{b_k}$	$\cos 2\theta$	$\cos 4\theta$	$\cos 6\theta$	$\cos 8\theta$	$\cos 10\theta$	$\cos 12\theta$	$\cos 14\theta$	$\cos 16\theta$	$\cos 18\theta$	f_2	f_4	f_6	f_8	f_{10}	f_{12}	f_{14}	f_{16}	f_{18}

Таблица 1215—II

$\frac{2x}{l}$	θ	$\frac{b}{b_k}$	$\frac{\alpha_3}{ \varphi }$	$\sin \theta$	$\frac{b}{b_k} \frac{\alpha_3}{ \varphi } \sin \theta$	$\sin 3\theta$	$\sin 5\theta$	$\sin 7\theta$	$\sin 9\theta$	Φ_1	Φ_3	Φ_5	Φ_7	Φ_9

Вычисленные посредством планиметрирования C_{2k} и B_n^* подставляются в систему (I), откуда определяются A_n^* и A_n^* .

Графики распределения нагрузки составляются по формулам:

$$\Gamma_{пл} = \frac{4}{\pi A_1} \sum A_n^* \sin n\theta \quad n = 1, 3, 5, 7, 9;$$

$$\Gamma_s = 4\lambda_{\mu\kappa} \sum A_n''' \sin n\theta \quad n = 3, 5, 7, 9;$$

где

$$A_n''' = A_n^* \Delta \alpha_0 + A_n^* |\varphi|;$$

$$\Delta \alpha_0 = - \frac{A_1^*}{A_1^*} |\varphi|.$$

Если крыло плоское, то составляется только табл. 1215—I, в правых же частях системы (I) соответственно заменяется:

$$2B_1 = \alpha_k (C_0 - C_2);$$

$$2B_3 = \alpha_k (C_2 - C_4);$$

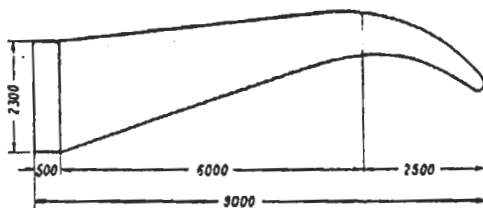
$$2B_5 = \alpha_k (C_4 - C_6);$$

$$2B_7 = \alpha_k (C_6 - C_8);$$

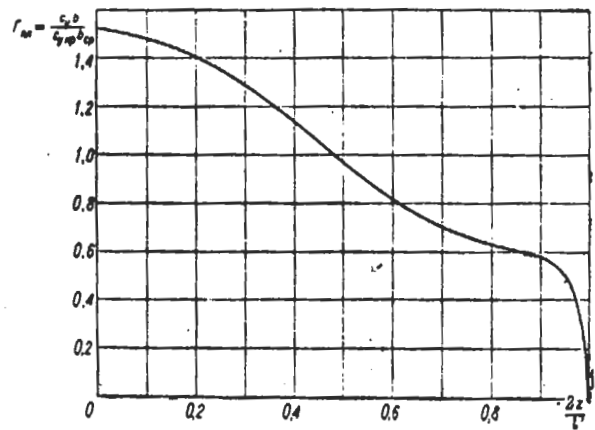
$$2B_9 = \alpha_k (C_8 - C_{10}).$$

Все вычисления следует производить с точностью до четвертого десятичного знака.

На фиг. 1215—II, 1215—III и 1215—IV изображены: плоское крыло необычной формы, распределение нагрузки по размаху и вычисленные указанным методом кривые $f_{2k}(\theta)$.



Фиг. 1215-II



Фиг. 1215-III

Уравнения (I) решаются методом последовательных приближений (итераций), который состоит в следующем.

Решается 1-е уравнение относительно A_1 , 2-е — относительно A_3 и т. д. Получается система уравнений:

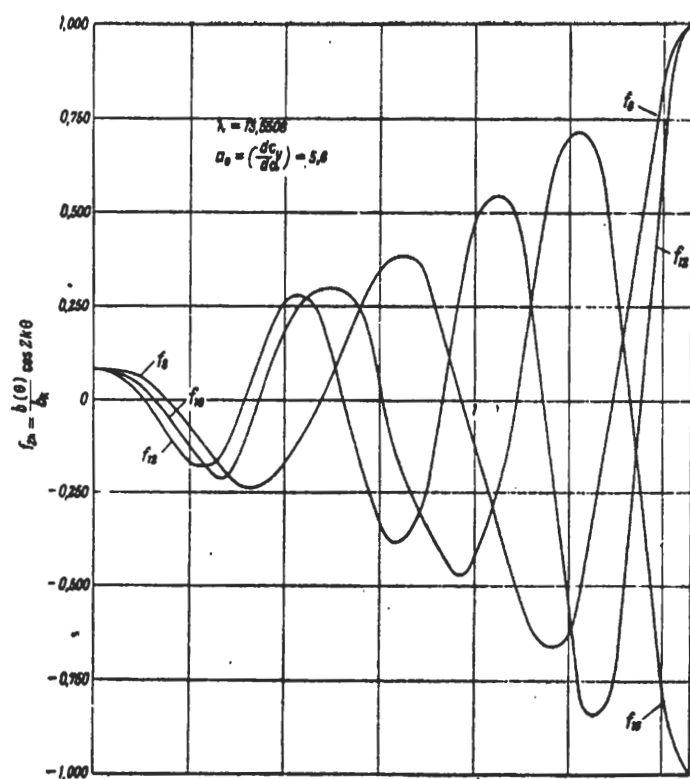
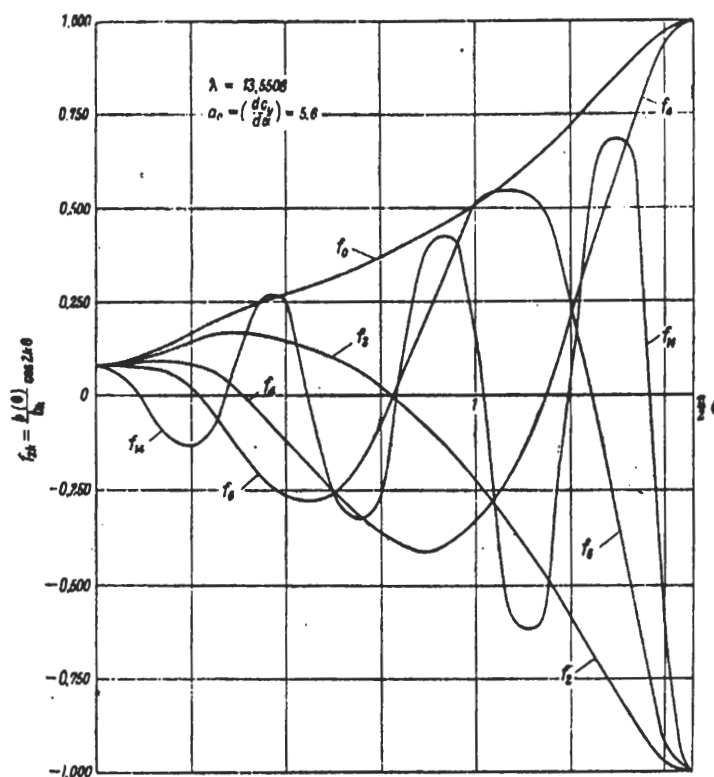
$$A_1 = a_{10} + a_{13}A_3 + a_{16}A_5 + a_{17}A_7 + a_{19}A_9;$$

$$A_3 = a_{30} + a_{31}A_1 + a_{35}A_5 + a_{37}A_7 + a_{39}A_9;$$

$$A_5 = a_{50} + a_{51}A_1 + a_{53}A_3 + a_{57}A_7 + a_{59}A_9;$$

$$A_7 = a_{70} + a_{71}A_1 + a_{73}A_3 + a_{75}A_5 + a_{79}A_9;$$

$$A_9 = a_{90} + a_{91}A_1 + a_{93}A_3 + a_{95}A_5 + a_{97}A_7.$$



Фиг. 1215—IV

Вычисляется первое приближение величин A_n :

$$A'_1 = a_{10};$$

$$A'_3 = a_{30} + a_{31}A'_1;$$

$$A'_5 = a_{50} + a_{51}A'_1 + a_{53}A'_3;$$

$$A'_7 = a_{70} + a_{71}A'_1 + a_{73}A'_3 + a_{75}A'_5;$$

$$A'_9 = a_{90} + a_{91}A'_1 + a_{93}A'_3 + a_{95}A'_5 + a_{97}A'_7.$$

Вычисляется второе приближение величин A_n :

$$A''_1 = a_{10} + a_{13}A'_3 + a_{15}A'_5 + a_{17}A'_7 + a_{19}A'_9;$$

$$A''_3 = a_{30} + a_{31}A''_1 + a_{35}A'_5 + a_{37}A'_7 + a_{39}A'_9;$$

$$A''_5 = a_{50} + a_{51}A''_1 + a_{53}A''_3 + a_{57}A'_7 + a_{59}A'_9;$$

$$A''_7 = a_{70} + a_{71}A''_1 + a_{73}A''_3 + a_{75}A''_5 + a_{79}A'_9;$$

$$A''_9 = a_{90} + a_{91}A''_1 + a_{93}A''_3 + a_{95}A''_5 + a_{97}A''_7.$$

Аналогично вычисляются дальнейшие приближения, причем процесс продолжается до тех пор, пока не обнаружится, что новое приближение не изменяет значений A_n , полученных в предшествовавшем.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Для определения распределения нагрузки по размаху крыла произвольной формы в плане и произвольной закрученности разрешается пользоваться методом трафареток, опубликованным в Трудах ЦАГИ, вып. 335 (А. Б. Рисберг. Влияние формы крыла на распределение нагрузки по размаху и продольную устойчивость).

2. Для определения распределения нагрузки по размаху крыла трапецевидной формы с простым щитком (с несходящим шарниром) разрешается пользоваться расчетными графиками, опубликованными в Трудах ЦАГИ, вып. 413 (А. Б. Рисберг. Аэродинамические характеристики крыла со щитком).

1216 Распределение дополнительной аэродинамической нагрузки от элеронов по размаху крыла (для случая L_A)

Величина и распределение дополнительной нагрузки от элеронов приближенно определяются при помощи диаграммы $\frac{dc_y}{d\delta}$ по полуразмаху; последняя строится согласно схеме фиг. 1216—I.

Порядок построения диаграммы $\frac{dc_y}{d\delta}$ по полуразмаху крыла:

1. Вдоль всего размаха элерона строится кривая $\frac{dc_y}{d\delta}$.

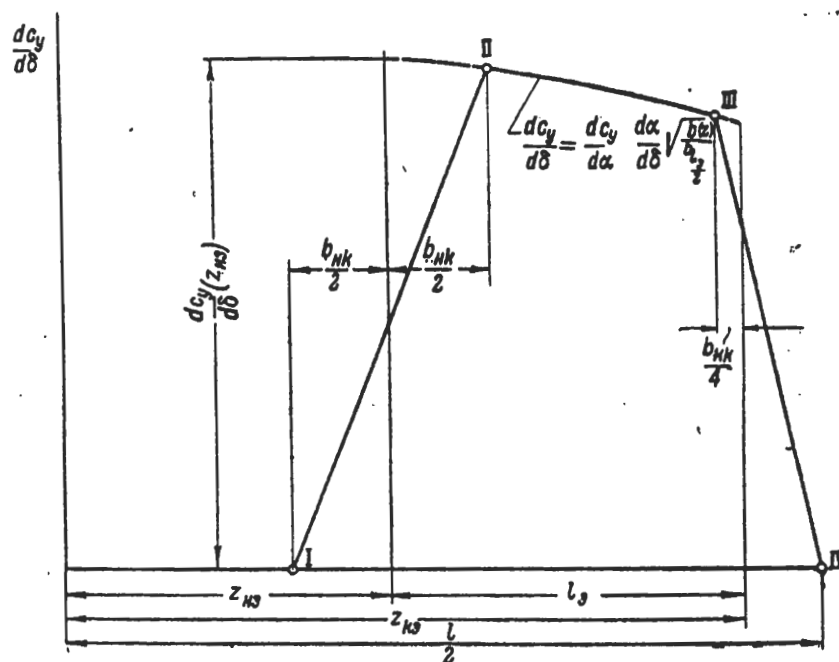
Числовые значения $\frac{dc_y}{d\delta}$ определяются по формуле:

$$\frac{dc_y}{d\delta} = \frac{dc_y}{d\alpha} \frac{d\alpha}{d\delta} \sqrt{\frac{b(z)}{b_{l_9}}}$$

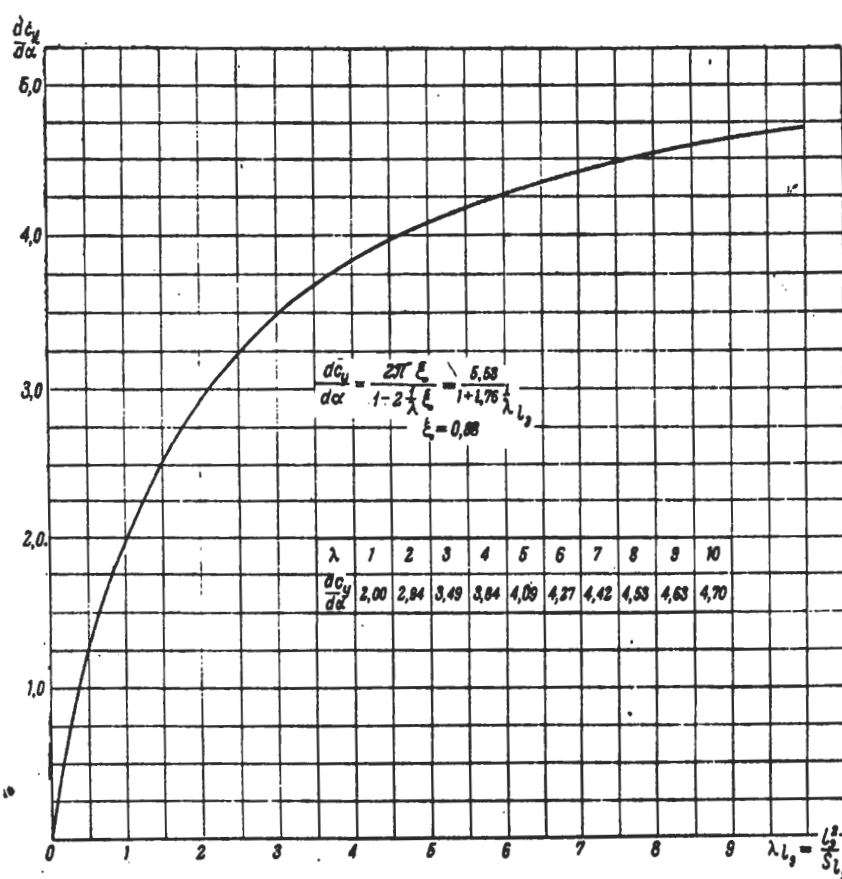
Числовые значения $\frac{dc_y}{d\alpha}$ определяются по формуле:

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \frac{2\pi 0,88 \lambda_{l_9}}{\lambda_{l_9} + 1,76}$$

или берутся по кривой фиг. 1216—II (см. также фиг. 1216—IV).



Фиг. 1216—I



Фиг. 1216—II

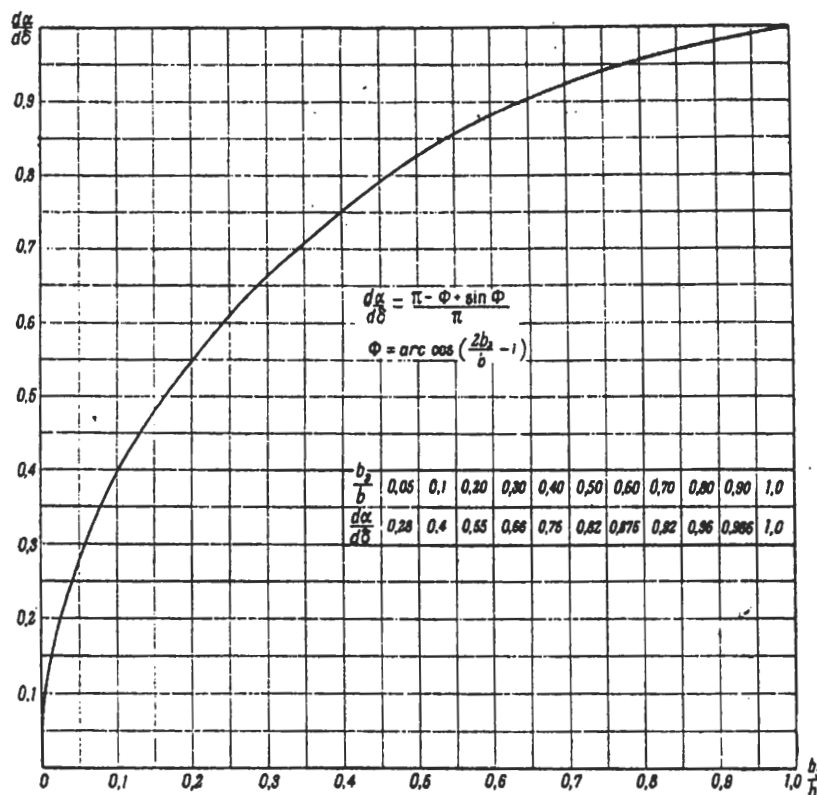
Числовые значения $\frac{d\alpha}{d\delta}$ определяются по формуле:

$$\frac{d\alpha}{d\delta} = \frac{\pi - \Phi + \sin \Phi}{\pi},$$

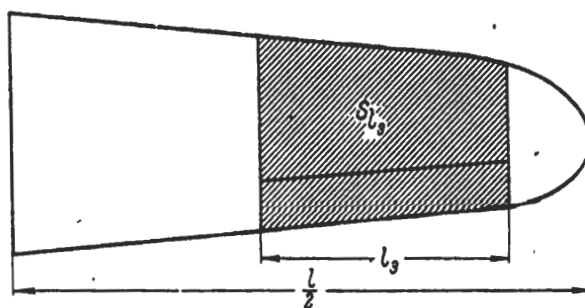
где

$$\Phi = \arccos\left(\frac{2b_s}{b} - 1\right),$$

или берутся по кривой фиг. 1216—III.



Фиг. 1216—III



Фиг. 1216—IV

При определении величины $\frac{dc_y}{d\alpha}$ следует λ_{l_s} определять из выражения

$$\lambda_{l_s} = \frac{l_s^2}{S_{l_s}},$$

где l_s — размах элерона;

S_{l_s} — площадь элерона и лежащей перед ним части крыла (фиг. 1216—IV).

2. От начала элерона откладывается по оси абсцисс в направлении к корню крыла $\frac{b_{н.к}}{2}$ — половина хорды крыла в сечении начала элерона; фиксируется первая точка I.

3. От начала элерона откладывается по оси абсцисс в направлении к концу крыла $\frac{b_{н.к}}{2}$ — половина хорды крыла в сечении начала элерона.

Через полученную на оси точку проводится вертикальная прямая до пересечения с кривой $\frac{dc_y}{d\delta}$; фиксируется вторая точка II.

4. От конца элерона откладывается по оси абсцисс в направлении к корню крыла $\frac{b_{к.к}}{4}$ — четверть хорды крыла в сечении конца элерона.

Через полученную точку проводится вертикальная прямая до пересечения с кривой $\frac{dc_y}{d\delta}$; фиксируется третья точка III.

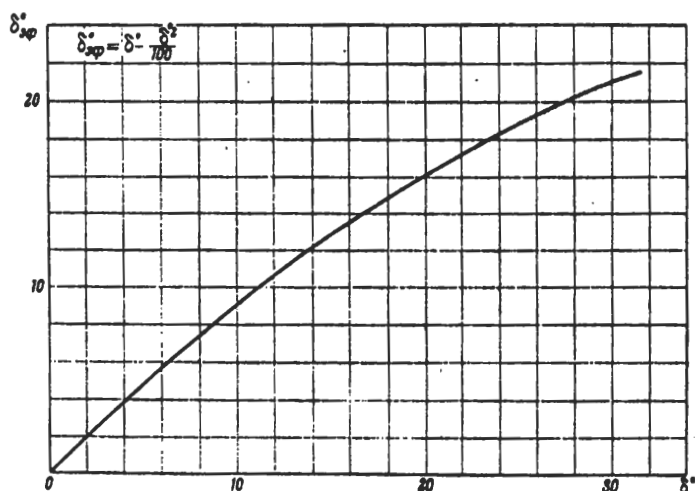
5. Первая I и вторая II фиксированные точки соединяются прямой; третья фиксированная точка III соединяется прямой с четвертой точкой IV, лежащей на конце полуразмаха крыла (фиг. 1216—I).

При отклонении элеронов на заданный угол, соответствующий расчетному случаю, дополнительная нагрузка получается умножением ординат диаграммы $\frac{dc_y}{d\delta}$

в каждом сечении на $\pm \frac{\delta_{\text{эф}}^{\circ} b q}{57,3}$, где

$$\delta_{\text{эф}}^{\circ} = \delta^{\circ} - \frac{\delta^{\circ 2}}{100};$$

$\delta_{\text{эф}}^{\circ}$ — эффективный угол отклонения элерона в градусах (фиг. 1216—V); знак (+) берется при отклонении элерона вниз.



Фиг. 1216—V

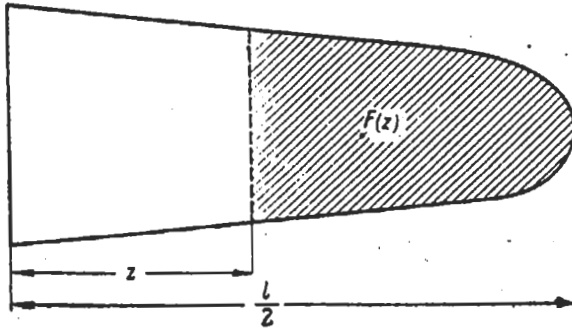
Нагрузка от элеронов суммируется с начальной нагрузкой крыла на данном угле атаки $\alpha (c_{y \text{ кр}})$.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для крыльев трапецевидной формы с элеронами постоянной относительной глубины, простирающимися до конца полуразмаха, дополнительную нагрузку от элеронов разрешается определять по расчетным графикам, опубликованным в Трудах ЦАГИ, вып. 412 (В. С. Полядский. Аэродинамические характеристики крыла с элеронами).

1217

Влияние вращения самолета вокруг продольной оси на нагрузку крыла (для случая L_A)

При учете влияния ω_x на нагрузку крыла разрешается пользоваться приближенным методом, излагаемым ниже. В равенстве



Фиг. 1217

$$\frac{dc_y}{d\omega} = \frac{dc_y}{dz} \frac{dz}{d\omega}$$

принимается, что

$$\frac{dz}{d\omega} = \frac{z}{V} \quad \text{и} \quad \frac{dc_y}{dz} = \frac{5,4\lambda}{1,72 + \lambda},$$

где

$$\lambda = 2\lambda(z) \frac{\lambda_0 + \lambda(z)}{2\lambda(z) + \lambda_0}; \quad \lambda_0 = \frac{l^2}{S};$$

S — несущая площадь крыльев;

l — размах крыльев;

$$\lambda(z) = \pi \frac{\left(\frac{l}{2} - z\right)^2}{F(z)};$$

$F(z)$ — площадь крыла, взятая справа от рассматриваемого сечения (фиг. 1217).

Тогда $\Delta c_{y\omega}$ в рассматриваемом сечении крыла определяется произведением $\frac{dc_y}{d\omega} \omega$, а дополнительная нагрузка будет:

$$\Delta P = \Delta c_{y\omega} b_{\text{сеч}} q.$$

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. ΔP берется со знаком (+) при отрицательно отклоненном элероне (вверх) и со знаком (—) при положительно отклоненном элероне (вниз).

2. В случае крыльев трапецевидной формы дополнительную нагрузку, вызванную вращением, разрешается определять по расчетным графикам, опубликованным в Трудах ЦАГИ, вып. 412 (В. С. Полядский. Аэродинамические характеристики крыла с элеронами).

1218

Определение линии центров давления по размаху крыла

При неотклоненных элеронах положение центров давления во всех сечениях крыла находится по формуле:

$$\frac{x_d}{b} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right| - \frac{c'_{m_0}}{c_y},$$

где x_d — расстояние центра давления от носка сечения (положительное от носка к хвосту профиля);

$\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right|$ — абсолютная величина $\frac{dc_m}{dc_y}$ для профиля данного сечения; берется из профильной характеристики (c_m по c_y);

$$c'_{m_0} = c_{m_0} \pm 0,01;$$

c_{m_0} — коэффициент момента при $c_y = 0$; берется из профильной характеристики (c_m по c_y);

c_y — коэффициент подъемной силы; берется из расчета распределения аэродинамических нагрузок по размаху крыла согласно 121.

При отклоненных элеронах в сечениях, проходящих через элерон, положение центров давления сечений крыла находится по формуле:

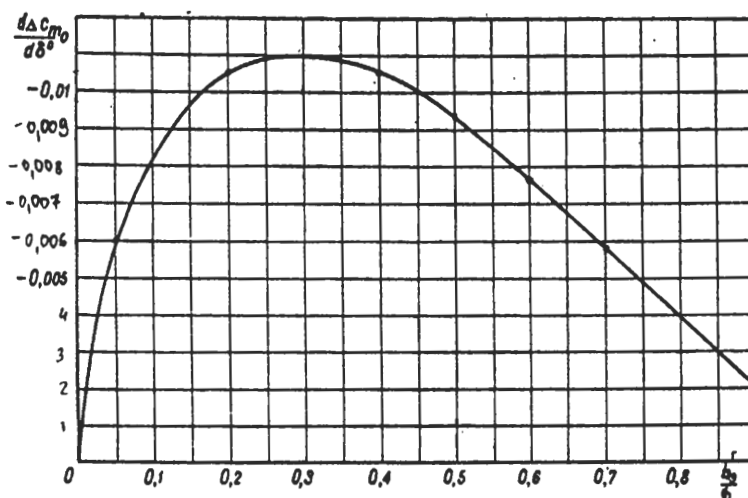
$$\frac{x_A}{b} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right| - \frac{c'_{m_0} + \Delta c_{m_0}}{c_y},$$

в которой в отличие от предыдущей формулы в случае L_A значение c_y берется согласно вычисленным кривым распределения аэродинамических нагрузок по размаху крыла с учетом элеронов и вращения крыла (см. 1211—1217).

Значение $\frac{dc_m}{dc_y}$ для сечений, проходящих через элерон, принимается равным 0,26, а Δc_{m_0} вычисляется при помощи графиков фиг. 1216—V и 1218 по формуле:

$$\Delta c_{m_0} = \frac{d\Delta c_{m_0}}{d\delta^\circ} \delta^\circ_\Phi.$$

В случаях В и С положение центров давления определяется, как и в случае L_A , но значение c_y берется без учета влияния элеронов и вращения крыла (т. е. значение c_y определяется только согласно 1211—1215).



Фиг. 1218

В сечениях, не проходящих через элерон, в случаях В и С положение центров давления определяется, как указано выше, в случае неотклоненных элеронов, а в случае L_A положение центров давления также определяется по формуле для неотклоненных элеронов, но значение c_y берется с учетом элеронов и вращения крыла.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае С для сечений крыла, в которых $c_{y\text{сеч}} = 0$, погонный крутящий момент определяется по формулам:

для сечений, проходящих через элерон:

$$m = (c'_{m_0} + \Delta c_{m_0}) q b_{\text{сеч}}^2;$$

для сечений крыла вне элерона:

$$m = c'_{m_0} q b_{\text{сеч}}^2.$$

1219

Распределение аэродинамической нагрузки по контуру сечений крыла

Для определения распределения аэродинамических нагрузок по контуру сечения крыла при неотклоненных и отклоненных элеронах следует пользоваться материалами, опубликованными в Трудах ЦАГИ, вып. 502 (А. Б. Рисберг. Распределение аэродинамической нагрузки по контуру сечения крыла).

ПРИМЕЧАНИЕ. При пользовании указанной работой в случаях В и С в формуле

$$c_{y \text{ осн}} = c_{y \text{ сеч}} - \Delta c_{y \text{ доп}} \quad (\text{стр. 9})$$

значение $c_{y \text{ сеч}}$ берется по кривой распределения нагрузки по размаху крыла без учета отклонения элерона и вращения; в случае же L_A в соответствии с указаниями в упомянутой работе значение $c_{y \text{ сеч}}$ берется с учетом отклонения элерона и вращения крыла.

Кроме того, в отношении c_{m_0} следует учитывать указание, изложенное в 1218.

122

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО КРЫЛЬЯМ БИПЛАНА

1221

Простые бипланные коробки

В случае бипланов с крыльями прямоугольной формы в плане, с элеронами на обоих планах, с малым свесом (не больше 15° , полуразмаха верхнего крыла), без деградации, с выносом, не превосходящим 25° , и высотой коробки в пределах отношения ее к средней хорде $1 \leq \frac{H}{b} \leq 1,3$, при отсутствии испытаний в трубе, разрешается пользоваться нижеследующими правилами для определения нагрузок и центров давления.

Распределение нагрузки между планами

Распределение нагрузки между планами (фиг. 1221—I) производится:

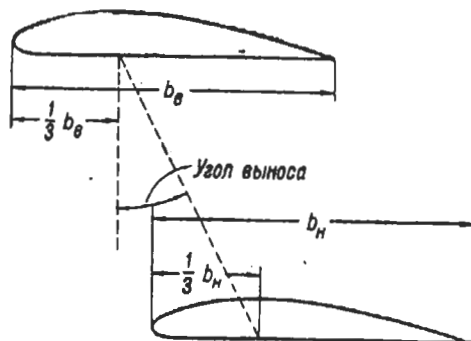
в случае А — по формуле:

$$\frac{c_{y \text{ верх}}}{c_{y \text{ нижн}}} = 1,1 + \frac{1}{150} \delta^\circ;$$

в случае В — по формуле:

$$\frac{c_{y \text{ верх}}}{c_{y \text{ нижн}}} = 1 + \frac{1}{100} \delta^\circ$$

(δ° — угол выноса в градусах);



Фиг. 1221—I

в случае А' $\frac{c_{y \text{ верх}}}{c_{y \text{ нижн}}}$ берется как среднее арифметическое отношений, получаемых из формул для случаев А и В;

в случаях D и D' — по формуле:

$$\frac{c_{y \text{ верх}}}{c_{y \text{ нижн}}} = 1 + \frac{1}{200} \delta^\circ;$$

в случае С — пропорционально площадям планов.

Весовая нагрузка распределяется на соответственные узлы планов по правилу разложения параллельных сил.

Распределение нагрузки по размаху крыльев биплана

1. Для построения распределения нагрузки по размаху при неотклоненных элеронах надлежит пользоваться соответствующими графиками для крыла моноплана.

2. Дополнительные нагрузки от отклонения элеронов определяются для каждого крыла согласно 1216, причем полученные кривые сохраняются для верхнего крыла и умножаются на поправочный коэффициент бипланного эффекта 0,8 для нижнего крыла.

3. Дополнительные нагрузки от вращения биплана около продольной оси определяются для каждого крыла согласно 1217, причем полученные кривые сохраняются для верхнего крыла и умножаются на поправочный коэффициент бипланного эффекта 0,8 для нижнего крыла.

Определение центров давления сечений крыльев биплана

Для определения центров давления сечений крыльев биплана служат формулы:

при неотклоненных элеронах:

$$\frac{x_A}{b} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right| - \frac{cm_0}{c_y};$$

при отклоненных элеронах, в сечениях, занятых элероном:

$$\frac{x_A}{b} = \left| \frac{dc_m}{dc_y} \right| - \frac{cm_0 + \Delta cm_0}{c_y},$$

где

$$\left| \frac{dc_m}{dc_y} \right| = k \left[1 - \frac{1}{8} \left(\frac{b_{cp}}{H} \right)^2 \right];$$

$\frac{b_{cp}}{H}$ — отношение средней геометрической хорды к высоте коробки;

$$k = \begin{cases} 0,25 & \text{— в случае неотклоненных элеронов;} \\ 0,22 & \text{— в случае отклоненных элеронов;} \end{cases}$$

cm_0 — коэффициент момента профиля при $c_y = 0$;

Δcm_0 — приращение cm_0 профиля от отклонения элерона, определяемое согласно 1218;

c_y — значение коэффициента подъемной силы сечения крыла биплана, взятое из распределения нагрузки по размаху для соответствующего расчетного случая.

Бипланы произвольной формы

1222

В случае бипланных коробок произвольной формы (бипланов, имеющих деградацию, прямоугольную форму в плане, полуторпланов и бипланов с большим свесом, бипланов с большим выносом и т. д.) распределение нагрузки по размаху отдельных планов и между планами находится путем испытаний бипланной коробки в аэродинамической трубе или путем расчета по теории индуктивного сопротивления.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО МЕХАНИЗИРОВАННОМУ КРЫЛУ

123

Распределение по размаху

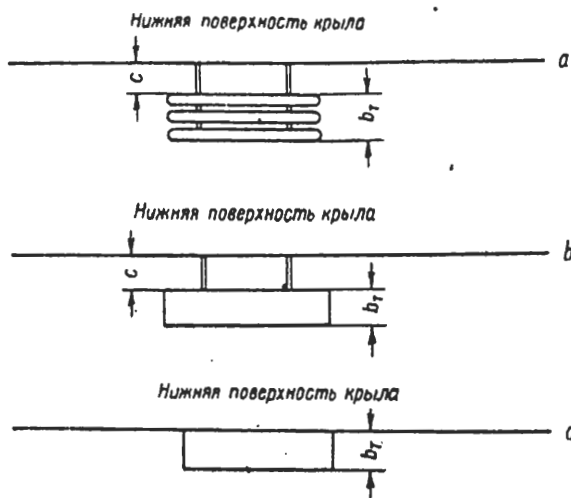
1231

Распределение нагрузки по крылу производится приближенно, без учета взаимного влияния разрезных и неразрезных частей крыла.

Распределение нагрузки по размаху во всех случаях, кроме случая C_T , получается из распределения нагрузки случая А умножением погонных нагрузок этого случая (h_A) на коэффициент $a_1 = \frac{c_{y1}}{c_{y0}}$ на части крыла, занятой по раз-

маху открытыми предкрылками, и умножением на коэффициент $a_2 = \frac{c_{y2}}{c_{y0}}$ — на части крыла, занятой по размаху открытыми тормозными щитками (см. 116-км).

Кроме того, все величины погонных нагрузок умножаются на коэффициент k так, чтобы вся величина нагрузки на крыло была равна нагрузке, заданной нормами прочности.



Фиг. 1231—I

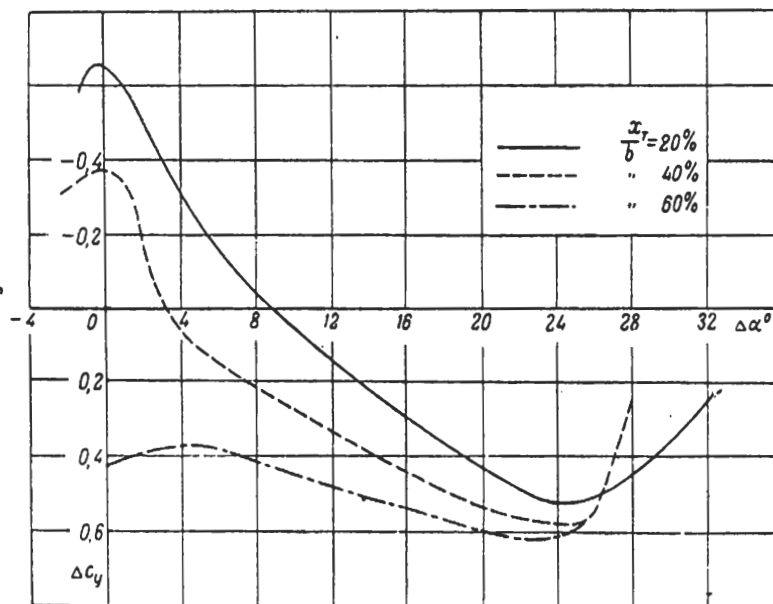
Величина коэффициента $a_1 = \frac{c_{y1}}{c_{y0}}$ в нормах задается непосредственно, а именно: $a_1 = 1,15$ в случаях A_1 и A_{1T} и $a_1 = 1,5$ в случае A_2 . Ве-

личина коэффициента $a_2 = \frac{c_{y2}}{c_{y0}}$ должна вычисляться в соответствии с величинами c_{y2} и c_{y0} , которые должны определяться по продувке. В случае отсутствия продувок для решетчатых щитков (фиг. 1231—I, а) можно принять $a_2 = 0,9$ в случае A_T и $a_2 = 0,85$ в случае A_{1T} , а для сплошных щитков со щелью между крылом и щитком (фиг. 1231—I, б; щель не менее 33% хорды щитка) $a_2 = 0,85$ в случае A_T и $a_2 = 0,75$ в случае A_{1T} .

Все эти величины указываются для щитков, расположенных на нижней поверхности крыла.

ПРИМЕЧАНИЕ. Для щитков решетчатых и сплошных со щелью между крылом и щитком случай A_T не рассматривается.

Для сплошных щитков без щели между нижней поверхностью крыла и щитком (фиг. 1231—I, с) величины $c_{y2} = f(\alpha)$ могут быть определены по формуле $c_{y2} = c_{y0} + \Delta c_y$, где Δc_y может быть взято по фиг. 1231—II в зависимости от



Фиг. 1231—II

разности между рассматриваемым (текущим) углом атаки (α) и углом, соответствующим максимальному коэффициенту подъемной силы основного профиля ($\alpha_{c_{y0\max}}$):

$$\Delta\alpha = \alpha_{c_{y0\max}} - \alpha$$

(положение щитка по хорде крыла $\frac{x_f}{b} = 20, 40$ и 60%).

Определение положения центра давления

1232

Крыло с предкрылком

Положение центра давления указано непосредственно в соответствующем параграфе норм прочности (116-км).

Крыло с тормозным щитком

На части крыла, не занятой тормозным щитком, положение центра давления определяется обычным порядком, как указано в 1218.

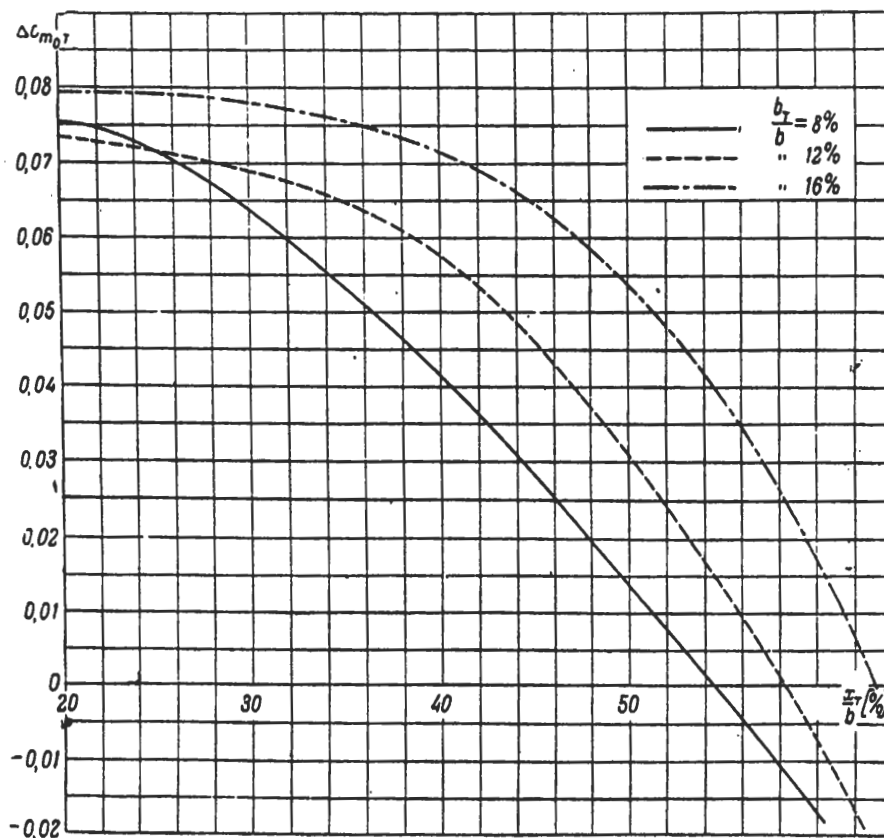
Для части крыла, занятой тормозным щитком, положение центра давления определяется по формуле:

$$\frac{x_d}{b} = \left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y_2}} \right| - \frac{c_{m_0} + \Delta c_{m_0\tau}}{c_{y_2}},$$

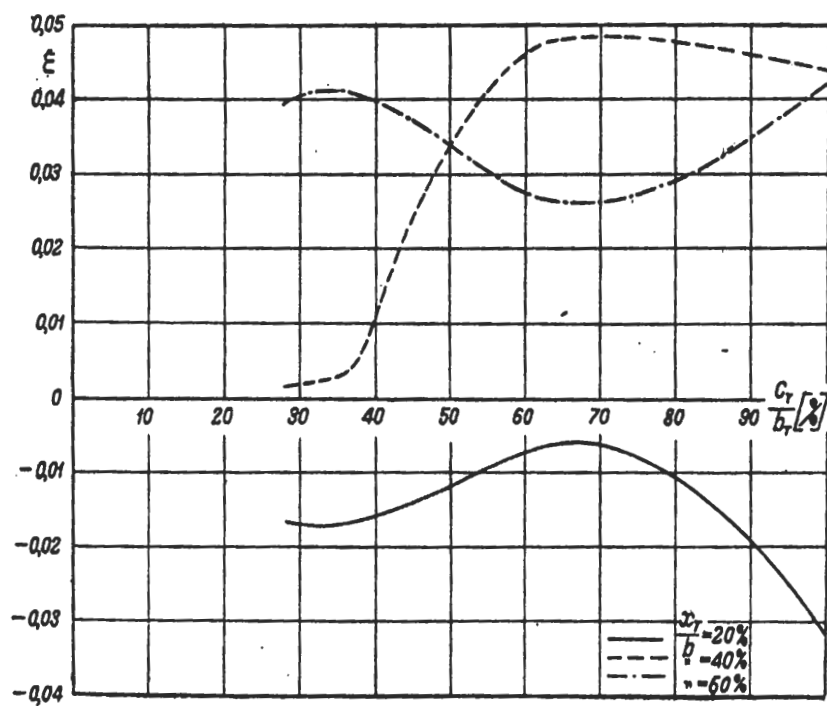
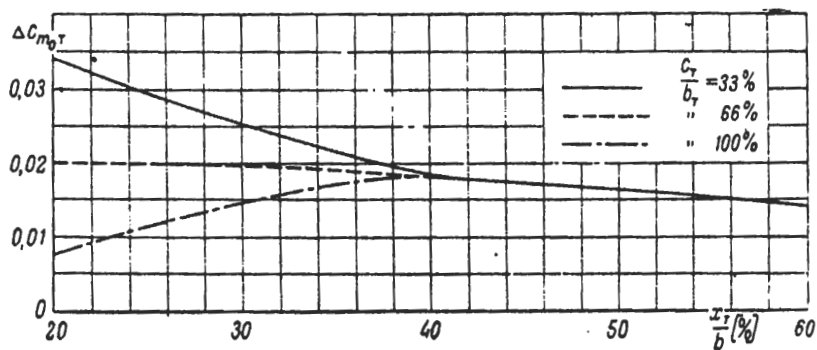
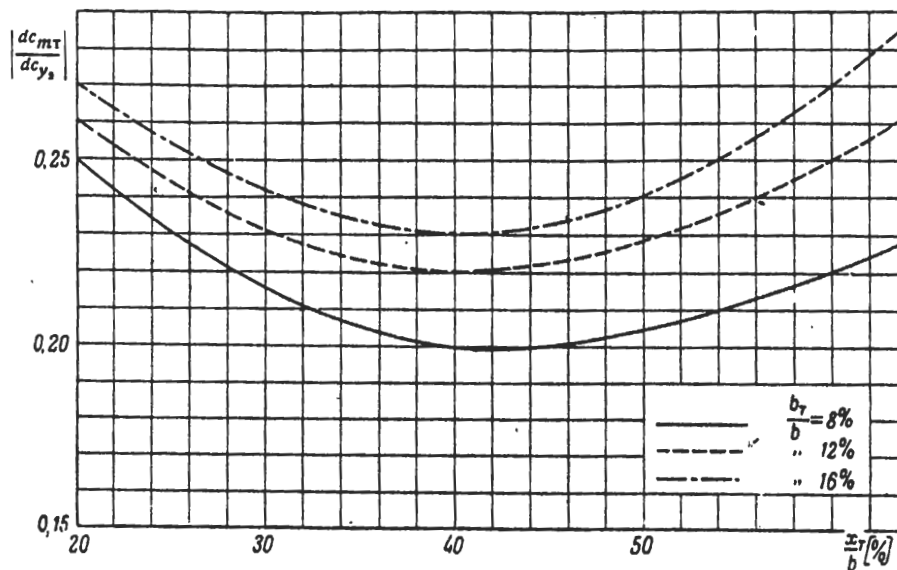
где c_{y_2} — коэффициент подъемной силы части крыла, занятой щитком (см. 116-км);

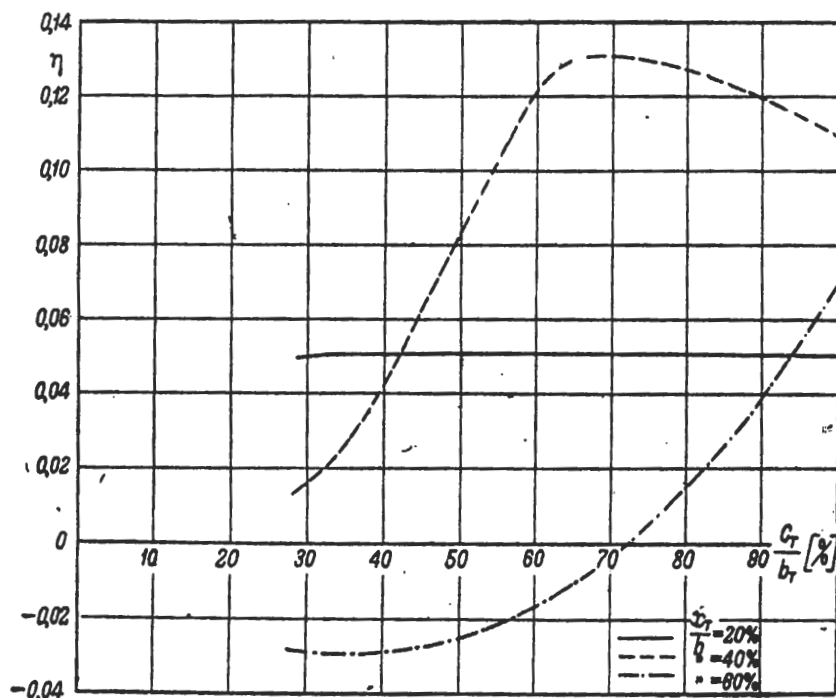
c_{m_0} — коэффициент момента основного профиля при $c_{y_0} = 0$.

$\Delta c_{m_0\tau}$ и $\left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y_2}} \right|$ берутся по фиг. 1232—I и 1232—II для сплошных щитков без щели между крылом и щитком (хорда щитка равна 8, 12 и 16% хорды крыла) и по фиг. 1232—III для решетчатых щитков (щель равна 33, 66 и 100% хорды щитка).



Фиг. 1232—I





Фиг. 1232—V

В последнем случае величина $\left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y2}} \right|$ вычисляется по формуле:

$$\left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y2}} \right| = 0,27 - 0,05 \frac{x_\tau}{b} \quad \left(\text{для } \frac{x_\tau}{b} \text{ в пределах от } 0,15 \text{ до } 0,70 \right).$$

Для сплошных щитков со щелью между нижней поверхностью крыла и щитком

$$\frac{x_d}{b} = \left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y2}} \right| + \eta - \frac{c_{m_0} + \Delta c_{m_0\tau} + \xi}{c_{y2}},$$

где $\Delta c_{m_0\tau}$ и $\left| \frac{dc_{m\tau}}{dc_{y2}} \right|$ берутся, как указано выше, для сплошных щитков без щели, ξ и η — по фиг. 1232—IV и 1232—V в зависимости от положения щитка по хорде $\frac{x_\tau}{b}$ и отношения величины щели к хорде щитка $\frac{c_\tau}{b_\tau}$.

Щитки-закрылки

1233

В случае отсутствия продувок можно пользоваться следующими данными.

Щитки типа Шренк

Величина коэффициента нормальной силы $c_{x1\text{щ}}$ и положение центра давления по хорде щитка $\frac{x_d}{b_{\text{щ}}}$ берутся по фиг. 1233—I и 1233—II.

Распределение по хорде — по трапеции.

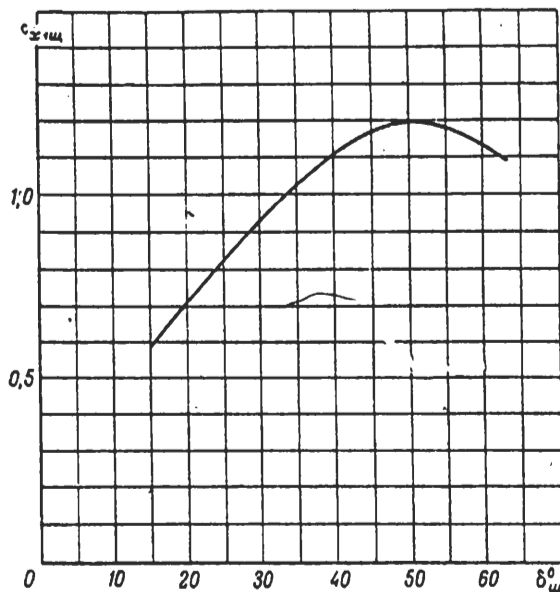
Закрылки типа Фаулер

Принимается $c_{x1\text{щ}} = 1,35$ и $\frac{x_d}{b_{\text{щ}}} = 33\%$ (полное открытие закрылка).

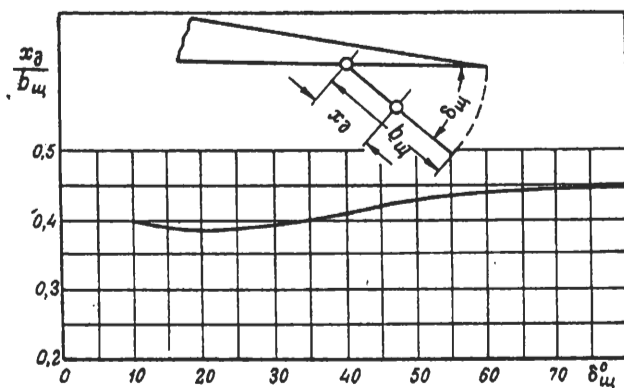
Распределение по хорде — по треугольнику.

Закрылки типа ЦАГИ (фиг. 1233—III)

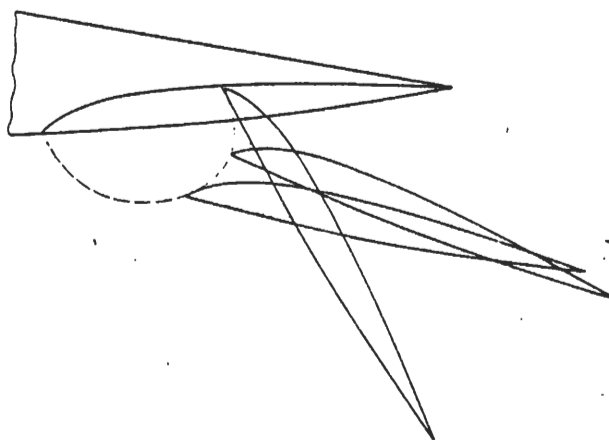
Значения $c_{x1\text{щ}}$ и $\frac{x_d}{b_{\text{щ}}}$ берутся по табл. 1233.



Фиг. 1233—I



Фиг. 1233—II



Фиг. 1233—III

Таблица 1233

$\delta_{ш}$	5°	15°	30°	50°
$c_{x1 ш}$	0,90	1,10	0,90	1,10
$\frac{x_d}{b_{ш}}$ [%]	24,5	30,4	40,3	41,9

Для всех щитков-закрылков принимается, что нагрузка по размаху распределяется пропорционально их хордам.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО ЭЛЕРОНУ

124

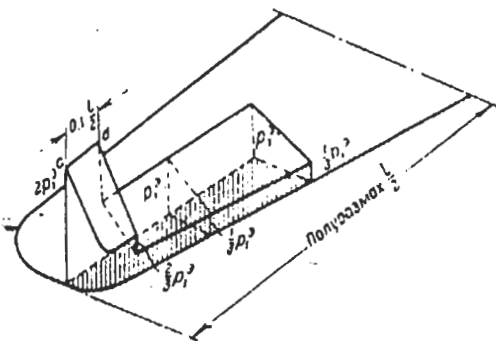
Распределение аэродинамической нагрузки по элеронам берется по продуктам или, в случае их отсутствия, по материалам, опубликованным в Трудах ЦАГИ, вып. 502 (А. Б. Рисберг. Распределение аэродинамической нагрузки по контуру сечения крыла, 1940 г.), за исключением случая отклоненных элеронов в горизонтальном полете.

1241

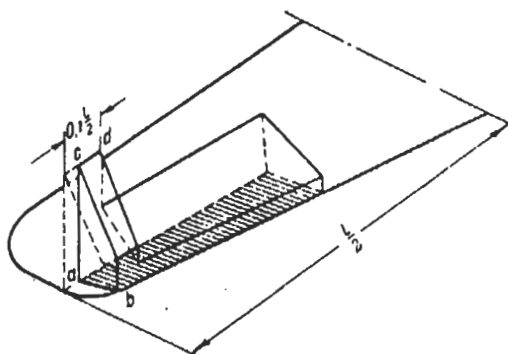
Для случаев отклонения элеронов в горизонтальном полете распределение давления по хорде берется по трапеции, причем высота ординаты нагрузки у передней кромки равна p_1^2 (см. 1161-кэ), а у задней кромки равна $\frac{1}{3} p_1^2$.

Распределение нагрузки по размаху—пропорционально хордам, но на концевом участке элерона, равном $0,1$ полуразмаха крыла $\left(\frac{l}{2}\right)$, ординаты нагрузки удваиваются, как показано на фиг. 1242—I. Если элерон не доходит до конца крыла и концевая кромка лежит в пределах $0,1 \frac{l}{2}$ от конца крыла, то участок $c-d$ удвоенных нагрузок соответственно уменьшается (фиг. 1242—II).

1242



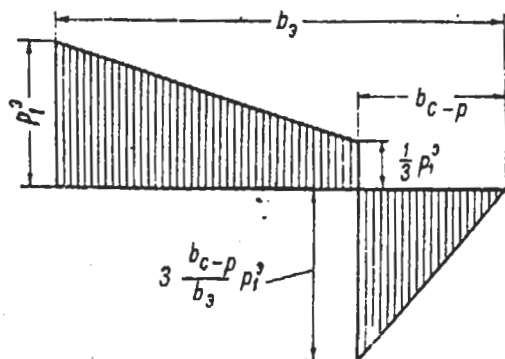
Фиг. 1242—I



Фиг. 1242—II

Если концевая кромка элерона отстоит от конца крыла более чем на $0,1 \frac{l}{2}$, то увеличение удельной нагрузки на конце элерона не делается.

ПРИМЕЧАНИЕ. Указанное распределение нагрузки не зависит от положения оси вращения и от формы щели (наличия щелевой компенсации).



Фиг. 1243

На роговых компенсаторах и на частях элерона, выступающих за конец крыла, удельная нагрузка принимается постоянной и равной

1243

$$p_k^2 = \frac{8}{3} p_1^2.$$

Нагрузка на остальной части элерона при наличии роговых компенсаторов не меняется.

ПРИМЕЧАНИЕ. При наличии сервоулей элерон и сервоули проверяются на все указанные для них случаи нагружения при неотклоненном и при отклоненном сервоуле, принимая распределение нагрузок по хорде в сечениях, проходящих через сервоуль, согласно фиг. 1243.

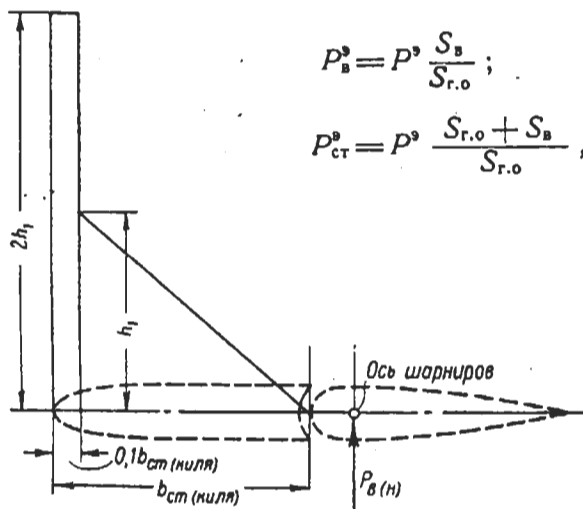
125-х РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО ХВОСТОВОМУ ОПЕРЕНИЮ

125-х1 ОДНОКИЛЕВОЕ ОПЕРЕНИЕ

125-х1г ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1251-х1г Наибольшая из уравнивающих нагрузок

Нагрузка между рулем высоты и стабилизатором распределяется следующим образом:



Фиг. 1251-х1г

где P^* — наибольшая из уравнивающих нагрузок;

S_v — площадь руля высоты;

$S_{г.о}$ — площадь горизонтального оперения.

Нагрузки на руль высоты и стабилизатор направлены в противоположные стороны, причем нагрузка на стабилизатор совпадает с направлением P^* .

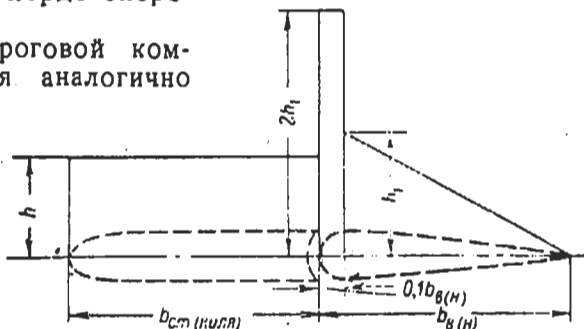
Нагрузка на руль высоты в этом случае прикладывается к оси шарниров, причем принимается, что по размаху она распределяется, независимо от типа аэродинамической компенсации, пропорционально хордам руля высоты. Распределение нагрузки по размаху стабилизатора пропорционально его хордам. Распределение нагрузки по хорде производится по фиг. 1251-х1г.

1252-х1г

Маневренная нагрузка

Распределение нагрузки между стабилизатором и рулем высоты производится пропорционально их площадям. Распределение нагрузки по размаху руля высоты и стабилизатора — пропорционально их хордам. Распределение нагрузки по хорде оперения производится по фиг. 1252-х1г.

В случае наличия на руле роговой компенсации нагрузка распределяется аналогично фиг. 1252-х1г, причем на компенсаторе — аналогично стабилизатору и, кроме того, на всю площадь рогового компенсатора прибавляется равномерно распределенная нагрузка интенсивностью $3h$ (так что суммарная интенсивность нагрузки на компенсатор равна $4h$); при этом общая нагрузка на оперение должна равняться исходной величине.

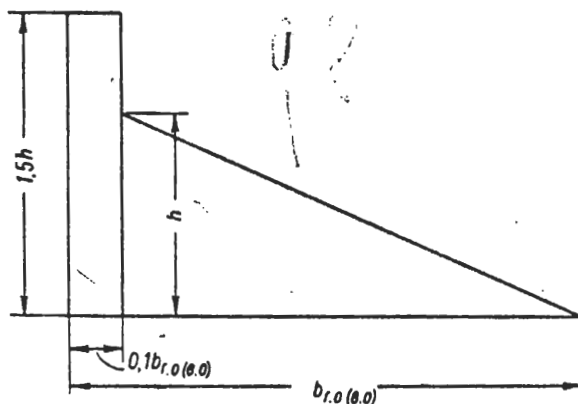


Фиг. 1252-х1г

Нагрузка при полете в неспокойном воздухе

1253-х1г

Распределение нагрузки по размаху производится пропорционально хордам оперения. Распределение нагрузки по хорде, независимо от типа аэродинамической компенсации, производится по фиг. 1253-х1г.



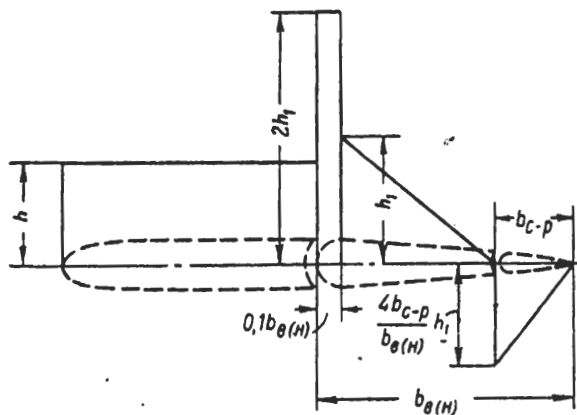
Фиг. 1253-х1г

Серворули (сервокомпенсаторы и триммеры)

1254-х1г

Распределение уравнивающей нагрузки и нагрузки при полете в неспокойном воздухе производится по фиг. 1251-х1г и 1253-х1г. Распределение маневренной нагрузки в сечениях, не проходящих через серворуль, следует производить по фиг. 1252-х1г, а в сечениях, проходящих через серворуль, — по фиг. 1254-х1г.

В случае наличия роговой компенсации маневренная нагрузка распределяется по фиг. 1252-х1г и 1254-х1г, причем на роговом компенсаторе — аналогично стабилизатору и, кроме того, на всю площадь рогового компенсатора прибавляется равномерно распределенная нагрузка интенсивностью $3h$; при этом общая нагрузка должна быть равна исходной, заданной.



Фиг. 1254-х1г

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

125-х1в

Маневренная нагрузка; случай остановки моторов
и комбинированный случай нагружения

1251-х1в

Распределение нагрузки между килем и рулем направления производится пропорционально их площадям.

Распределение нагрузки по размаху (высоте) руля направления и киля — пропорционально их хордам.

Распределение нагрузки по хорде оперения производится по фиг. 1252-х1г.

В случае наличия на руле направления роговой компенсации нагрузка распределяется аналогично фиг. 1252-х1г, причем на компенсаторе — аналогично килю и, кроме того, на всю площадь рогового компенсатора прибавляется равномерно распределенная нагрузка интенсивностью $3h$ (так что суммарная интенсивность нагрузки на компенсатор равна $4h$); при этом общая нагрузка на оперение должна равняться исходной величине.

1252-х1в

Демпфирующая нагрузка

Нагрузка между рулем направления и килем распределяется следующим образом:

$$P_{\text{н}}^{\text{д}} = P^{\text{д}} \frac{S_{\text{н}}}{S_{\text{в.о}}}; \quad P_{\text{киль}}^{\text{д}} = P^{\text{д}} \frac{S_{\text{н.о}} + S_{\text{н}}}{S_{\text{в.о}}},$$

где $P^{\text{д}}$ — демпфирующая нагрузка;
 $S_{\text{н}}$ — площадь руля направления;
 $S_{\text{в.о}}$ — площадь вертикального оперения.

Нагрузки на руль направления и киль направлены в противоположные стороны.

Нагрузка на руль направления в этом случае прикладывается к оси шарниров, причем принимается, что по размаху она распределяется, независимо от типа аэродинамической компенсации, пропорционально хордам руля направления. Распределение нагрузки по размаху килья — пропорционально его хордам.

Распределение нагрузки по хорде производится по фиг. 1251-х1г.

1253-х1в

Полет в неспокойном воздухе

Распределение нагрузки по размаху производится пропорционально хордам оперения.

Распределение нагрузки по хорде оперения независимо от типа аэродинамической компенсации производится по фиг. 1253-х1г.

1254-х1в

Серворули (сервокомпенсаторы и триммеры)

Распределение демпфирующей нагрузки и нагрузки при полете в неспокойном воздухе берется по фиг. 1251-х1г и 1253-х1г.

Распределение маневренной нагрузки, нагрузки в случае остановки моторов и в комбинированном случае нагружения в сечениях, не проходящих через сервокомпенсатор, следует производить по фиг. 1252-х1г, а в сечениях, проходящих через сервокомпенсатор, — по фиг. 1254-х1г.

В случае наличия роговой компенсации нагрузка распределяется по фиг. 1252-х1г и 1254-х1г, причем на роговом компенсаторе — аналогично килью и, кроме того, на всю площадь рогового компенсатора прибавляется равномерно распределенная нагрузка интенсивностью $3h$; при этом общая нагрузка должна быть равна исходной, заданной.

125-х2

ДВУХКИЛЕВОЕ ОПЕРЕНИЕ

125-х2г

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

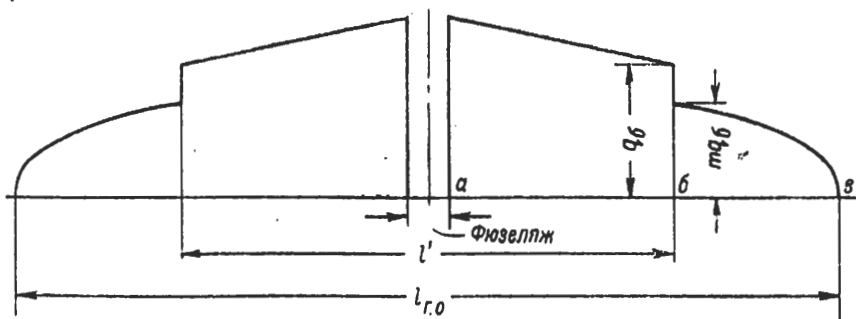
1251-х2г

Распределение нагрузки по размаху горизонтального оперения производится в зависимости от отношения $\frac{l'}{l_{г.о}}$, где l' — расстояние между шайбами, а $l_{г.о}$ — размах горизонтального оперения.

1252-х2г

Случай $\frac{l'}{l_{г.о}} \leq 0,5$ (фиг. 1252-х2г)

На участке $a - б$ погонная нагрузка пропорциональна хордам горизонтального оперения.



Фиг. 1252-х2г

На участке $\delta - \epsilon$ погонная нагрузка также пропорциональна хордам горизонтального оперения, но с умножением на коэффициент m , определяемый соотношением

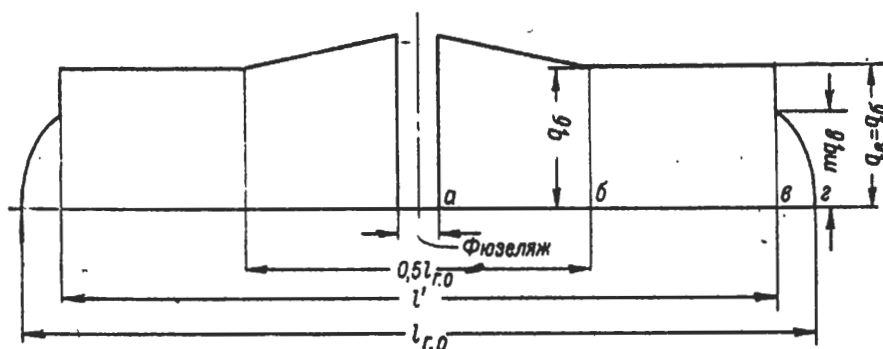
$$m = 1 - 0,5 \frac{l'}{l_{г.о.}}$$

Случай $\frac{l'}{l_{г.о.}} > 0,5$ (фиг. 1253-х2г)

1253-х2г

На участке $a - \delta$ погонная нагрузка пропорциональна хордам горизонтального оперения.

На участке $\delta - \epsilon$ погонная нагрузка постоянна и равна значению ее в сечении δ .



Фиг. 1253-х2г

На участке $\epsilon - z$ погонная нагрузка пропорциональна хордам горизонтального оперения, но с умножением на коэффициент m (см. 1252-х2г).

ПРИМЕЧАНИЕ. Численное значение погонных нагрузок определяется из условия, что площадь нагрузки графиков фиг. 1252-х2г и 1253-х2г в определенном масштабе равна общей заданной нагрузке.

Распределение нагрузок $P'_{в.о.}$ (верх) и $P'_{в.о.}$ (нижн) по размаху вертикального оперения берется пропорционально хордам вертикального оперения, а положение центров давления по сечениям условно принимается на 30% хорды. 1254-х2г

Распределение нагрузки по хорде оперения производится по тем же графикам, что и в соответствующих случаях однокилевого оперения (см. 125-х1г). 1255-х2г

Для случая маневренной нагрузки следует погонную нагрузку в сечении распределять между стабилизатором и рулем высоты пропорционально их хордам в сечении.

Для случая полета в неспокойном воздухе нагрузка распределяется по фиг. 1253-х1г, учитывая, что величина h в этом случае зависит от величины погонной нагрузки в сечении.

Для случая уравнивающей нагрузки погонная нагрузка в сечении $P_{пог}$ распределяется между стабилизатором и рулем высоты по формулам:

$$P_{пог.н} = P_{пог} \frac{b_{в.}}{b_{г.о.}}; \quad P_{пог.ст} = P_{пог} + P_{пог.н},$$

где $P_{пог.в.}$ — погонная нагрузка на руль высоты;

$P_{пог.ст}$ — погонная нагрузка на стабилизатор;

$b_{в.}$ — хорда руля высоты;

$b_{г.о.}$ — хорда горизонтального оперения.

125-х2в

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

1251-х2в

Распределение нагрузки по размаху и хорде производится так же, как и в соответствующих случаях для однокилевого оперения (см. 125-х1в).

ПРИМЕЧАНИЕ. Распределение дополнительных нагрузок $P'_{в.о}$ (верх) и $P'_{в.о}$ (нижн) производится так же, как и основной нагрузки на вертикальное оперение.

125-х2гв

ОДНОВРЕМЕННОЕ НАГРУЖЕНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО И ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

1251-х2гв

Распределение основных нагрузок на горизонтальное и вертикальное оперение производится так же, как и нагрузок случаев изолированного нагружения на двухкилевое оперение (см. 125-х2г и 125-х2в).

ПРИМЕЧАНИЕ. Распределение дополнительных нагрузок $P'_{в.о}$ (верх) и $P'_{в.о}$ (нижн) производится так же, как и основной нагрузки на вертикальное оперение.

126

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО КАПОТАМ И МОТОРНЫМ ГОНДОЛАМ

1261

Случай С ($\alpha=0$) (симметричное нагружение)

Капоты моторов воздушного охлаждения

Величина и распределение эксплуатационной нагрузки (разрежения) определяются по графику фиг. 1261—I, где \bar{p}_1^* — коэффициент давления (в данном случае разрежения) в долях $q_{\max. \max}$, который определяется по уравнению $\bar{p}_1^* \left(\frac{r}{D} \right) = -0,6$ (больше 3 и меньше 0,5 по абсолютной величине \bar{p}_1^* не берется), где r — средний радиус кривизны носка капота на участке, равном $\frac{1}{4}$ расстояния l_1 от носка капота до плоскости осей цилиндров первого ряда, D — максимальный диаметр капота.

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Если кривизна образующей носка капота на участке $\frac{l_1}{4}$ изменяется, то величина r принимается равной средней арифметической из действительных значений r на указанном участке.

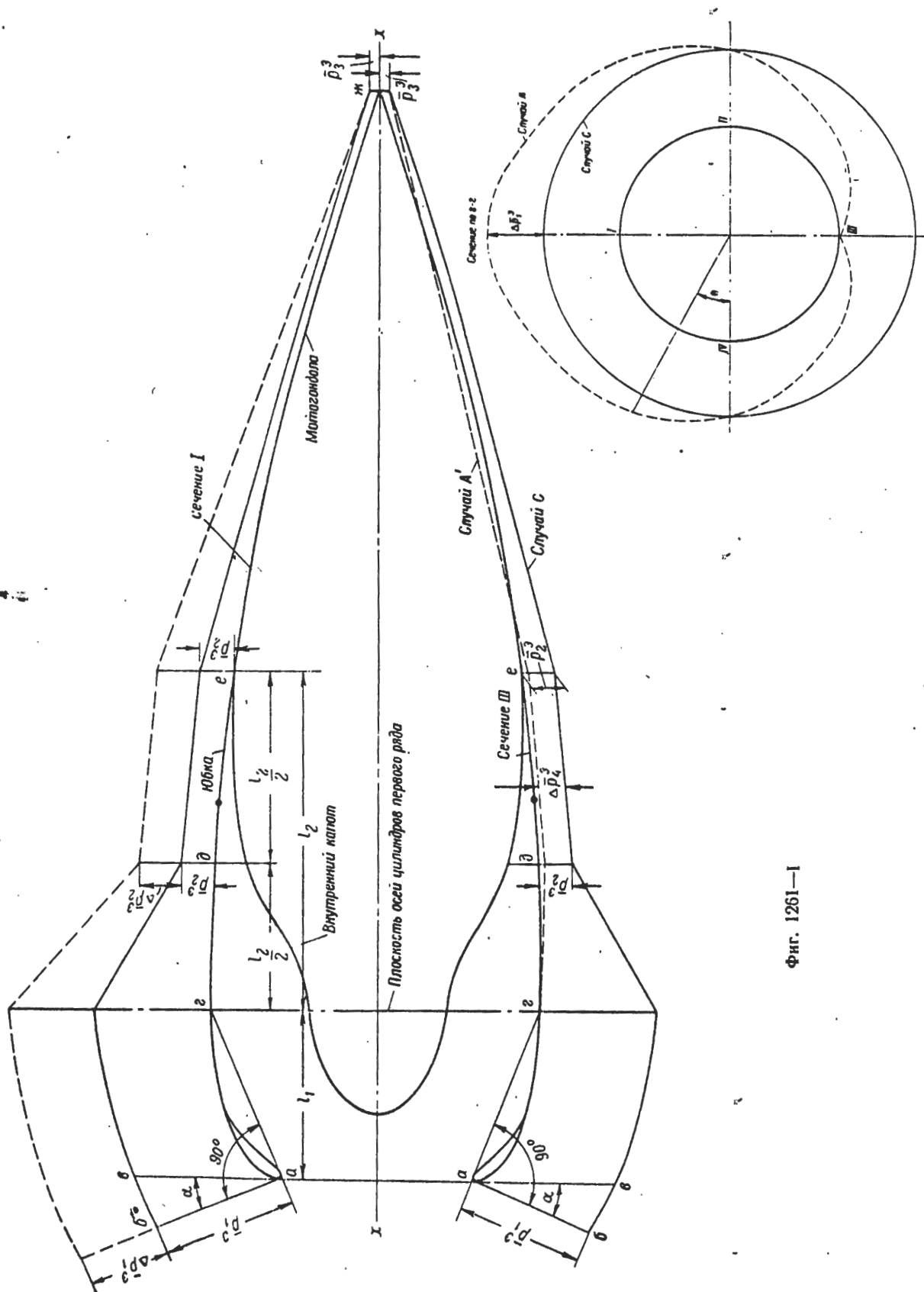
2. Величина $p_1^* = \bar{p}_1^* q_{\max. \max}$ с учетом влияния больших скоростей (см. 128) больше 7 500 кг/м² не берется.

3. Если составляющая по полету (ось $x-x$) аэродинамической нагрузки, определенной согласно фиг. 1261—I с прибавлением составляющей внутреннего давления в капоте (см. 1162-мк) и с учетом влияния больших скоростей (см. 128), превосходит величину $R_x^* = 1,2 \frac{\pi D^2}{4} q_{\max. \max}$, то в носовой части капота график фиг. 1261—I ограничивается прямой ae , причем угол α определяется из условия, чтобы составляющая нагрузки по полету равнялась указанному значению величины R_x^* .

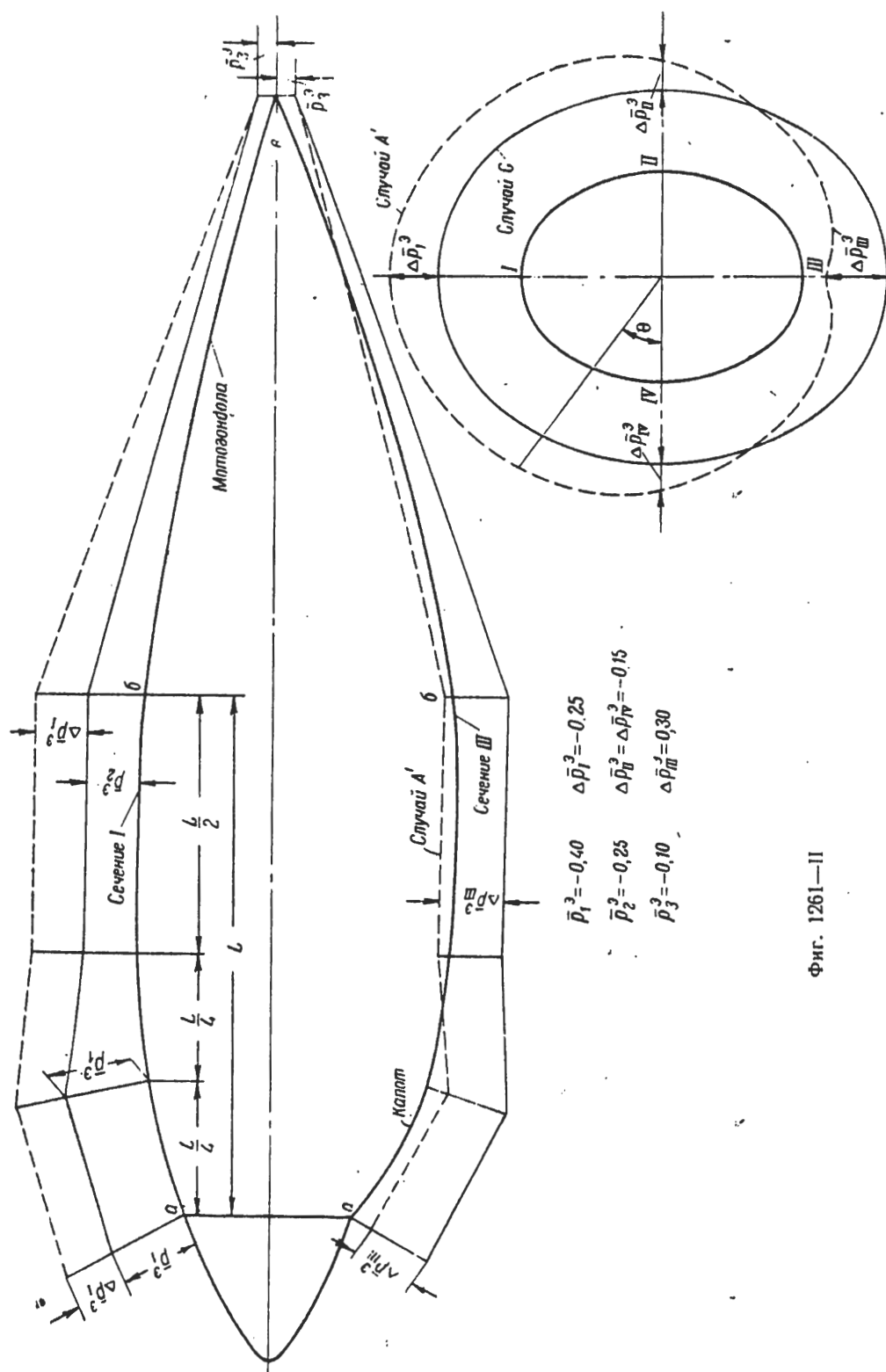
На участке $d-e$ принимается $\bar{p}_2^* = -0,4$, в точке $ж$ принимается $\bar{p}_3^* = -0,1$, а на участке $г-d$ и $е-ж$ удельные нагрузки, нормальные к поверхности капота, определяются линейной интерполяцией.

Капоты моторов жидкостного охлаждения

Для капотов обычной формы (без выступов и резких надстроек) величина и распределение эксплуатационной нагрузки берутся в соответствии с фиг. 1261—II, где L — длина капота от конца кока винта до противопожарной перегородки. Величина и распределение нагрузки для капотов, имеющих резкие выступы и надстройки, берутся по продувке.



Фиг. 1261—I



Фиг. 1261—II

Случай А' (несимметричное нагружение)

1262

Капоты моторов воздушного охлаждения

Капот по длине разбивается на участки, как показано на фиг. 1261—I.

Строится кривая распределения давлений на наружной поверхности капота при нулевом угле атаки в продольных сечениях I, II, III и IV.

В сечениях II и IV распределение нагрузки берется соответственно нулевому углу атаки без изменения.

В сечении I на участке $a-z$ к величинам исходных нагрузок (при $\alpha=0$) прибавляется величина $\Delta p_1^* = -0,8 q_{\max.\max}$; на участке $d-e$ к величинам исходных нагрузок прибавляется величина $\Delta p_2^* = -0,4 q_{\max.\max}$; в точке $ж$ принимается $\Delta p_3^* = 0$; на участке $z-d$ и $e-ж$ величины нагрузки определяются путем линейной интерполяции.

В сечении III на участке $a-z$ нагрузка принимается равной нулю; на участке $d-e$ к исходным нагрузкам прибавляется величина $\Delta p_4^* = +0,4 q_{\max.\max}$; в точке $ж$ $\Delta p_5^* = 0$; на участках $z-d$ и $e-ж$ величины нагрузок определяются путем линейной интерполяции. Для получения величин и распределения нагрузок, расположенных между указанными выше сечениями (I, II, III и IV), разрешается применение линейной интерполяции по значениям угла θ в соответствующем интервале (фиг. 1261—I).

Точка, из которой проводится луч для определения угла θ , условно берется в центре тяжести сечения капота.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если величина погонной составляющей аэродинамической нагрузки в каком-либо поперечном сечении капота P_y , полученная в результате проектирования на вертикаль удельных аэродинамических нагрузок, с учетом сжимаемости воздуха дает

величину $c_y = \frac{P_y}{q_{\max.\max} D} > 1,5$ (где D — диаметр сечения капота), то для этого сечения поступают следующим образом.

В точках капота, лежащих между точками IV, I и II поперечного сечения (см. фиг. 1261—I), величины нагрузок остаются без изменения.

В точке III (случай А') величина удельной нагрузки берется такой, чтобы значение c_y равнялось 1,5; при этом распределение удельных нагрузок между точками III—II и III—IV определяется линейной интерполяцией по значению угла θ .

Капоты моторов жидкостного охлаждения (фиг. 1261—II)

В продольном сечении I к величинам нагрузок при $\alpha=0$ на участке $a-b$ прибавляется величина $\Delta p_1^* = -0,25 q_{\max.\max}$; в точке $в$ $\Delta p_1^* = 0$; на участке $б-в$ нагрузки определяются линейной интерполяцией.

В сечениях II и IV на участке $a-b$ к величинам нагрузок при $\alpha=0$ прибавляется величина $\Delta p_{II}^* = \Delta p_{IV}^* = -0,15 q_{\max.\max}$; в точках $в$ $\Delta p_{II}^* = \Delta p_{IV}^* = 0$; на участке $б-в$ нагрузки определяются линейной интерполяцией.

В сечении III к величинам нагрузок при $\alpha=0$ на участке $a-b$ прибавляется величина $\Delta p_{III}^* = 0,3 q_{\max.\max}$; в точке $в$ $\Delta p_{III}^* = 0$; на участке $б-в$ нагрузки получаются линейной интерполяцией.

Для получения величин и распределения нагрузок в сечениях, расположенных между сечениями I, II, III и IV, разрешается применение метода, указанного выше для капотов моторов воздушного охлаждения.

Случай D' (несимметричное нагружение)

1263

Величины и распределение нагрузок определяются, как и в случае А' (см. 1262), при этом данные, относящиеся к продольному сечению I, следует применять к сечению III, и наоборот. Величина и распределение нагрузки в сечениях II и IV такие же, как и в случае А'.

1264

Полет со скольжением ($\beta = \pm 5^\circ$)

Для определения нагрузок на капот при наличии скольжения разрешается пользоваться тем же методом, что и в случае A' , причем данные, относящиеся к сечениям I и III , следует применять к сечениям II и IV , а данные, относящиеся к сечениям II и IV , — соответственно к сечениям I и III .

При этом величины Δp_1^s , Δp_2^s , Δp_3^s и Δp_4^s , а также Δp_I^s , Δp_{II}^s , Δp_{III}^s и Δp_{IV}^s берутся равными 0,5 от соответствующих значений Δp^s в случаях A' и D' .

На участке $a-g$ продольного сечения III (случай A') за Δp^s принимается величина нагрузки p^s на этом участке в случае C (с учетом сжимаемости воздуха; см. также примечание к 1262).

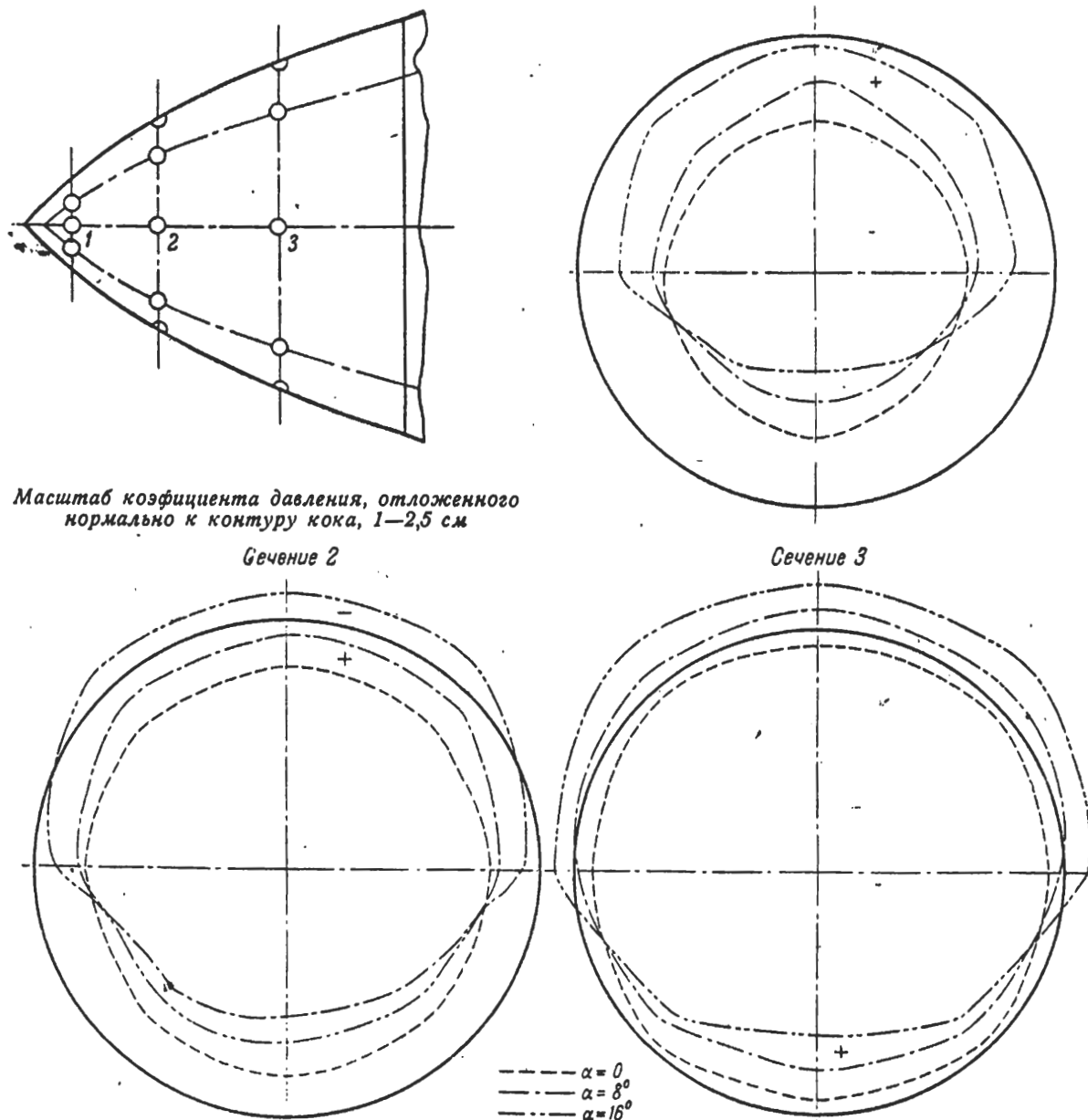
ПРИМЕЧАНИЯ: 1. Указанные величины Δp^s (приращений нагрузок) на влияние больших скоростей не пересчитываются.

2. Величины разрежений (после прибавления соответствующих значений Δp^s) больше 7 500 кг/м^2 не берутся.

1265

Коки винтов

Для обычной формы кока можно для определения нагрузки пользоваться графиком фиг. 1265.



Фиг. 1265. Распределение давления по поперечным сечениям кока

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО ПИЛОТСКИМ ФОНАРЯМ И НОСОВОЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА (штурманским кабинам)

127

Пилотские фонари

1271

Распределение нагрузки производится в соответствии с фиг. 1271, на которой:

- l_ϕ — длина фюзеляжа;
- k — длина фонаря;
- γ — угол между нормалью к поверхности фюзеляжа и касательной к образующей фонаря в его начале;
- m — расстояние фонаря от носа фюзеляжа:

$$n = 0,1 \text{ м} \quad \text{и} \quad r = 0,40 \text{ м.}$$

Значение удельных нагрузок:

$$p_1^* = 1,0 q_{\max. \max};$$

$$p_2^* = - \left(0,6 + 1,0 \cos \gamma + \frac{n_{\max}^2 G/S}{q_{\max. \max}} \right) q_{\max. \max} \text{ при } m \leq 0,1 l_\phi;$$

$$p_2^* = - (0,6 + 1,0 \cos \gamma) q_{\max. \max}$$

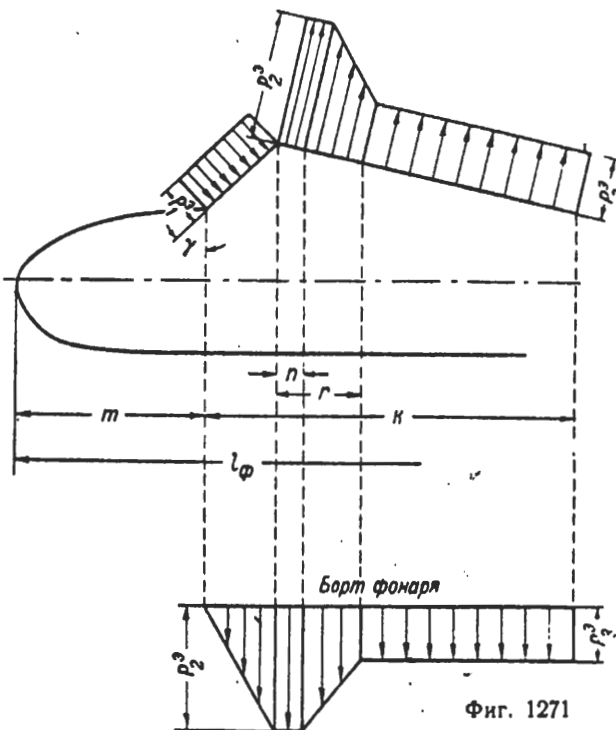
при $m \geq 0,4 l_\phi$;

$$p_3^* = - 0,6 q_{\max. \max}.$$

ПРИМЕЧАНИЯ: 1. При отрицательном значении угла γ последний принимается равным нулю.

2. При значениях m , лежащих в интервале $(0,1 + 0,4) l_\phi$, для определения p_2^* применяется линейная интерполяция между значениями, указанными выше.

3. В случае нахождения фонаря непосредственно в носовой части фюзеляжа величина максимального разрежения принимается, как указано в 1272.



Фиг. 1271

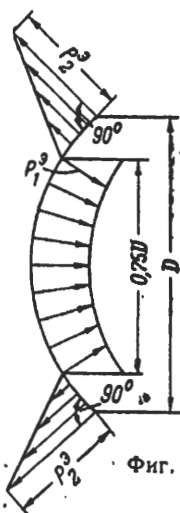
Носовая часть фюзеляжа (штурманские кабины)

1272

Распределение нагрузки производится по фиг. 1272, на которой:

$$p_1^* = 1,0 q_{\max. \max};$$

$$p_2^* = - 2,2 q_{\max. \max}.$$



Фиг. 1272

128

ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД УЧЕТА ВЛИЯНИЯ ЧИСЛА Ма

на величину и распределение аэродинамической нагрузки по капотам, моторным гондолам, пилотским фонарям и носовой части фюзеляжа (штурманским кабинам)

1281

Учет влияния больших скоростей на величину и распределение нагрузки по капотам, моторным гондолам, пилотским фонарям и носовой части фюзеляжа (штурманским кабинам) следует производить по методу, изложенному в работе С. А. Христиановича „Влияние сжимаемости воздуха на характеристики профиля“ (Труды ЦАГИ, вып. 44, для служебного пользования, 1940 г.), причем в тех случаях, когда скорость, соответствующая $q_{\max, \max}$ ($V_{\max, \max}$), превышает критическую скорость, соответствующую возникновению местных звуковых скоростей $V_{кр}$, разрешается условно распределение нагрузки производить соответственно этой критической скорости, а величины нагрузок получать умножением полученных значений $\bar{p}_{сжим}$ (см. ниже) на $q_{\max, \max}$.

Ниже дается упрощенный способ определения нагрузок с учетом влияния больших скоростей.

Определение критической скорости

Предварительно устанавливается соотношение скорости ($V_{\max, \max}$), соответствующей $q_{\max, \max}$, и скорости $V_{кр}$, соответствующей $Ma_{кр}$.

При наличии продувки по минимальной величине коэффициента давления (\bar{p}_{\min}), соответствующему максимальному разрежению на поверхности рассматриваемого агрегата, по графику фиг. 1281—I определяется $Ma_{кр}$.

Затем определяется $V_{кр} = Ma_{кр}a$, где a — скорость звука, равная приблизительно 1200 км/час.

При отсутствии продувки:

для капотов моторов воздушного охлаждения по величине \bar{p}_1^* , определяемой по отношению $\frac{r}{D}$ (см. стр. 88) и принимая, что $\bar{p}_1^* = \bar{p}_{\min}$, определяют $Ma_{кр}$ и $V_{кр}$ (фиг. 1281—I);

для капотов моторов жидкостного охлаждения $\bar{p}_{\min} = \bar{p}_1^*$ принимается равным —0,4; соответственно получается $Ma_{кр} = 0,683$ и $V_{кр} \approx 820$ км/час;

для пилотских фонарей и носовой части фюзеляжа $\bar{p}_{\min} = \bar{p}_2^* = \frac{p_2^*}{q_{\max, \max}}$ (фиг. 1271 и 1272).

Пересчет нагрузок

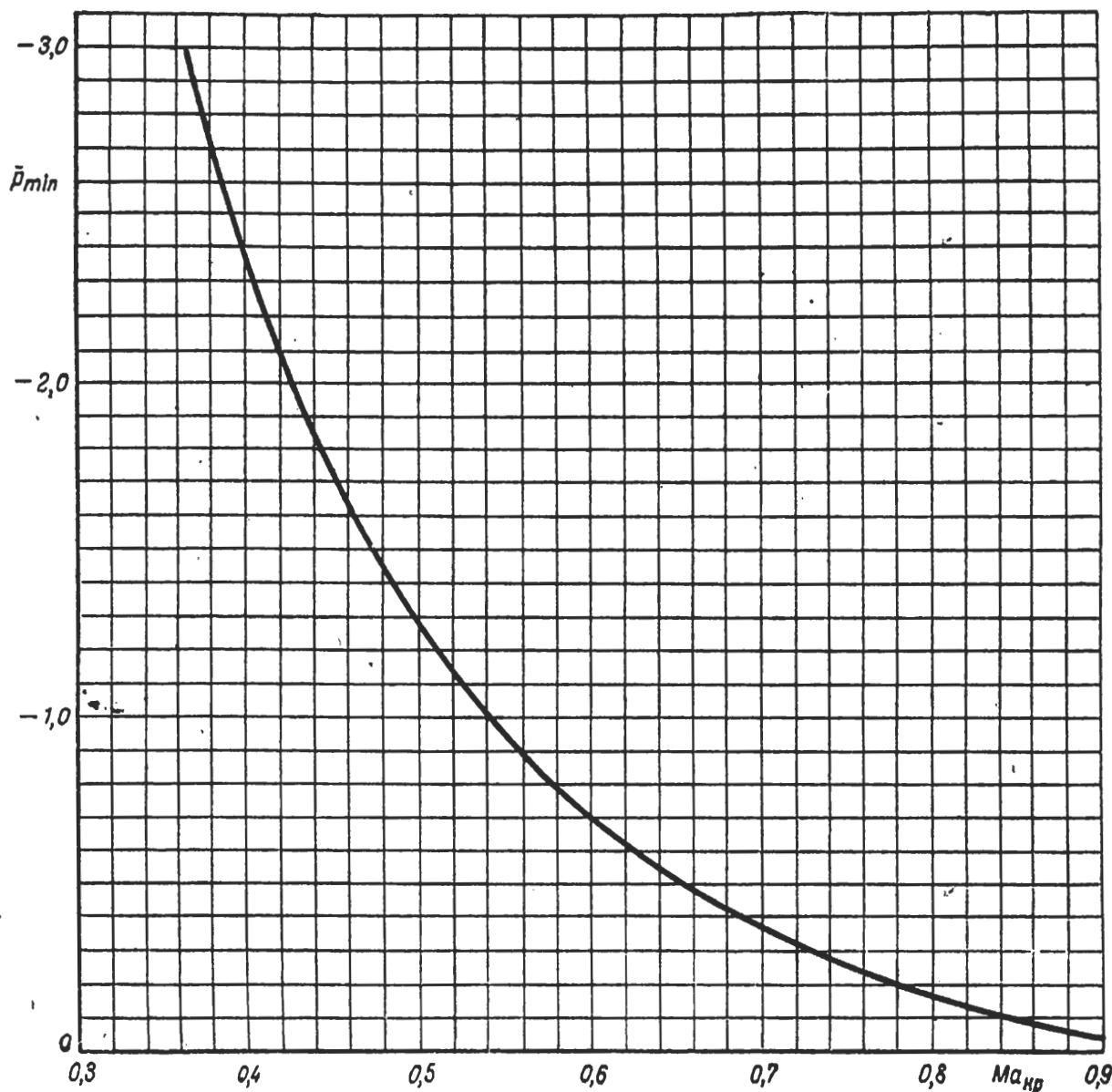
При наличии продувок пересчет нагрузок с учетом больших скоростей выполняется следующим образом.

1. Случай, когда скорость $V_{\max, \max}$ равна или меньше $V_{кр}$

Случай, когда скорость $V_{\max, \max}$ равна $V_{кр}$. Строится по данным табл. 1281 для $Ma_{кр}$ график $\bar{p}_{сжим}$ по $\bar{p}_{несжим}$ (или используется фиг. 1281—II). Затем, принимая за $\bar{p}_{несжим}$ данные, полученные из продувки, получают $\bar{p}_{сжим}$ — величину коэффициента давления с учетом больших скоростей.

Величина удельной эксплуатационной нагрузки равна $\bar{p}_{сжим} q_{\max, \max}$ [кг/м²].

Случай, когда скорость $V_{\max, \max}$ меньше $V_{кр}$. Определение нагрузок производится аналогично случаю, когда скорость $V_{\max, \max}$ равна $V_{кр}$, но график $\bar{p}_{сжим}$ по $\bar{p}_{несжим}$ берется для значения Ma , соответствующего $V_{\max, \max}$.



Фиг. 1281—I

2. Случай, когда скорость $V_{max. max}$ больше $V_{кр}$

Строится распределение нагрузки для случая, когда скорость $V_{max. max}$ равна $V_{кр}$, т. е. используются табл. 1281 и график фиг. 1281—II при $Ma_{кр}$, а величины эксплуатационных нагрузок получаются умножением $\bar{p}_{сжим}$ на $q_{max. max}$.

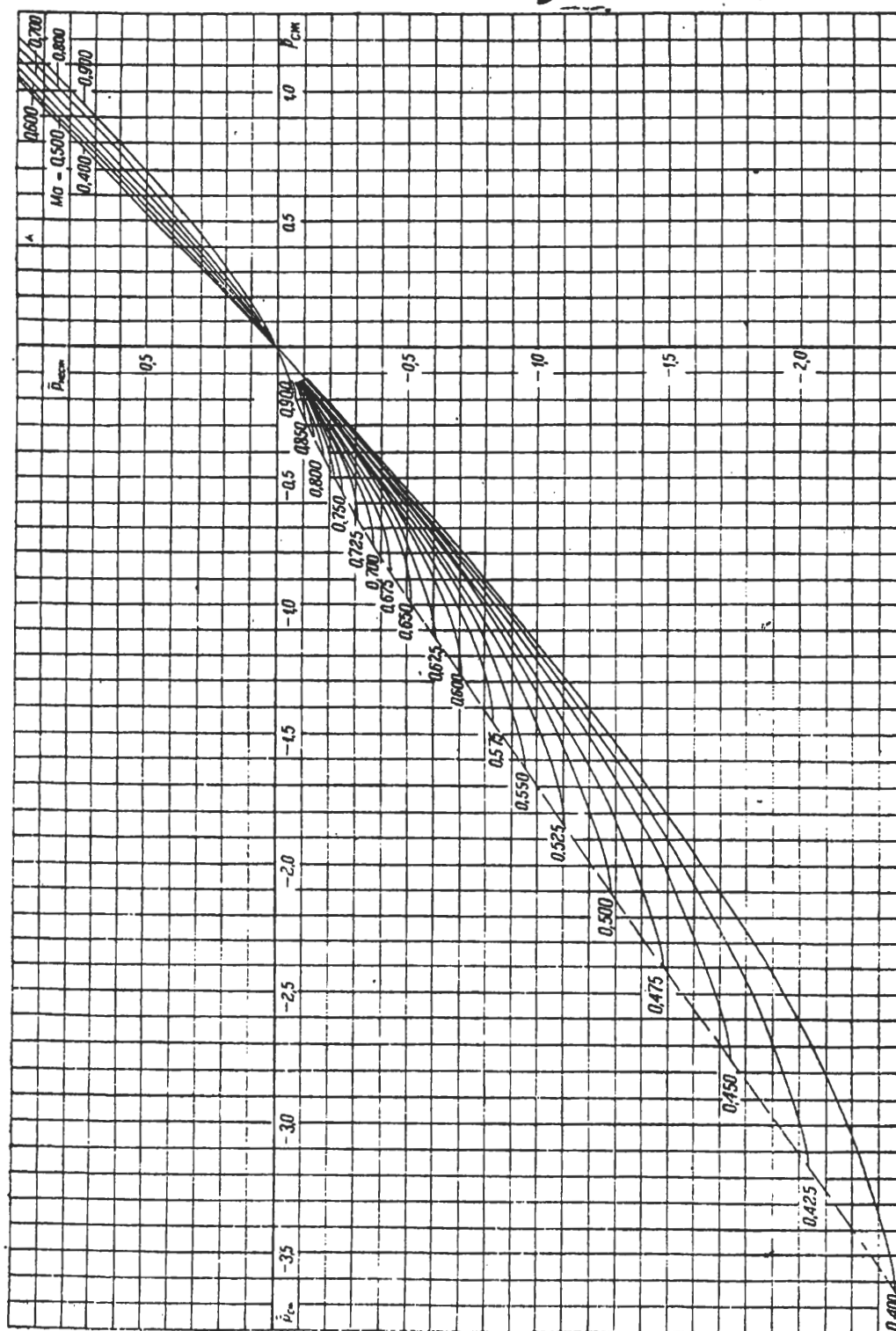
При отсутствии продувки за $\bar{p}_{несжим}$ принимаются величины \bar{p}^* , указанные в 126 и 127, соответственно для капотов моторов воздушного и жидкостного охлаждения, пилотских фонарей и носовой части фюзеляжа и соответствующие величины \bar{p}^* , определяемые в соответствии с 116-мк.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае, если значение Ma , для которого определяется величина $\bar{p}_{сжим}$, лежит между двумя соседними значениями Ma , приведенными в табл. 1281 и на графике фиг. 1281—II, допускается линейная интерполяция.

Таблица 1281

Ma = 0,4	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,25	-1,50	-1,75	-2,0	-2,37
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,04	0,787	0,532	0,273	0	-0,271	-0,555	-0,848	-1,150	-1,47	-1,810	-2,175	-2,600	-3,64
Ma = 0,425	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,25	-1,5	-1,75	-2,04	
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,045	0,792	0,536	0,273	0	-0,275	-0,567	-0,870	-1,185	-1,525	-1,905	-2,340	-3,150	
Ma = 0,450	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,25	-1,5	-1,75	-2,04	
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,05	0,798	0,540	0,275	0	-0,283	-0,583	-0,891	-1,225	-1,590	-2,035	-2,440	-3,150	
Ma = 0,475	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,25	-1,5	-1,75	-2,04	
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,06	0,803	0,546	0,2725	0	-0,293	-0,596	-0,924	-1,285	-1,715	-2,140	-2,565	-3,150	
Ma = 0,5	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,10	-0,2	-0,30	-0,4	-0,5	-0,6	-0,7	-0,8	-1,29
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,06	0,812	0,553	0,284	0	-0,1105	-0,2275	-0,328	-0,474	-0,599	-0,736	-0,873	-1,02	-1,17
Ma = 0,525	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,11				
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,07	0,815	0,5575	0,285	0	-0,305	-0,628	-0,990	-1,46	-1,85				
Ma = 0,550	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,11				
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,075	0,8215	0,5625	0,290	0	-0,313	-0,645	-1,05	-1,450					
Ma = 0,575	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,11				
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,08	0,830	0,566	0,2915	0	-0,320	-0,675	-1,135	-1,450					
Ma = 0,6	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,10	-0,2	-0,30	-0,4	-0,5	-0,55	-0,71		
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,09	0,836	0,576	0,300	0	-0,126	-0,254	-0,394	-0,541	-0,710	-0,790	-1,280		
Ma = 0,625	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,75	-1,0	-1,11				
	$\frac{P_{\text{несж}}}{P_{\text{сж}}}$	1,095	0,840	0,580	0,302	0	-0,332	-0,759	-1,135						

Ma = 0,650	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,25	-0,5	-0,515
		1,11	0,852	0,586	0,307	0	-0,353	-0,861	-0,995
Ma = 0,675	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,2	-0,3
		1,115	0,860	0,595	0,312	0	-0,140	-0,2905	-0,464
Ma = 0,7	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,2	-0,3
		1,12	0,870	0,602	0,318	0	-0,1445	-0,3095	-0,504
Ma = 0,725	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,2	-0,310
		1,13	0,879	0,612	0,327	0	-0,1475	-0,324	-0,665
Ma = 0,750	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,2	-0,25
		1,14	0,889	0,622	0,334	0	-0,156	-0,352	-0,575
Ma = 0,775	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,2	-0,219
		1,15	0,900	0,634	0,341	0	-0,1545	-0,413	-0,494
Ma = 0,8	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,125	-0,178
		1,16	0,910	0,644	0,348	0	-0,1795	-0,2485	-0,418
Ma = 0,825	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,14	
		1,175	0,920	0,650	0,360	0	-0,197	-0,35	
Ma = 0,850	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,1	-0,110	
		1,18	0,935	0,665	0,3735	0	-0,234	-0,285	
Ma = 0,875	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,079		
		1,195	0,95	0,678	0,385	0	-0,23		
Ma = 0,9	$\frac{P_{\text{несжим}}}{P_{\text{сжим}}}$	1,0	0,75	0,50	0,25	0	-0,07		
		1,2	0,956	0,694	0,394	0	-0,175		



Фиг. 1281 - II

Численный пример

1282

Для иллюстрации метода пересчета нагрузок с учетом влияния больших скоростей ниже приводится численный пример (для капота). В примере рассматриваются:

случай наличия продувки в обычной (нескоростной) трубе для случая С и при угле атаки — случай А' (случай D' и случай скольжения при $\beta = 5^\circ$ в этом отношении аналогичны случаю А', поэтому все указанное ниже для случая А' относится и к этим случаям);

случай, когда продувка заменена данными о нагрузках на капоты моторов воздушного охлаждения и жидкостного охлаждения, приведенными в 116-мк и 126.

Пересчет результатов продувки с учетом влияния
больших скоростей

Определяем по результатам продувки на распределение давления максимальную для всего капота величину разрежения, выраженную в долях скоростного напора (\bar{p}_{\min}).

Пусть в нашем случае при $\alpha = 0$ (случай С) будет $\bar{p}_{\min} = -0,40$, а при $\alpha = 8^\circ$ (пусть условно это есть случай А' для рассматриваемых примеров) будет $\bar{p}_{\min} = -0,55$ (действительное значение углов атаки в случаях А' и D' определяется в соответствии с $c_y = \frac{n^2 G}{qS}$, где n^2 — эксплуатационная перегрузка соответствующего случая, $\frac{G}{S}$ — нагрузка на 1 м^2 крыла).

По указанным значениям \bar{p}_{\min} по графику фиг. 1281—I определяем критические значения числа Маха ($Ma_{кр}$), соответствующие возникновению местных звуковых скоростей на капоте.

Находим для случая С $Ma_{кр} = 0,683$;

для случая А' $Ma_{кр} = 0,640$.

Значения скоростей $V_{кр}$, соответствующие этим величинам $Ma_{кр}$, будут $0,683a$ и $0,640a$ (здесь a — скорость звука, равная приблизительно 1200 км/час).

Таким образом, $V_{кр С} = 820 \text{ км/час}$; $V_{кр А'} = 768 \text{ км/час}$.

Дальнейший ход пересчета зависит от соотношения скорости, соответствующей $q_{\max.\max}$, т. е. $V_{\max.\max}$ и скорости $V_{кр}$.

Рассмотрим возможные случаи соотношений этих скоростей.

$$1. V_{\max.\max} \leq V_{кр}$$

Пусть в нашем случае $V_{\max.\max} = 720 \text{ км/час}$ ($q_{\max.\max} = 2500 \text{ кг/м}^2$). Пересчет нагрузок с учетом влияния больших скоростей может быть произведен при помощи графика фиг. 1281—II (или табл. 1281).

Находим число Ма, соответствующее скорости $V_{\max.\max}$; получим значение

$$Ma = \frac{720}{1200} = 0,600.$$

Для данного значения Ма, принимая за $\bar{p}_{\text{несжим}}$ коэффициенты давления, полученные из продувки, получаем по графику фиг. 1281—II величины $\bar{p}_{\text{сжим}}$, учитывающие влияние больших скоростей. Величины эксплуатационных нагрузок получаем умножением $\bar{p}_{\text{сжим}}$ на $q_{\max.\max}$. Так, величины \bar{p}_{\min} в случаях С и А'

(являющиеся $\bar{p}_{\text{несжим}}$), равные соответственно $-0,40$ и $-0,55$, с учетом влияния больших скоростей дадут значения $\bar{p}_{\text{сжим}}$, равные $-0,54$ и $-0,79$; соответствующие удельные эксплуатационные нагрузки будут:

$$-0,54 q_{\text{тах.тах}} = -0,54 \times 2500 = -1350 \text{ кг/м}^2;$$

$$-0,79 q_{\text{тах.тах}} = -0,79 \times 2500 = -1980 \text{ кг/м}^2.$$

Аналогично пересчитываем с учетом влияния больших скоростей величины коэффициентов давления (как разрежения, так и давления) во всех точках капота (величины внутреннего давления заданы в нормах прочности без учета влияния больших скоростей). Для какой-либо произвольной точки капота, у которой согласно продувке $\bar{p} = -0,20$ (принимая эту величину за $\bar{p}_{\text{несжим}}$), находим $\bar{p}_{\text{сжим}} = -0,254$ и удельную эксплуатационную нагрузку равной $-0,254 \times 2500 = -635 \text{ кг/м}^2$.

Для точки капота с $\bar{p}_{\text{несжим}} = 0,5$ получим $\bar{p}_{\text{сжим}} = 0,576$ и удельную эксплуатационную нагрузку $0,576 \times 2500 = 1440 \text{ кг/м}^2$.

2. $V_{\text{тах.тах}} > V_{\text{кр}}$

Пусть в нашем случае $V_{\text{тах.тах}} = 1000 \text{ км/час}$ ($q_{\text{тах.тах}} = 4800 \text{ кг/м}^2$). Принимая за $\bar{p}_{\text{несжим}}$ величины \bar{p} , взятые из продувки, определяем $\bar{p}_{\text{сжим}}$ для вычисленных выше значений $V_{\text{кр}}$ (т. е. для $V_{\text{кр}} = 820 \text{ км/час}$ при $Ma_{\text{кр}} = 0,683$ — для случая С и для $V_{\text{кр}} = 768 \text{ км/час}$ при $Ma_{\text{кр}} = 0,640$ — для случая А').

Для выбранных нами точек, в которых $\bar{p}_{\text{несжим}}$ равны $-0,40$ в случае С и $-0,55$ в случае А', интерполируя находим:

$$\bar{p}_{\text{сжим}} = -0,82 \text{ и } \bar{p}_{\text{сжим}} = -1,05.$$

Величины удельных эксплуатационных нагрузок получаем умножением полученных значений $\bar{p}_{\text{сжим}}$ на $q_{\text{тах.тах}}$; соответствующие величины удельных эксплуатационных нагрузок будут: $-0,82 \times 4800 = -3940 \text{ кг/м}^2$ и $-1,05 \times 4800 = -5040 \text{ кг/м}^2$. Аналогичным образом подсчитываем нагрузки и для других точек капота. Так, для произвольной точки капота, в которой $\bar{p}_{\text{несжим}} = -0,20$ (в случае С), получим $\bar{p}_{\text{сжим}} = -0,30$, пользуясь значением $Ma = 0,683$, и удельную эксплуатационную нагрузку $\bar{p}_{\text{сжим}} = -0,30 \times 4800 = -1440 \text{ кг/м}^2$.

Этот случай отличается от предыдущего тем, что величины $\bar{p}_{\text{сжим}}$ определяются по величинам Ma не для значения, соответствующего скорости $V_{\text{тах.тах}}$, а для значений Ma , соответствующих наступлению местных звуковых скоростей на капоте (т. е. для $Ma_{\text{кр}} = 0,683$ для случая С и $Ma_{\text{кр}} = 0,640$ для случая А').

Пересчет нагрузок на капоты, задаваемых нормами прочности взамен продувок

Расчет в этом случае производится аналогично предыдущему случаю (пересчет результатов продувки), причем в случае капотов моторов воздушного охлаждения величина коэффициента давления \bar{p}_{min} берется равной \bar{p}^* , определяемой согласно 1261 в зависимости от величины $\frac{r}{D}$, а в случае капотов моторов жидкостного охлаждения \bar{p}_{min} берется равным $-0,40$. За $\bar{p}_{\text{несжим}}$ соответственно принимаются величины \bar{p}^* , определяемые согласно графикам фиг. 1261-I и 1261-II, а также соответствующие величины внутреннего давления.

ПРИМЕЧАНИЕ. Так как величины Δp^* при применении вышеуказанных графиков не требуют пересчета на влияние больших скоростей, то все пересчеты ведутся лишь для случая С, а нагрузки в случаях А', D' и скольжения получаются суммированием нагрузок случая С с соответствующими величинами Δp^* .

УРАВНОВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА

13

ПОЛЕТНЫЕ СЛУЧАИ

131

Во всех нижеприведенных фигурах приняты следующие обозначения:

1310

- 1 — центр давления крыла в определенном расчетном случае;
- 2 — центр тяжести самолета;
- 3 — центр давления горизонтального оперения;
- 4 — центр давления вертикального оперения;
- 5 — точка приложения тяги винтов;
- 6 — точка приложения равнодействующей силы лобового сопротивления самолета.

СЛУЧАИ, ПРИ КОТОРЫХ ИМЕЕТСЯ РАВНОВЕСИЕ МОМЕНТОВ ВОЗДУШНЫХ СИЛ

Сюда относятся полетные случаи А, А', С, D и D'. Уравновешивающая нагрузка на горизонтальное оперение определяется из условия равновесия моментов воздушных сил:

1311

$$P_{г.о(уравн)} = m_x q S \frac{l'}{L_{г.о}}$$

Подъемная сила самолета определяется как алгебраическая сумма воздушных нагрузок, действующих на крыло и горизонтальное оперение. Массовые силы, действующие в обратном подъемной силе направлении на каждую часть самолета, определяются в соответствии с перегрузкой самолета:

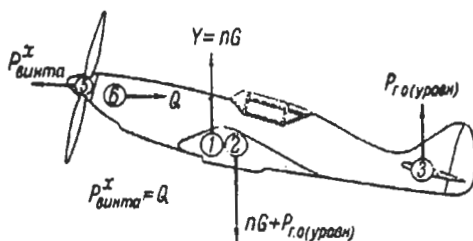
$$n = \frac{P_{г.о(уравн)}}{G}$$

где n — перегрузка крыла;

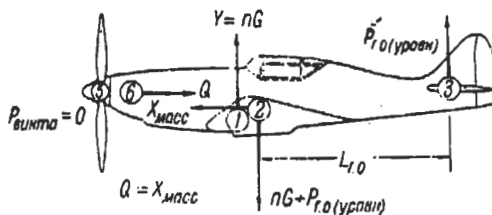
$P_{г.о(уравн)}$ — уравновешивающая нагрузка на горизонтальное оперение (берется со своим знаком);

G — полетный вес самолета.

Лобовые силы, действующие на самолет или на какую-либо часть его, уравновешиваются либо силами тяги винтов, либо массовыми силами, либо теми и другими силами одновременно.

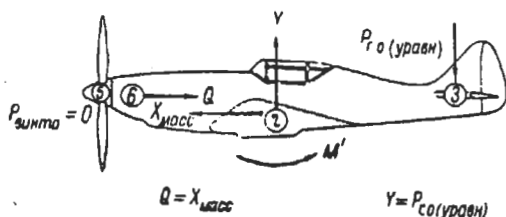


Фиг. 1311—I



Фиг. 1311—II

Так как полетные случаи норм прочности предусматривают либо скорости, равные или близкие к $V_{0\max}$ (случаи А и D), при которых тяги винтов сравнительно велики, либо скорости, равные $V_{0\max, \max}$ (случаи А', В, С и D'), при которых, наоборот, тяги винтов очень малы (или равны нулю), то для упрощения расчетов можно принять, что в первом случае лобовые силы полностью уравновешиваются компонентом тяги винтов в направлении полета



Фиг. 1311—III

($P_x = Q$), а во втором случае полностью уравновешиваются массовыми силами ($X_{\text{масс}} = Q$).

В первом случае условно принимается, что компонент тяги винтов в направлении подъемной силы (P_y) равен нулю. На фиг. 1311—I, 1311—II и 1311—III представлены схемы уравновешивания самолета в случаях А, А' и С (в случае С

фиг. 1311—III подъемная сила Y условно перенесена в центр тяжести, момент M' также берется относительно центра тяжести).

СЛУЧАИ, ПРИ КОТОРЫХ НЕТ РАВНОВЕСИЯ МОМЕНТОВ ВОЗДУШНЫХ СИЛ

1312

Уравновешивание самолета относительно поперечной оси

К этим случаям относятся:

Случай В. В этом случае имеется статически неуравновешенная нагрузка на горизонтальное оперение ΔP_B .

Случай маневренной нагрузки на горизонтальное оперение, определяемой по формуле:

$$P^3 = \pm \frac{1}{3} n_A^3 \frac{G}{S} S_{г.о.}$$

Случай полета в неспокойном воздухе — нагружение горизонтального оперения при болтанке.

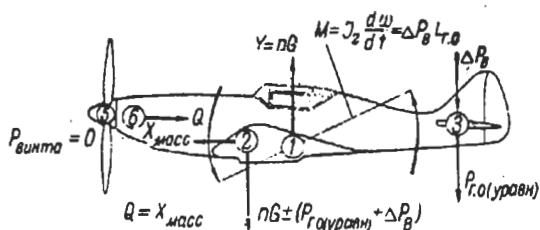
В случае В дополнительно учитываются инерционные нагрузки за счет вращения самолета относительно поперечной оси с угловым ускорением:

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{\Delta P_B L_{г.о.}}{J_z},$$

где ΔP_B — дополнительная (маневренная) нагрузка на горизонтальное оперение в случае В;

$L_{г.о.}$ — расстояние от центра давления горизонтального оперения до центра тяжести самолета;

J_z — момент инерции самолета относительно поперечной оси.



Фиг. 1312

Кроме того, имеются силы инерции поступательного движения в направлении, противоположном силе ΔP_B .

Таким образом, суммарная массовая сила, действующая на какую-либо часть самолета, будет:

$$P_i = G_i \left(n \pm \frac{P_{г.о. (уравн)} + \Delta P_B}{G} \pm \frac{x}{g} \frac{d\omega_z}{dt} \right),$$

где G_i — вес части самолета;

x — расстояние от поперечной оси самолета.

На фиг. 1312 показана схема уравновешивания самолета в случае В.

Аналогично определяются массовые силы в случае нагрузки на горизонтальное оперение от неспокойного воздуха.

В этом случае в вышеприведенных формулах вместо ΔP_B надо подставить $Y_{н.в.}$ — дополнительную нагрузку на горизонтальное оперение от неспокойного воздуха.

В случае маневренной нагрузки, определенной по формуле:

$$P^3 = \pm \frac{1}{3} n_A^3 \frac{G}{S} S_{г.о.}$$

условно принимается, что подъемная сила крыла равна по величине и обратна по знаку указанной выше нагрузке P^0 . Равновесие относительно оси Oz достигается приложением инерционных сил вращательного движения, как указано выше.

Уравновешивание самолета относительно продольной оси

1313

Предусмотренные нормами прочности случаи несимметричной нагрузки относительно продольной оси самолета различаются по следующим признакам:

К первой группе расчетных случаев относятся такие, где принимается, что несимметричность нагрузки заключается только в уменьшении нагрузки на одном из крыльев (на одной из половин горизонтального оперения) на определенный процент, в то время как на другом крыле величина нагрузки остается неизменной, закон же распределения нагрузки по хорде и по размаху остается неизменным на обоих крыльях.

Такого рода несимметрия нагрузки предусматривается в случаях А, А' и В.

Уравновешивание производится силами инерции поступательного и вращательного движения, при этом, как указывается в нормах, разрешается не учитывать силы инерции вращательного движения крыла и считать, что момент вследствие несимметрии нагрузки уравновешивается моментом сил инерции фюзеляжа.

Такое условное, идущее в запас прочности допущение вводится для расчета элементов средней части (до хвостовой части) фюзеляжа, считая среднюю часть закрепленной у хвостовой части, и для узлов крепления крыла к фюзеляжу.

Следует отметить, что несмотря на то, что в нормах прочности задается довольно значительная несимметрия нагрузок на крыло — 30% для фигурных самолетов и 20% для остальных, — момент инерции крыла относительно продольной оси настолько значительно превосходит момент инерции фюзеляжа, что в основном почти весь момент вследствие несимметрии нагрузки воспринимается конструкцией крыла, а на указанные выше элементы конструкции фюзеляжа приходится незначительная нагрузка. Так как рассчитанные на такие нагрузки указанные элементы фюзеляжа получаются конструктивно неприемлемых размеров, а, наоборот, элементы, рассчитанные на прочность при пренебрежении разгрузкой силами инерции вращательного движения крыла, получаются конструктивно приемлемыми, то расчет без учета разгрузки от крыла может быть в большинстве случаев рекомендован.

Что касается случая несимметричного нагружения горизонтального оперения, то вследствие того, что момент несимметричной нагрузки приложен к хвостовой части фюзеляжа, последний можно считать закрепленным у крыльев.

Ко второй группе относится несимметричное нагружение крыла вследствие отклонения элеронов (случай L_A). Этот случай характерен тем, что в нем имеется несимметрия нагрузки не только по величине, но и по ее распределению по хорде и по размаху.

В случае L_A нагрузка от элерона вызывает кренящий момент (M_x) относительно продольной оси самолета, который уравновешивается аэродинамическим моментом (M_{ω_x}), возникающим на крыле вследствие вращения последнего с угловой скоростью ω_x , и моментом от инерционных сил. Значение ω_x определяется из условия:

$$M_x - M_{\omega_x} - J_x \frac{d\omega_x}{dt} = 0; \quad \frac{d\omega_x}{dt} = 6 \left[\frac{1}{\text{сек}^2} \right].$$

Практически уравновешивание производится следующим образом:

Принимается, что эффект опущенного и поднятого элерона одинаков, и рассматривается только одно крыло. Подсчитывается нагрузка от элерона по правилам, изложенным в 1216. Определяется момент от этой нагрузки относительно оси симметрии крыла, который будет равен половине момента крена M_x .

Задается $\omega_x = 1 \left[\frac{1}{\text{сек}} \right]$, строится распределение погонной нагрузки на полуразмахе крыла от вращения согласно 1217.

Определяется момент от этой нагрузки для крыла относительно оси симметрии, который будет равен $0,5 M_{\omega_x=1}$.

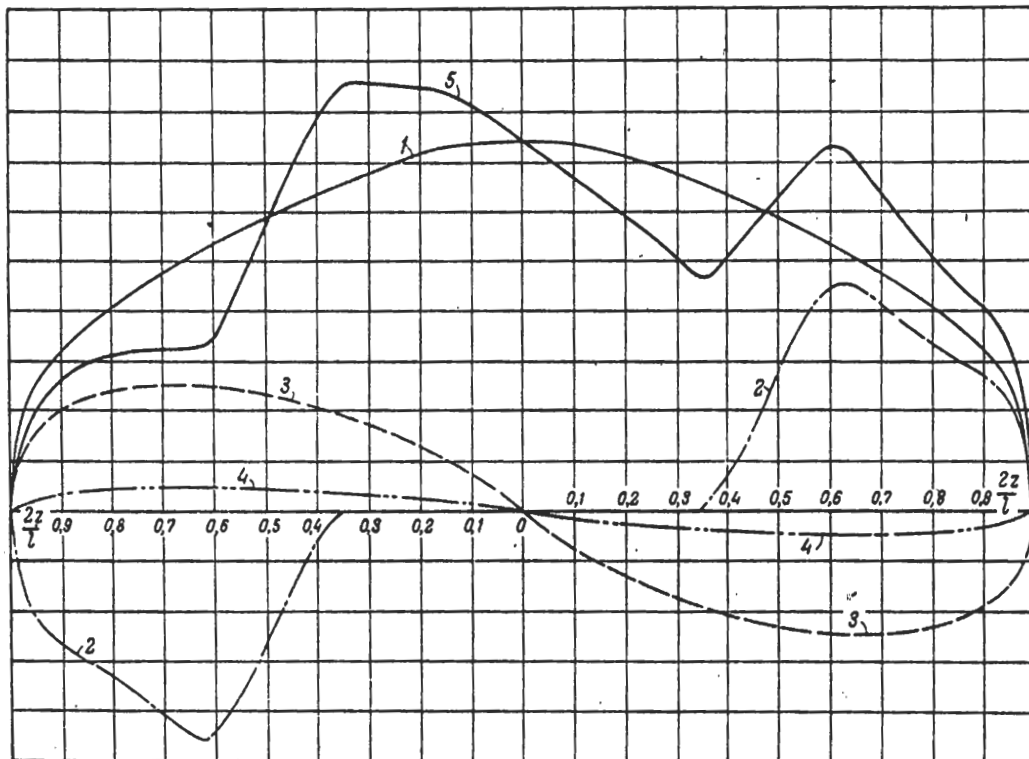
Значение ω_x , необходимое для уравновешивания, определяется по формуле:

$$\omega_x = \frac{M_x - J_x \frac{d\omega_x}{dt}}{M_{\omega_x=1}}$$

Ординаты погонной нагрузки по крылу от вращения при $\omega_x = 1$ умножают на значение

$$\omega_x = - \frac{M_x - J_x \frac{d\omega_x}{dt}}{M_{\omega_x=1}}$$

и получают окончательную величину и распределение уравновешивающей нагрузки.



Фиг. 1313. 1—основная нагрузка случая L_A ; 2—дополнительная нагрузка от элеронов; 3—нагрузка от вращения самолета; 4—нагрузка от массовых сил при вращении $\left(\frac{d\omega_x}{dt} = 6 \left[\frac{1}{\text{сек}^2} \right] \right)$; 5—суммарная аэродинамическая нагрузка (массовые силы не включаются)

На фиг. 1313 показаны аэродинамические нагрузки, действующие на крыло в случае L_A .

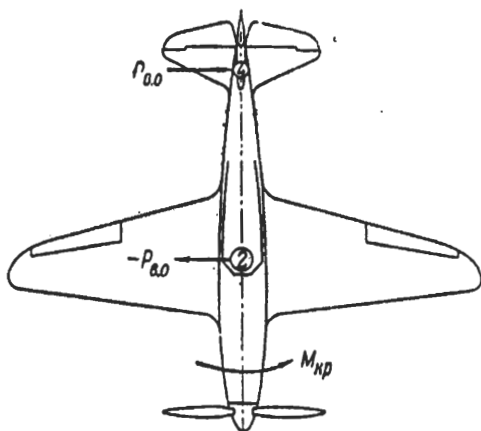
1314

Уравновешивание самолета относительно вертикальной оси

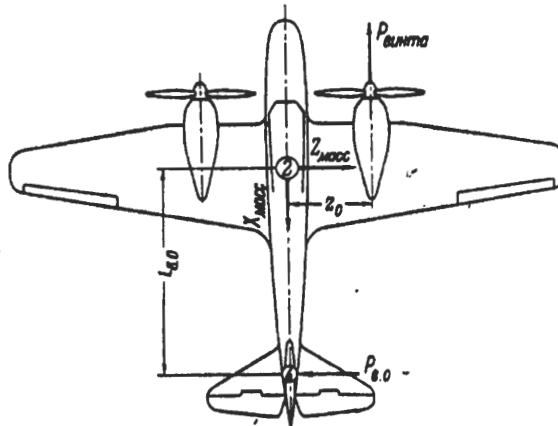
Нагрузки на вертикальное оперение, задаваемые нормами, являются статически неуравновешенными, за исключением случая действия рулями ($P^3 = \pm 0,37 q_{\max} S_{\text{в.о.}}$), при котором считается, что как силы, так и моменты статически уравновешены аэродинамическим моментом крыльев $M_{\text{кр}}$ в их плоскости и воздушной нагрузкой, равнодействующая которой принимается проходящей через центр тяжести самолета и параллельной нагрузке вертикального оперения (фиг. 1314—1).

По способу уравновешивания этих нагрузок расчетные случаи разделяются на две группы:

1. Случай, при которых имеется статическое равновесие моментов относительно вертикальной оси, но статическое равновесие сил (равенство нулю суммы проекций сил на продольную и поперечную оси) отсутствует.



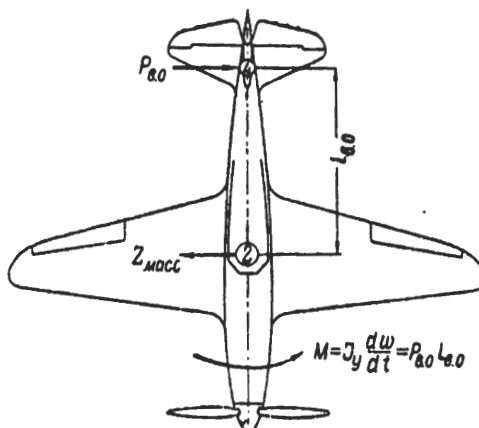
Фиг. 1314—I



Фиг. 1314—II

Сюда относится случай нагружения вертикального оперения от остановки моторов, находящихся по одну сторону от плоскости симметрии самолета (фиг. 1314—II).

2. Все остальные расчетные случаи, при которых нет ни равенства нулю суммы проекций сил на соответствующие оси, ни равенства нулю суммы моментов внешних сил.



Фиг. 1314—III

Для динамического уравновешивания самолета в первом случае надо прикладывать только силы инерции поступательного движения (фиг. 1314—II), во втором же случае—силы инерции поступательного и вращательного движения (фиг. 1314—III).

ПОСАДОЧНЫЕ СЛУЧАИ

Во всех случаях посадки на самолет действуют следующие силы:

Воздушная сила; ее равнодействующая, равная $0,75 G$, может быть принята условно проходящей через центр тяжести самолета и направленной вертикально вверх.

Реакции земли в соответствии с перегрузкой и положением самолета в рассматриваемом случае.

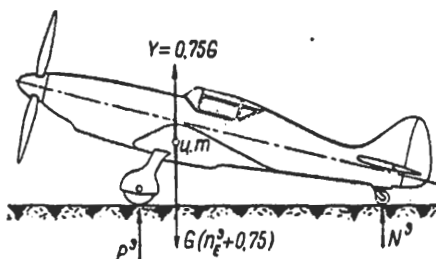
Массовые силы, уравнивающие самолет в целом.

Ниже приводятся схемы уравнивания самолета в различных посадочных случаях с указаниями о допустимых упрощениях при уравнивании.

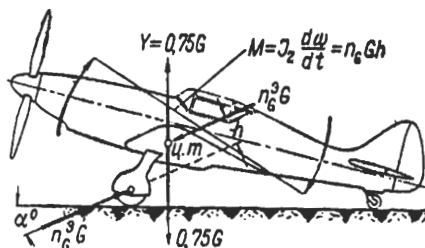
1321

Случай Е_ш. Посадка на три точки (фиг. 1321)

Равновесие достигается приложением массовых сил поступательного движения (см. дополнительное замечание 1327).



Фиг. 1321



Фиг. 1322

1322

Случай G_ш. Передний удар в оба колеса (фиг. 1322)

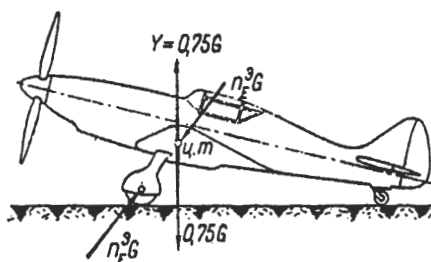
Инерционные силы поступательного движения крыла и фюзеляжа приложены в направлении, обратном реакции земли.

Инерционные силы вращательного движения крыла (при отсутствии моторов на крыле) относительно оси O_z разрешается заменять парой сил в узлах крепления крыла с фюзеляжем.

1323

Случай Е_ш + G_ш. Посадка на три точки с одновременным передним ударом (фиг. 1323)

Равновесие в этом случае достигается приложением инерционных сил поступательного движения, так как реакция земли проходит через центр тяжести самолета.



Фиг. 1323

1324

Случаи R_{1ш} и R_{2ш}. Посадка на три точки с одновременным боковым ударом в оба колеса и разворот при рулежке

Равновесие самолета достигается:

Относительно оси O_z, как указано в случае Е_ш.

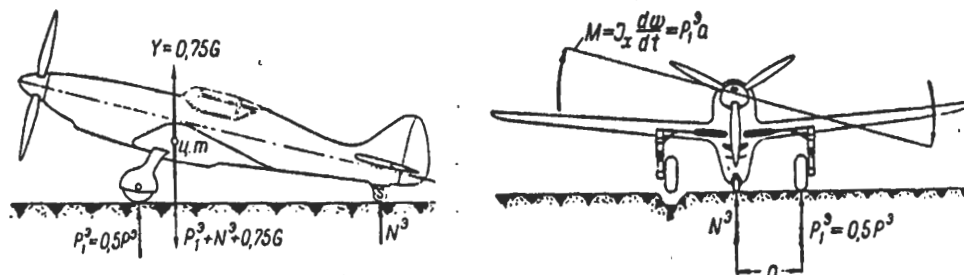
Относительно оси O_x приложением инерционных сил вращательного движения крыла. Инерционные силы вращательного движения фюзеляжа и оперения разрешается заменять парой сил в узлах крепления крыла к фюзеляжу.

Относительно оси O_y—парой сил в узлах крепления крыла с фюзеляжем.

Случай $E_{ш}$ (несимметричный). Посадка на одно колесо (фиг. 1325)

1325

Уравновешивание самолета в этом случае производится так, как указано в случаях $E_{ш}$, $R_{1ш}$ и $R_{2ш}$ (см. 1321 и 1324).

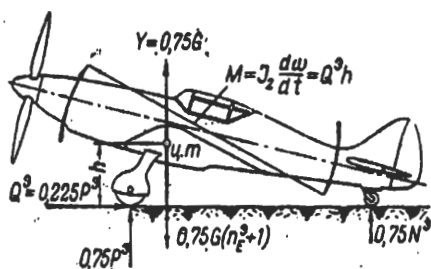


Фиг. 1325

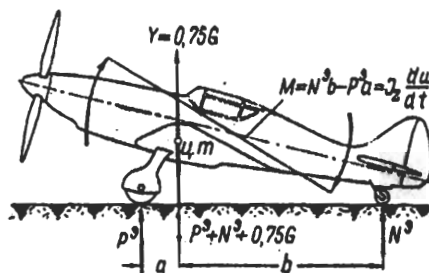
Случай $T_{ш}$. Посадка с торможением (фиг. 1326)

1326

Равновесие моментов относительно оси Oz достигается приложением инерционных сил вращательного движения, как указано в случае $G_{ш}$.



Фиг. 1326



Фиг. 1327

Дополнительное замечание к случаю $E_{ш}$

1327

На фиг. 1327 приведена схема, которой можно пользоваться для уравновешивания в случае $E_{ш}$, если эксплуатационные перегрузки шасси и костыля из расчета их амортизации получаются разные.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормы прочности сухопутных самолетов 1941 г.

Стр. №

Основные обозначения	3	31100
О случаях расчета и испытаний и их обозначении	5	31110
Определение расчетных перегрузок и коэффициентов безопасности	—	31120
Классификация самолетов и выбор максимальной эксплуатационной перегрузки	6	31130
Вес самолета	7	31140
Определение скоростного напора пикирования и планирования ($q_{\text{пик. макс}}$)	—	31150
Крылья	8	31160-к
Механизированные крылья	11	31160-км
Крыло с концевыми предкрылками	—	31160-кмп
Крыло с тормозными щитками	12	31160-кнт
Крыло с концевыми предкрылками и с тормозными щитками	14	31160-кмнт
Крыло со щитками-закрылками	—	31160-кнщ
Нагрузки элементов механизированного крыла	—	31160-кнэ
Распределение нагрузки	15	31160-кр
Распределение нагрузки по размаху крыла	—	31160-крр
Распределение нагрузки по хорде крыла	—	31160-крх
Нервюры	—	31160-кн
Элероны	16	31160-кэ
Флаптер и реверс	—	31160-кф
Хвостовое оперение	17	31160-х
Однокильевое оперение	—	31160-х1
Горизонтальное оперение	—	31160-х1г
Вертикальное оперение	18	31160-х1в
Одновременная нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперение	20	31160-х1гв
Двухкильевое оперение	—	31160-х2
Горизонтальное оперение	—	31160-х2г
Вертикальное оперение	21	31160-х2в
Одновременная нагрузка на горизонтальное и вертикальное оперение	22	31160-х2гв
Флаптер хвостового оперения	—	31160-хф
Балансиры хвостового оперения и элеронов	—	31160-б
Шасси и амортизация	23	31160-ш
Шасси нормальной схемы	—	31160-шн
Воспринимаемая работа и требования к амортизационной системе	—	31160-шна
Главные колеса	25	31160-шнг
Хвостовое колесо или костыль	28	31160-шнх
Трехколесное шасси	29	31160-ш3
Воспринимаемая работа и требования к амортизационной системе	—	31160-ш3а
Главные колеса	31	31160-ш3г
Носовое колесо	32	31160-ш3н
Хвостовая предохранительная опора	33	31160-ш3х
Механизм подъема шасси	—	31160-шм
Щитки шасси	34	31160-шщ
Моторная установка	—	31160-м
Моторные gondолы и капоты	36	31160-мк
Фюзеляж	38	31160-ф
Пилотские фонари и носовая часть фюзеляжа (штурманские кабины)	39	31160-фп
Управление	—	31160-у
Детали самолета	41	31160-д
Предварительная затяжка	42	31160-з
Особые случаи	—	31170

Распределение аэродинамической нагрузки

Основные обозначения	43	31200
Распределение аэродинамической нагрузки по крылу	45	31210
Распределение аэродинамической нагрузки по крыльям биплана	76	31220
Распределение аэродинамической нагрузки по механизированному крылу	77	31230
Распределение аэродинамической нагрузки по элерону	83	31240
Распределение аэродинамической нагрузки по хвостовому оперению	84	31250-х
Однокильевое оперение	—	31250-х1
Двухкильевое оперение	86	31250-х2
Распределение аэродинамической нагрузки по капотам и моторным gondолам	88	31260
Распределение нагрузки по пилотским фонарям и носовой части фюзеляжа (штурманским кабинам)	93	31270
Приближенный метод учета влияния числа Ма на величину и распределение аэродинамической нагрузки по капотам, моторным gondолам, пилотским фонарям и носовой части фюзеляжа (штурманским кабинам)	94	31280
Уравновешивание самолета	101	31300