

Руководство для конструкторов

Том 1. Аэродинамика. Гидромеханика.
Прочность. Часть 2

УДК 656
ББК 39.1
Р85

Р85 Руководство для конструкторов: Том 1. Аэродинамика. Гидромеханика. Прочность. Часть 2 / – М.: Книга по Требованию, 2023. – 518 с.

ISBN 978-5-519-50378-5

В книге собраны результаты исследований ЦАГИ, направленных на улучшение летно-технических характеристик боевых самолетов, повышение их прочности и живучести, теоретических исследований по аэродинамике крыла и винта, явления штопора, проблем устойчивости и управляемости самолета, аэроупругости и флаттера, гидродинамики судов, эффективности гребных винтов и др.

ISBN 978-5-519-50378-5

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2023
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2023

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

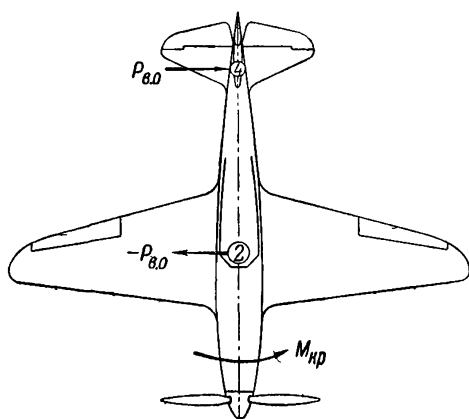
Уравновешивание самолета относительно вертикальной оси

31314

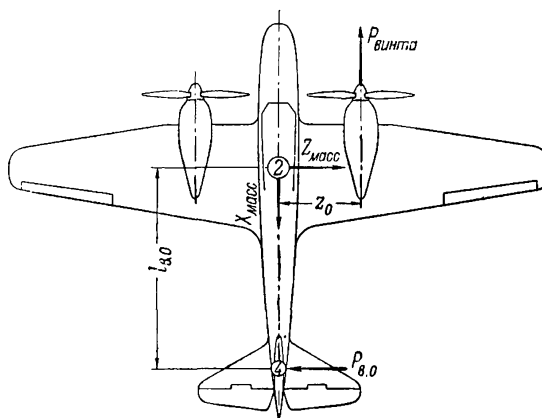
Нагрузки на вертикальное оперение, задаваемые нормами, являются статически неуравновешенными, за исключением случая действия рулями ($P^a = \pm 0,37 q_{\max} S_{в.о.}$), при котором считается, что как силы, так и моменты статически уравновешены аэродинамическим моментом крыльев $M_{кр}$ в их плоскости и воздушной нагрузкой, равнодействующая которой принимается проходящей через центр тяжести самолета и параллельной нагрузке вертикального оперения (фиг. 31314—I).

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.



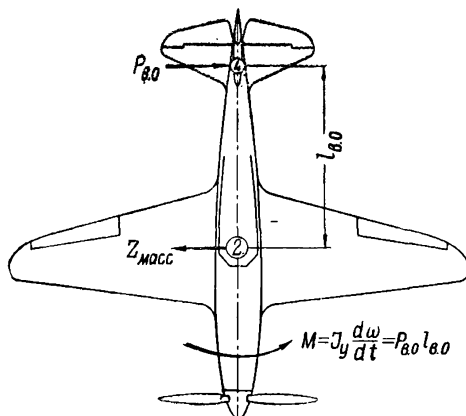
Фиг. 31314—I



Фиг. 31314—II

Сюда относится случай нагружения вертикального оперения от остановки моторов, находящихся по одну сторону от плоскости симметрии самолета (фиг. 31314—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. 31314—III

Для динамического уравновешивания самолета в первом случае надо прикладывать только силы инерции поступательного движения (фиг. 31314—II), во втором же случае — силы инерции поступательного и вращательного движения (фиг. 31314—III).

31320

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.

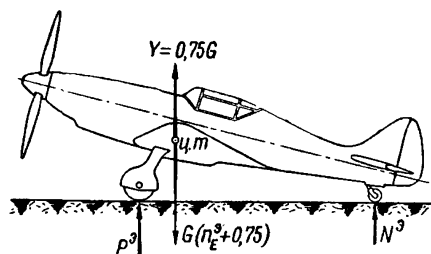
31320-шн

ШАССИ НОРМАЛЬНОЙ СХЕМЫ

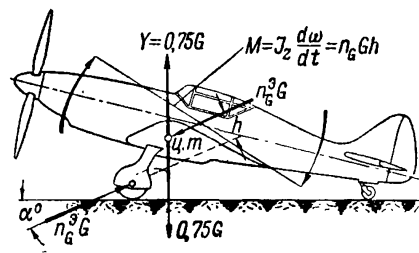
31321-шн

Случай Е_ш. Посадка на три точки (фиг. 31321-шн)

Равновесие достигается приложением массовых сил поступательного движения (см. дополнительное замечание 31327-шн).



Фиг. 31321-шн



Фиг. 31322-шн

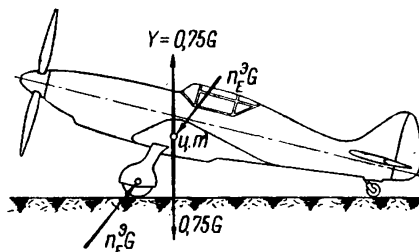
31322-шн

Случай Г_ш. Передний удар в оба колеса (фиг. 31322-шн)

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 Oz разрешается заменять парой сил в узлах крепления крыла с фюзеляжем.

31323-шн

Случай Е_ш + Г_ш. Посадка на три точки с одновременным передним ударом (фиг. 31323-шн)

Фиг. 31323-шн

Равновесие в этом случае достигается приложением инерционных сил поступательного движения, так как реакция земли проходит через центр тяжести самолета.

Случай $R_{1ш}$ и $R_{2ш}$. Посадка на три точки с одновременным боковым ударом в оба колеса и разворот при рулежке 31324-шн

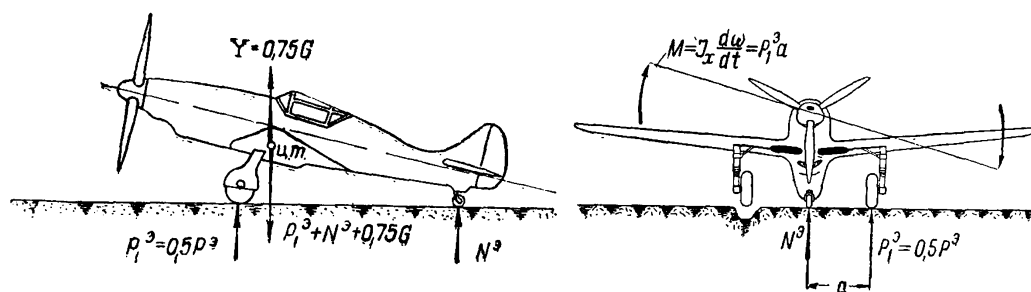
Равновесие самолета достигается:

- относительно оси Oz , как указано в случае $E_{ш}$;
- относительно оси Ox 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 Oy — парой сил в узлах крепления крыла с фюзеляжем.

Случай $E_{ш}$ (несимметричный). Посадка на одно колесо (фиг. 31325-шн)

31325-шн

Уравновешивание самолета в этом случае производится так, как указано в случаях $E_{ш}$, $R_{1ш}$ и $R_{2ш}$ (см. 31321-шн и 31324-шн).

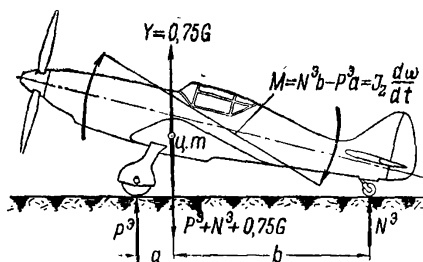


Фиг. 31325-шн*

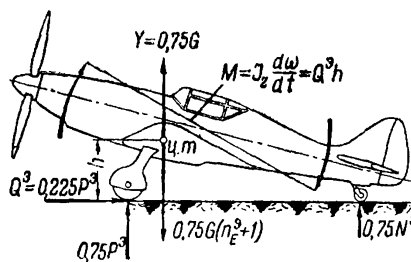
Случай $T_{ш}$ Посадка с торможением (фиг. 31326-шн)

31326-шн

Равновесие моментов относительно оси Oz достигается приложением инерционных сил вращательного движения, как указано в случае $G_{ш}$.



Фиг. 31326-шн



Фиг. 31327-шн

Дополнительное замечание к случаю $E_{ш}$

31327-шн

На фиг. 31327-шн приведена схема, которой можно пользоваться для уравновешивания в случае $E_{ш}$, если эксплуатационные перегрузки шасси и костыля из расчета их амортизации получаются разные.

31320-ш3

ТРЕХКОЛЕСНОЕ ШАССИ

31320-ш3г

ГЛАВНЫЕ КОЛЕСА

31321-ш3г

Случай Е_ш. Посадка на три точки

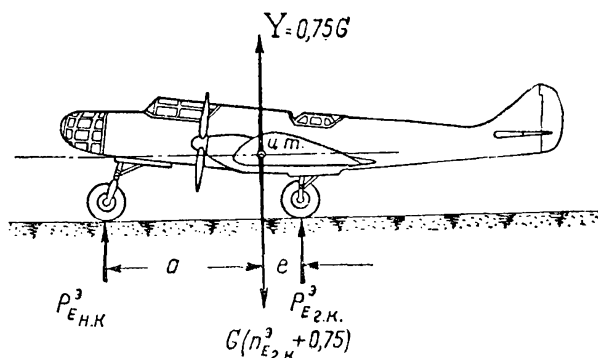
Если работа как для главных, так и для носового колес вычисляется, исходя из одного и того же приведенного компонента вертикальной скорости

$$V_y = \sqrt{0,4V_{\text{пос}} + 0,01 G^{0,5} - 2,0}$$

или

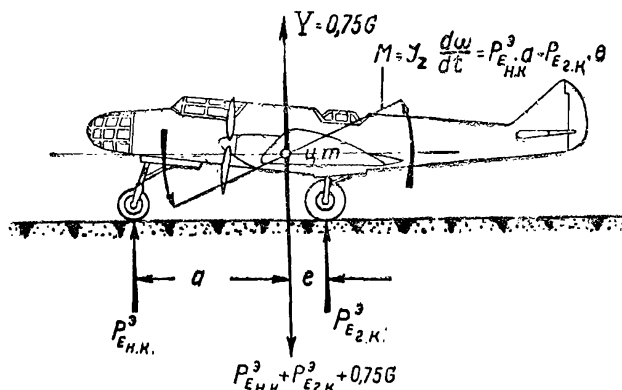
$$V_y = 4 \frac{c_x}{c_y^{3/2}} \sqrt{\frac{G}{S}},$$

то равновесие достигается приложением массовых сил поступательного движения (фиг. 31321-ш3г—I), и если перегрузка носового колеса $n_{\text{Ен.к}}^3$ не равна пе-



Фиг. 31321-ш3г—I

регрузке главных колес $n_{\text{Ег.к.}}^3$, то дополнительно учитываются инерционные силы вращательного движения (фиг. 31321-ш3г—II).



Фиг. 31321-ш3г—II

Если максимальная величина приведенного компонента вертикальной скорости для носового колеса определяется из формулы:

$$V_y = k \frac{b}{L_{\text{г.о}}} \sqrt{\theta^0}$$

или расчетная величина эксплуатационной нагрузки на носовое колесо $P_{\text{Ен.к.}}^3$ получается из формулы:

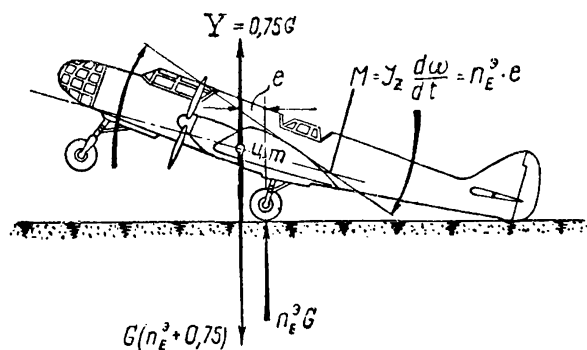
$$P_{\text{Ен.к.}}^3 = \frac{(1,1 h + 0,86 e) G}{b}$$

то равновесие достигается приложением только массовых сил поступательного движения (фиг. 31321-ш3г—I) и реакцией на носовое колесо, определяемой из условия равновесия всех сил.

Случай $E'_ш$. Посадка на главные колеса (фиг. 31322-ш3г)

31322-ш3г

Равновесие достигается приложением массовых сил поступательного и вращательного движения.

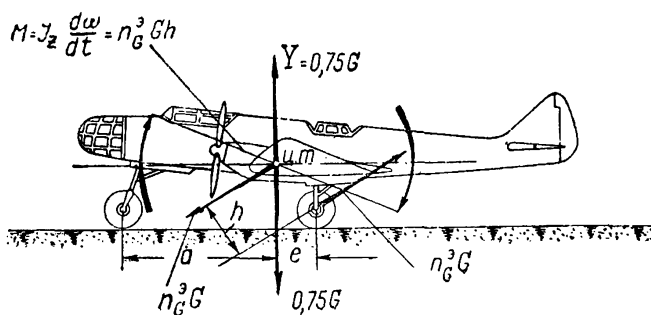


Фиг. 31322-ш3г

Случай $G_ш$. Передний удар в оба колеса (фиг. 31323-ш3г)

31323-ш3г

Равновесие достигается, как указано в 31322-шн для шасси нормальной схемы.



Фиг. 31323-ш3г

Случай $R_1_ш$. Посадка на главные колеса с одновременным боковым ударом в оба колеса

31324-ш3г

Равновесие в плоскости xOy достигается так же, как и в случае $E'_ш$; в плоскости yOz — инерционными силами поступательного и вращательного движения. Инерционные силы вращательного движения фюзеляжа и оперения разрешается заменять парой сил в узлах крепления крыла к фюзеляжу.

Случай $R_2_ш$. Разворот при рулежке

31325-ш3г

Равновесие самолета достигается инерционными силами поступательного и вращательного движения.

При уравновешивании разрешается:

инерционные силы вращательного движения крыла относительно осей Oz и Oy заменять парой в узлах крепления крыла с фюзеляжем;

инерционные силы вращательного движения фюзеляжа относительно оси Ox заменять парой в узлах крепления фюзеляжа с крылом.

31326-шЗг

Случай Т_ш. Посадка с торможением

Равновесие достигается аналогично 31321-шЗг и 31323-шЗг.

31327-шЗг

Случай М_ш. Кручение шасси

Крутящий момент уравновешивания парой в узлах крепления шасси к крылу (фюзеляжу).

31320-шЗн

НОСОВОЕ КОЛЕСО

31321-шЗн

Случай Е_ш. Посадка на три точки

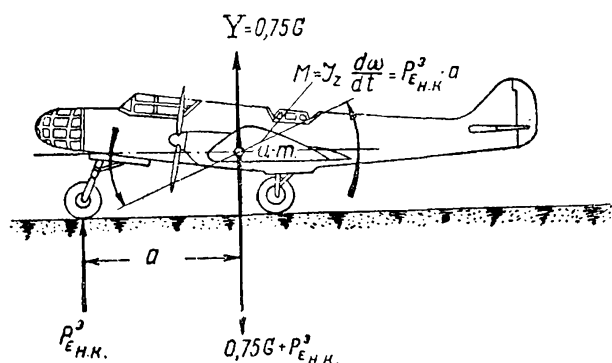
Если работа как для носового, так и для главных колес вычисляется, исходя из одного и того же приведенного компонента вертикальной скорости

$$V_y = \sqrt{0,4 V_{\text{пос}} + 0,01 G^{0,5} - 2,0}$$

или

$$V_y = 4 \frac{c_x}{c_y^{3/2}} \sqrt{\frac{G}{S}},$$

то равновесие достигается, как указано выше для главных колес в случае Е_ш (фиг. 31321-шЗг—I).

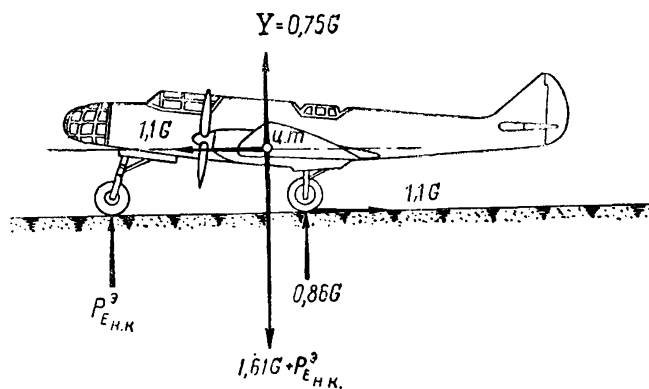


Фиг. 31321-шЗн—I

Если максимальная величина приведенного компонента вертикальной скорости для носового колеса определяется из формулы:

$$V_y = k \frac{b}{L_{г.о}} \sqrt{\theta^0},$$

то равновесие достигается инерционными силами поступательного и вращательного движения, как указано на фиг. 31321-шЗн—II.



Фиг. 31321-шЗн—II

Если расчетная величина эксплуатационной нагрузки на носовое колесо $P_{\text{н.к.}}^3$ получается из формулы:

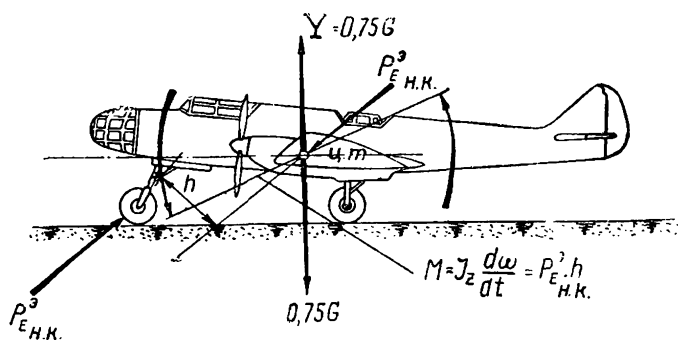
$$P_{\text{н.к.}}^3 = \frac{(1,1 h + 0,86 e) G}{b}$$

то равновесие достигается, как указано на фиг. 31321-шЗн—II, т. е. соответствующими реакциями на главных колесах и массовыми силами поступательного движения в направлении осей Ox и Oy .

Случай $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$. Передний удар в носовое колесо
(фиг. 31322-шЗн)

31322-шЗн

Равновесие достигается приложением инерционных сил поступательного и вращательного движения.



Фиг. 31322-шЗн

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

31323-шЗн

Равновесие достигается:

- в плоскости xOy — как и в случае $E_{\text{ш}}$ (фиг. 31321-шЗн—I);
- в плоскости yOz — относительно оси Ox и
- в плоскости xOz — относительно оси Oy парой и силой в узлах крепления крыла к фюзеляжем.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В НОРМАХ ПРОЧНОСТИ
ГИДРОСАМОЛЕТОВ

Система мер в настоящих нормах прочности принимается $\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{сек.}$

a — расстояние между двумя смежными шпангоутами (шпация) $[\text{м}]$;

B — ширина днища лодки (поплавка) $[\text{м}]$;

B_1 — ширина днища на первом редане;

B_2 — ширина днища на втором редане;

c_1 — коэффициент состояния водной поверхности;

c_2 — коэффициент формы днища;

c_3 — коэффициент влияния веса гидросамолета на величину перегрузки;

$D_{\text{п}}$ — водоизмещение поплавка $[\text{кг}]$;

F — площадь удара $[\text{м}^2]$;

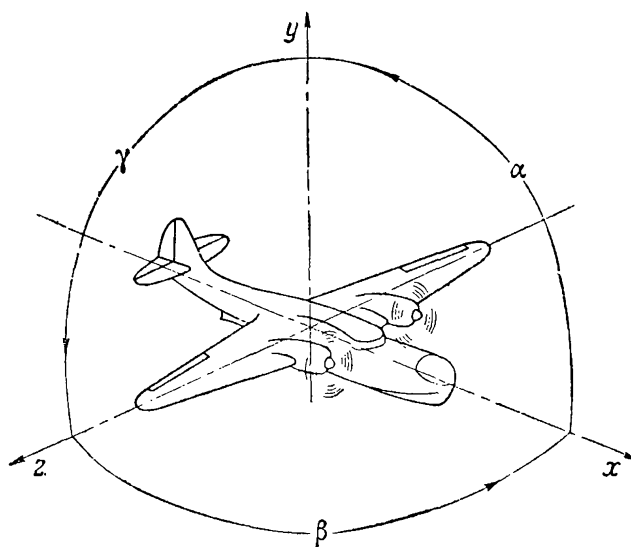


Схема осей координат

$F_{\text{к}}$ — площадь местной ударной нагрузки;

$F'_{\text{к}}$ — площадь местной нагрузки от глиссирования;

f — коэффициент безопасности;

G — вес самолета при полной нагрузке по техническим требованиям $[\text{кг}]$;

$G_{\text{м.у}}$ — вес моторной установки $[\text{кг}]$;

J — массовый момент инерции $[\text{кг} \cdot \text{м} \cdot \text{сек}^2]$;

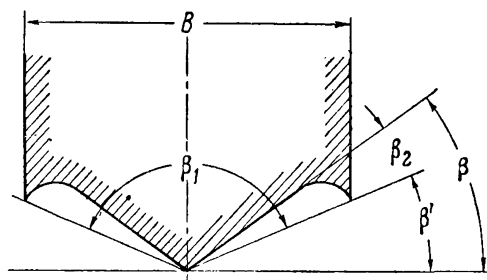
J_x, J_y, J_z — главные моменты инерции;

i — радиус инерции $[\text{м}]$;

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, длина поплавка [м];
 m — масса самолета $\left[\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}} \right]$;
 n — перегрузка;
 $n^{\text{э}}$ — эксплуатационная перегрузка;
 $n^{\text{р}}$ — расчетная перегрузка;
 P — внешняя нагрузка, сила удара [кг];
 $P^{\text{э}}$ — эксплуатационная нагрузка;
 $P^{\text{р}}$ — расчетная нагрузка при разрушающих напряжениях;
 P_x, P_y, P_z — компоненты силы удара по осям Ox, Oy и Oz ;
 p — распределенное давление на днище лодки (поплавка) [кг/м²];
 $p_0^{\text{э}}$ — местное эксплуатационное давление на днище лодки (поплавка);
 $p_r^{\text{э}}$ — местное эксплуатационное давление на днище лодки (поплавка) от глиссирования;
 $q_{\text{мах.мах}}$ — максимальный допустимый скоростной напор, достигаемый при пикировании или планировании на любой высоте;
 r — плечо момента равнодействующей удара воды относительно центра тяжести самолета;
 t — время [сек];
 V — скорость [м/сек];
 $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость;
 $V_{\text{пос}}^{\text{ш}}$ — посадочная скорость со щитками;
 $V_{\text{пос}}^{\text{б.ш}}$ — посадочная скорость без щитков;



- β_1 — внешний угол кия;
 β — внутренний угол килеватости;
 $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ — углы вектора момента (относительно центра тяжести самолета) равнодействующей водяных сил, образуемые вектором и главными осями инерции самолета;
 α_p — угол проекции равнодействующей водяных сил на плоскость xu с вертикалью;
 γ — угол проекции равнодействующей водяных сил на плоскость yz с вертикалью.

31410 О СЛУЧАЯХ РАСЧЕТА И ИСПЫТАНИЙ И ИХ ОБОЗНАЧЕНИИ

31411 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“

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.

31412 В настоящих нормах прочности задаются так называемая эксплуатационная нагрузка и коэффициент безопасности.

31413 Если в каком-либо случае получается система сил, статически не уравновешенных, и нет специальных указаний, то равновесие достигается приложением соответствующих инерционных сил.

31414 Во всех случаях нагружения, перечисленных в настоящих нормах прочности, отступление от 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.

31415 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 утверждении их ЦАГИ и заказчиком.

31416 Все агрегаты и детали гидросамолетов, не оговоренные в настоящих нормах прочности, нагружаются в соответствии с нормами прочности сухопутных самолетов (см. 31100).

31417 Вес гидросамолета

Для проверки прочности морских самолетов вес принимается аналогично сухопутным самолетам (см. 31140), но в перегрузочном варианте запас прочности в посадочных случаях не должен быть меньше 1,65.

31420 КРЫЛЬЯ

31421 Требования к прочности крыльев гидросамолетов соответствуют требованиям норм прочности сухопутных самолетов (см. 31160-к). Кроме того, прочность крыльев гидросамолетов проверяется на нагрузки от подкрыльных поплавков (см. 31440). При этом подъемная сила и сила инерции крыла не учитываются.

31430 ШАССИ И АМОРТИЗАЦИЯ АМФИБИЙ

31431 Применяются нормы прочности сухопутных самолетов (см. 31160-ш).

31432 Щитки шасси

Применяются нормы прочности сухопутных самолетов (см. 31160-шщ). При уборании шасси в борта удельная нагрузка на щитки принимается равной $-0,2q_{\max}$.

Коэффициент безопасности $f=1,5$.