

3. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

3.1. Взлетные характеристики.

К взлетно-посадочным характеристикам самолета относятся длина разбега и взлетной дистанции, а также длина пробега и посадочной дистанции.

Длина разбега определяется по следующей формуле:

$$L_{разб} = G_0 \int_0^{V_0} \frac{V}{P \times \cos \varphi_{ов} - X - W} dV \quad (3.1)$$

где:

G_0 – взлетный вес самолета (кг);

V_0 – скорость отрыва (м/с):

$$V_0 = 1.05 \times \sqrt{\frac{2 \times G_0}{\rho \times S_{кр} \times C_{y_{отр}}}} \quad (3.2)$$

Здесь $C_{y_{отр}}$ берется в соответствии с разделом 1.8, а размерность плотности воздуха и взлетного веса берется в соответствии с замечанием к формуле (1.22).

P – тяга двигателей на разбеге, при винтовых двигателях $P = \frac{75 \times N}{V}$ (V – в м/с);

$\varphi_{ов}$ – угол наклона линии действия тяги двигателей или винтов к горизонту;

X – аэродинамическое сопротивление;

W – сопротивление качению при взлете с земли или гидродинамическое сопротивление при взлете с воды (для гидросамолетов и экранопланов).

При расчете взлета с земли формулу 3.1. можно с приемлемыми упрощениями представить в виде:

$$L_{разб} = \frac{1}{2g} \times \frac{V_0^2}{\frac{P_{cp}}{G_0} - f} \quad (3.3)$$

где: P_{cp} – средняя тяга двигателей в процессе разбега

для ТРД $P_{cp} = 0,95 P_{ст}$ (где $P_{ст}$ – статическая тяга (при $V=0$),

для ТВД и ПД $P_{cp} = 1,3 N_0$ (где N_0 – взлетная мощность),

f – коэффициент сопротивления качению $f = 0,035$ для бетонной ВПП
0,06 для грунтовой ВПП.

При расчете взлета с воды для расчета длины разбега необходимо использовать формулу (3.1): построить подинтегральную зависимость и проинтегрировать ее численно или графически.

Тяга двигателей и аэродинамическое сопротивление определяются, как указано в разделах 1, 2 . Так как при разбеге скорость изменяется от 0 до какого-то значения, вместе с ней меняются число Рейнольдса, коэффициент трения и коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе. Для уменьшения трудоемкости расчетов при сохранении достаточной точности можно рассчитать C_{x_0} при $V=0,5V_0$, и распространить это значение на весь диапазон скоростей разбега. Также можно пренебречь временем выхода двигателей на взлетный режим и считать их работающими на этом режиме начиная с $V=0$.

Гидродинамическое сопротивление наиболее точно определяется по результатам испытаний модели экраноплана в гидроканале. При отсутствии экспериментальных данных можно воспользоваться теоретической формулой для глиссирования цилиндрических поверхностей:

$$W = \Delta \times \operatorname{tg} \varphi + Cr \frac{\rho_w \times V^2}{2} S_{\text{смоч}}; \quad (3.4)$$

где:

Δ - нагрузка на воду;

φ - угол дифферента экраноплана. В процессе разбега этот угол меняется, однако, это изменение можно определить только экспериментально и при теоретическом расчете приходится задаваться каким-то одним определенным значением, выбранным либо по прототипу, либо по статистике $5 \div 7^\circ$;

Cr – коэффициент трения пластины о воду;

ρ_w – плотность воды;

$S_{\text{смоч}}$ – площадь смоченной поверхности.

Нагрузка на воду рассчитывается следующим образом:

$$\Delta = G_0 - Y - P \times \sin \varphi_{\text{ов}}. \quad (3.5)$$

Здесь: Y – подъемная сила при текущем значении скорости, P и $\varphi_{\text{ов}}$ – тяга и угол наклона линии действия тяги соответственно.

Площадь смоченной поверхности равна $l_{\text{смоч}} \times B$, где $l_{\text{смоч}}$ – длина смоченного участка поплавков, B – ширина поплавков. $l_{\text{смоч}}$ вычисляется из отношения $B/l_{\text{смоч}}$, определяемому по графику на рис.3.1 в зависимости от C_B/φ , где C_B – коэффициент динамической нагрузки: $C_B = \frac{\Delta}{\frac{\rho_w \times V^2}{2} B^2}$.

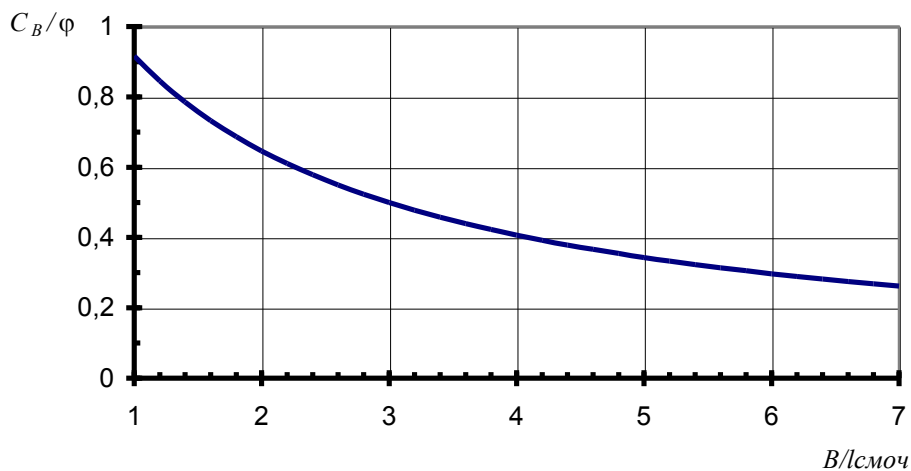


Рис.3.1.

Коэффициент трения определяется в зависимости от числа Рейнольдса $Re = \frac{V \times l_{\text{смоч}}}{\nu_w}$ по следующим формулам:

$$Cr = \frac{1.33}{\sqrt{Re}} \quad \text{для } Re < 5 \cdot 10^5; \quad (3.6a)$$

$$Cr = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} - \frac{1700}{Re} \quad \text{для } 5 \cdot 10^5 \leq Re \leq 5 \cdot 10^6; \quad (3.6b)$$

$$Cr = \frac{0.455}{(\lg Re)^{2.58}} \quad \text{для } Re > 5 \cdot 10^6. \quad (3.6b)$$

В таблице 3.1 приведены значения кинематической вязкости воды в зависимости от температуры.

| | | | |
|------------------------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|
| t (°C) | 0 | 10 | 20 |
| v _w (м ² /с) | 1,78*10 ⁻⁶ | 1,3*10 ⁻⁶ | 1,0*10 ⁻⁶ |

Длина воздушного участка взлетной дистанции рассчитывается по формуле:

$$L_{\text{возд}} = \frac{1}{\sin \theta_{\text{cp}}} \times \left(\frac{V_{\text{Hбез}}^2 - V_0^2}{2g} + H_{\text{без}} \right) \quad (3.7)$$

$$\sin \theta_{\text{cp}} = \frac{\sin \theta_0 + \sin \theta_{\text{Hбез}}}{2} \quad (3.8)$$

В формулах 3.7, 3.8:

индекс «0» относится к моменту отрыва

индекс «Hбез» относится к моменту достижения безопасной высоты – окончания взлета, скорость берется в м/с,

H_{без} – безопасная высота, высота в конце взлета, задается в Нормах летной годности из условий перелета препятствий вокруг ВПП и составляет:

25 м для военных самолетов,

15 м для легких гражданских самолетов,

10,7 м для тяжелых гражданских самолетов (транспортной и переходной категорий).

sinθ – синус угла наклона траектории в соответствующий момент взлета (индекс «cp» относится к среднему значению) определяется через избыток тяги в на соответствующей скорости.

$$\sin \theta = \frac{P_p - P_n}{G_0} \quad (3.9)$$

Расчет потребной и располагаемой тяг проводится аналогично разделу 2.1, 2.2 с использованием поляры для взлетной конфигурации.

Длина взлетной дистанции определяется как сумма:

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{возд}} \quad (3.10)$$

Для экранопланов воздушный участок взлетной дистанции определять не нужно.

3.2. Посадочные характеристики.

Длина пробега самолета при посадке на сушу определяется по формуле:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_1^2}{2gf_{\text{np}}} B \quad (3.11)$$

где: V₁ – скорость, с которой самолет мог бы лететь бы горизонтально при стояночном угле атаки:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2 \times G_{\text{noc}}}{\rho \times S_{\text{кр}} \times C_{y_{\text{cm}}}}} \quad (\text{м/с}) \quad (3.12)$$

C_{y_{cm}} – коэффициент подъемной силы при стояночном угле атаки

B – расчетный коэффициент, определяемый по графику 3.2. в зависимости от

параметров $\frac{V_{\text{noc}}}{V_1}$ и $\frac{C_{x_{\text{cm}}}}{f_{\text{np}} C_{y_{\text{cm}}}}$,

$$V_{\text{нос}} = \sqrt{\frac{2 \times G_{\text{нос}}}{\rho \times S_{\text{кр}} \times C_{y_{\text{нос}}}}} - \text{посадочная скорость (м/с)}, \quad (3.13)$$

Здесь $C_{y_{\text{нос}}}$ берется для посадочного угла атаки, и определяется в соответствии с разделом 1.8.

$C_{x_{\text{ст}}}$ – коэффициент сопротивления при стояночном угле атаки,
 $f_{\text{пр}}$ – приведенный коэффициент трения,

$$f_{\text{пр}} = \frac{f_1}{1 + \frac{x_1}{x_2}} + \frac{f_2}{1 + \frac{x_2}{x_1}} \quad (3.14)$$

f_1 – коэффициент трения переднего или хвостового колеса, т.к. эти колеса нетормозные, коэффициент трения соответствует коэффициенту сопротивления качению при разбеге;

x_1 – расстояние от центра тяжести до оси переднего или хвостового колеса (в горизонтальной проекции при угле атаки на пробеге);

f_2 – коэффициент трения переднего или хвостового колеса;

x_2 – расстояние от центра тяжести до линии осей основных колес (в горизонтальной проекции при угле атаки на пробеге).

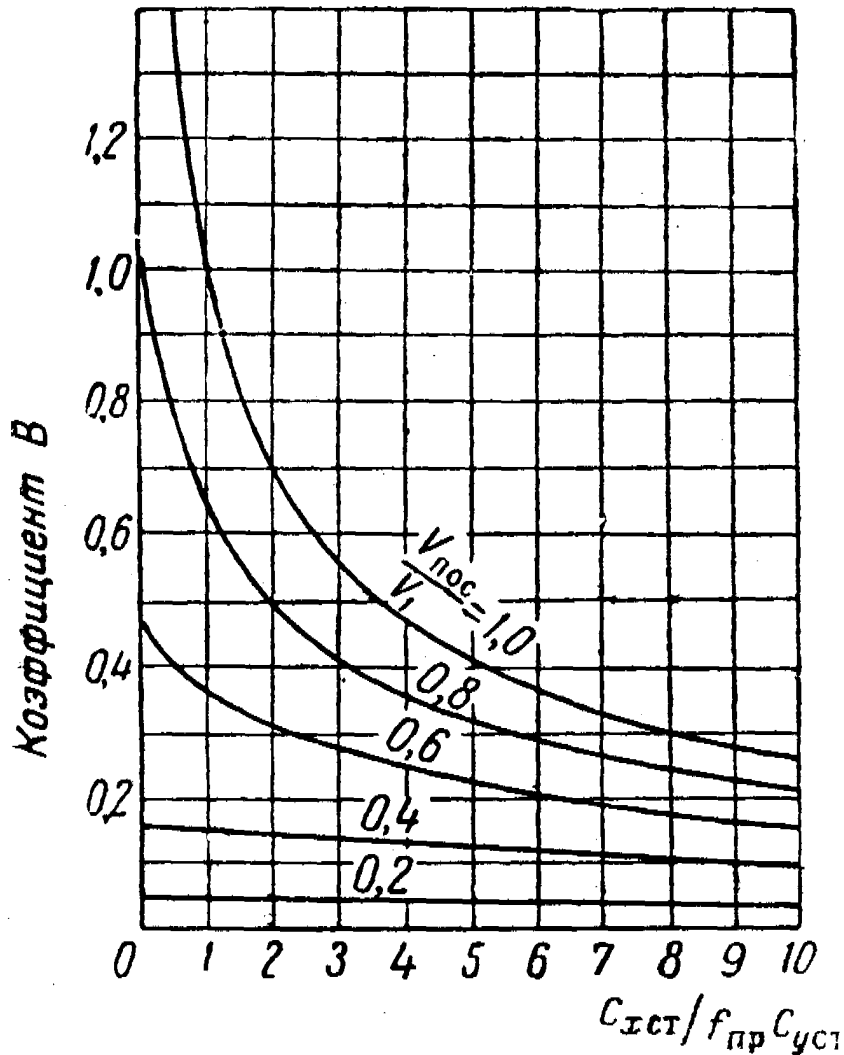


Рис. 3.2.

Формула 3.11 не учитывает применение реверса и тормозного парашюта. В этом случае необходимо пользоваться общей формулой 3.15, построить подинтегральную зависимость и проинтегрировать ее численно или графически.

$$L = m \int_0^{V_g} \frac{V}{X' + F_{тр}} dV. \quad (3.15)$$

Здесь X' и $F_{тр}$ – соответственно, аэродинамическое сопротивление и сила трения при пробеге.

При расчете длины пробега гидросамолетов и экранопланов также необходимо пользоваться общей формулой в виде:

$$L = m \int_{V=3M/c}^{V_g} \frac{V}{X' + W'} dV. \quad (3.16)$$

В формуле (3.11) X' и W' – соответственно, аэродинамическое и гидродинамическое сопротивление при пробеге. Аэродинамическое сопротивление отличается от сопротивления при разбеге в связи с другим углом отклонения закрылков и т. д.

Гидродинамическое сопротивление отличается от сопротивления при разбеге вследствие изменения нагрузки на воду, которая при пробеге равна:

$$\Delta' = G_{нос} - Y'; \quad (3.17)$$

Здесь Y' – подъемная сила при пробеге, которая отличается от подъемной силы при разбеге в связи с другим углом отклонения закрылков и т. д.

$V_{нос}$ – посадочная скорость (см.3.13)

Порядок расчета длины пробега аналогичен расчету разбега.

Посадочная дистанция состоит из участков планирования, выравнивания, выдерживания и пробега.

Длина посадочной дистанции определяется как сумма:

$$L_{нос} = L_{план} + L_{выр} + L_{выд} + L_{проб} \quad (3.18)$$

Длина участка планирования определяется по формуле

$$L_{план} = H_{без} \times K_{план} \quad (3.19)$$

Где: $H_{без}$ – безопасная высота на посадке, аналогична безопасной высоте взлета,

$K_{план}$ – аэродинамическое качество при планировании на посадке, определяется по поляре в посадочной конфигурации при выбранной скорости захода на посадку, соответствующей $C_{у_{пл}} = (0,6 \div 0,7) C_{у_{max}}$

Длина участка выравнивания определяется по формуле

$$L_{выр} = \frac{V_{пл}^2}{g} \times \frac{1}{K_{план}} \times \frac{1}{\frac{C_{у_{выр}}}{C_{у_{пл}}} - 1} \quad (3.20)$$

Где: $V_{пл}$ – выбранная скорость захода на посадку,

$C_{у_{выр}}$ – коэффициент подъемной силы при выравнивании, равен $C_{у_{выр}} = (0,85 \div 0,9) C_{у_{max}}$

Длина участка выдерживания определяется по формуле

$$L_{\text{выд}} = \frac{K_{\text{max}}}{2g} \times (V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{нос}}^2) \quad (3.21)$$

Где: K_{max} – максимальное качество в посадочной конфигурации.

Для экранопланов посадочную дистанцию определять не нужно.