

Министерство образования Российской Федерации

Сибирский государственный аэрокосмический университет  
им. академика М.Ф. Решетнева

## **Определение летно-технических характеристик самолета**

Методические указания к курсовой работе по курсу  
“Динамика полета”

для студентов заочного факультета специальности 1303

КРАСНОЯРСК 2004

УДК 629.7.015

Определение летно-технических характеристик самолета:  
Методические указания к курсовой работе по курсу “Динамика полета”  
для студентов заочного факультета специальности 1303/сост. Л.Н.  
Лебедева.– Красноярск: СибГАУ, 2004.– 48с.

Рецензент      Г.Ф. Ерашов

Печатается по решению Редакционно-издательского совета академии  
Редактор А.А Ловчикова

Подп. в печать \_\_\_\_\_ формат 60 х 84 / 8. Бумага  
писчая.

Печать офсетная. Усл. п. л. 1. Уч.-изд. л. \_\_\_\_\_. Тираж 40 экз.

Заказ

Отпечатано в ОКМТ СибГАУ

Редакционно-издательский отдел СибГАУ.

660014, г. Красноярск, пр им. газ. “Красноярский рабочий”, 31

1. ОБЩИЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ .....	4
2. ПОРЯДОК РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА .....	7
3. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАСЧЕТА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА .....	8
3.1. Уравнения движения .....	8
3.2. Метод тяг Н.Е. Жуковского .....	10
3.3. Полетные поляры .....	12
3.4. Потребные тяги и характерные скорости горизонтального полета .....	14
3.5. Влияние высоты полета на потребную тягу (мощность) и характерные скорости горизонтального полета .....	17
3.5. Вертикальная скорость при наборе высоты .....	24
3.6. Наивыгоднейшая скорость набора высоты и определение скороподъемности самолета .....	26
3.7. Определение характеристик взлета в стандартных условиях .....	28
3.8. Посадка самолета в стандартных условиях .....	32
3.9. Криволинейное движение в горизонтальной плоскости .....	36
3.10. Правильный вираж .....	38
4. Контрольные вопросы .....	40
5. Приложение .....	41
5.1. Исходные данные и варианты заданий .....	41
5.2. Таблица стандартной атмосферы .....	44
5.3. Поляры самолетов типа А, Б, В, Г, Д, Е, Ж .....	45
5.4. Высотно-скоростные характеристики двигателей .....	52
Литература .....	57

Цель методических указаний – помочь студентам в изучении курса “ Динамика полета”, дать возможность самостоятельно выполнить курсовую работу.

Методические указания состоят из пяти разделов: первый и второй представлены общими методическими указаниями. Раздел третий содержит теоретический материал, необходимый для выполнения расчета летно-технических характеристик транспортных самолетов при всех работающих двигателях и определения характеристик правильного виража, в четвертом приведены контрольные вопросы, в пятом находится приложение с вариантами заданий и исходными данными.

В указаниях дается приближенный способ определения летно-технических характеристик самолета с использованием метода тяг. Методические указания помогут будущему инженеру разобраться в характеристиках самолетов, которые он эксплуатирует, быстро произвести расчеты и оценки, необходимые при летной эксплуатации.

## 1. ОБЩИЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

Для расчета летно-технических характеристик самолета используются данные, приведенные в таблицах и на графиках ПРИЛОЖЕНИЯ, расположенного в конце методического руководства. В приложении представлены в виде таблиц поляры самолетов; зависимости  $C_y=f(C_x, \alpha)$  во взлетной и посадочной конфигурациях, а также высотно-скоростные характеристики двигателей.

Вариант задания студент выбирает из таблицы №1 ПРИЛОЖЕНИЯ и согласовывает его с преподавателем.

При выполнении курсовой работы необходимо помнить о том, что различные расчетные кривые, полученные в процессе выполнения работы, связаны между собой, и поэтому необходимо следить за их согласованностью.

Курсовая работа, предъявляемая к защите, должна содержать:

- перечень исходных данных в соответствии с выбранным вариантом задания;
- пояснительную записку с расчетными формулами, таблицами и пояснительным текстом;

- расчетные графики основных аэродинамических и летно-технических характеристик самолета.

Пояснительная записка выполняется на стандартных листах писчей бумаги (210x297). Расчеты вести только в системе СИ. Графики выполнять только простым карандашом тонкими четкими линиями. На графиках обязательно обозначать точки, по которым они строились. Расчетные графики рекомендуется чертить на миллиметровой бумаге того же формата. В особых случаях допускается выполнение графиков на листах несколько большего формата, но в этом случае края графика, выступающие за пределы стандартных габаритов, необходимо аккуратно подогнуть. Масштаб графиков выбирается удобным для построения и снятия необходимых значений определяемых параметров. Размерность скорости на всех графиках должна быть км/ч, кроме  $V_y$ , размерность которой м/с. Результаты расчетов представлять в виде таблиц произвольной формы. В случае выполнения работы по программе на ЭВМ в пояснительную записку вклеить распечатку результатов расчета. На титульном листе сделать надпись по приведенному ниже образцу. На последнем листе пояснительной записки обязательно приводится список литературы, используемой при выполнении работы. Записка заканчивается подписью студента и датой.

РАБОТЫ, ОФОРМЛЕННЫЕ С НАРУШЕНИЕМ УКАЗАННЫХ ТРЕБОВАНИЙ ИЛИ НЕБРЕЖНО, ПРИНИМАТЬСЯ НЕ БУДУТ. По результатам защиты курсовой работы в зачетной книжке проставляется оценка.

ОБРАЗЕЦ ТИТУЛЬНОГО ЛИСТА  
приведен на следующей странице

Министерство образования Российской Федерации

Сибирский государственный аэрокосмический университет  
им. академика М.Ф. Решетнева

кафедра ЛА

## **Определение летно-технических характеристик самолета**

Курсовая работа по курсу  
“ ДИНАМИКА ПОЛЁТА ”

Студент \_\_\_\_\_ курса  
факультета \_\_\_\_\_  
специальности \_\_\_\_\_  
ФИО \_\_\_\_\_

**КРАСНОЯРСК 200 г.**

## 2. ПОРЯДОК РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Исходными данными для расчета летно-технических характеристик самолета (независимо от варианта) являются приведенные в ПРИЛОЖЕНИИ:

поляра самолета, заданная графически или таблично (таблицы №3,4,5,6), и  $C_Y(\alpha)$  во взлетной и посадочной конфигурациях (рис.1,2,3,4);

зависимости располагаемой тяги (мощности) от высоты полета и скорости –  $P_p = f(M)$  при  $H = var$  (рис. 5,6,7);

некоторые характеристики самолета с ТРД или с ТВД (таблица №1).

Так как кривые потребных тяг (мощностей) рассчитываются и строятся для различных высот, то рекомендуется начинать работу с построения полетных поляр (см. рис. 3 на стр. 13).

Затем, используя полетные поляры, производится расчет и построение кривых потребных тяг  $P_n$  (мощностей  $N_n$ ) для разных высот по формулам, приведенным в третьем разделе методических указаний страницы 7 - 13.

По кривым потребных и располагаемых тяг (мощностей) определяется диапазон горизонтальных скоростей полета и показывается их изменение с высотой  $H = f(V)$  стр.13 - 17.

Определяется скороподъемность (см. рис. 13,14) и теоретический потолок самолета (см. рис.14). Рассчитывается взлетная и посадочная дистанции (см. стр. 27).

Производится расчет характеристик самолета при выполнении установившегося виража (см. стр. 36 ).

### 3. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАСЧЕТА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

#### 3.1. Уравнения движения

В летной практике гражданской авиации неустановившиеся полеты самолетов и полеты по криволинейной траектории составляют по времени небольшую часть.

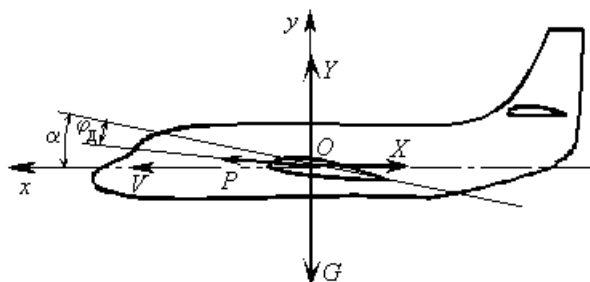


Рис. 1. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете

Еще реже полеты выполняются с креном и скольжением ( $\gamma = 0$  и  $\beta \neq 0$ ). При  $\gamma = 0$  и  $\beta = 0$  в случае неустановившегося движения траектория полета лежит в вертикальной плоскости и уравнение движения принимает вид в скоростной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} P \cdot \cos(\alpha \pm \varphi_D) - G \cdot \sin \theta - X &= m \cdot \frac{dV}{dt} \\ P \cdot \sin(\alpha \pm \varphi_D) + Y - G \cos \theta &= m \cdot V \cdot \frac{d\theta}{dt} \\ Z &= 0 \end{aligned} \right\} \cdot (1)$$

Считаем  $\alpha$  и  $\varphi_D$  небольшими и тогда  $\cos(\alpha \pm \varphi_D) \approx 1$ ,  $\sin(\alpha \pm \varphi_D) \approx (\alpha \pm \varphi_D)$  в полете без крена ( $\gamma = 0$ ) и скольжения ( $\beta = 0$ ) по прямолинейной траектории ( $\theta = \text{const}$ ) уравнения движения принимают вид:



$$\left. \begin{aligned} P - G \cdot \sin \theta - X &= m \cdot \frac{dV}{dt} \\ P \cdot (\alpha \pm \varphi_D) + Y - G \cdot \cos \theta &= 0 \end{aligned} \right\}. \quad (2)$$

В установившемся прямолинейном полете без крена и скольжения имеем

$$\left. \begin{aligned} P - G \cdot \sin \theta - X &= 0 \\ P \cdot (\alpha \pm \varphi_D) + Y - G \cdot \cos \theta &= 0 \end{aligned} \right\}. \quad (3)$$

Для горизонтального полета  $\theta = 0$  и уравнения записываются совсем просто:

$$\left. \begin{aligned} P &= X \\ P \cdot (\alpha \pm \varphi_D) + Y &= G \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

С учетом сделанных допущений проекции перегрузки на оси скоростной системы координат для горизонтального полета примут вид

$$n_X = \frac{P - X}{mg} = 0; n_Y = \frac{P(\alpha \pm \varphi_D) + Y}{mg} = 1; n_Z = 0.$$

В полете при управлении самолетом целенаправленно изменяют тягу двигателей  $P$  (путем изменения режима работы двигателей) и аэродинамическую подъемную силу  $Y$  (путем изменения балансирующего угла атаки), что позволяет обеспечивать балансировку сил (система уравнений 4) на различных высотах и скоростях. Для оценки летных характеристик самолета интерес представляет расчет диапазона изменения высот и скоростей полета, в котором можно реализовать установившийся горизонтальный полет, а также определение значений тяги и подъемной силы (угла атаки  $\alpha$ , коэффициента  $C_Y$ ), требуемых для такого полета.

### 3.2. Метод тяг Н.Е. Жуковского

Имеются два основных метода аэродинамического расчета самолетов – **метод тяг** и **метод мощностей**. В основе методов лежит сравнение тяги (или мощности) потребной для горизонтального полета с тягой (или мощностью) располагаемой. Метод тяг используется при расчете самолетов с ТРД, а метод мощностей – при расчете с ТВД.

Под **располагаемой тягой**  $P_p$  понимается максимальная суммарная тяга всех двигателей на самолете, определенная для данного режима полета (высоты и скорости или числа  $M$ ).

**Потребная тяга**  $P_n$  для установившегося горизонтального полета подбирается летчиком из условия равенства сил лобового сопротивления

$$P_n = X = C_X \cdot q \cdot S \quad (5)$$

и не должна превышать тяги располагаемой. В формуле

$$q = \frac{\rho V^2}{2} = 0,7P \cdot M^2, \text{ а значение } C_X \text{ определяется по поляре}$$

самолета для потребного в горизонтальном полете значения  $C_Y$ , удовлетворяющего условию

$$Y = G - P \cdot (\alpha \pm \varphi_D) \quad (6)$$

при  $Y = C_Y \cdot q \cdot S$ .

Исходными данными для расчета самолета являются:

- а) геометрические и весовые характеристики самолета – площадь крыла  $S$ , полный вес самолета  $G$ ;
- б) характеристики силовой установки – зависимости располагаемой тяги (или мощности) от скорости и высоты полета;
- в) аэродинамические характеристики самолета – поляры при различных числах  $M$  полета.

Поляры, необходимые для определения значения  $C_X = C_X(C_Y)$ , получают обычно из данных испытаний моделей

проектируемого самолета в аэродинамической трубе (рис. 2).

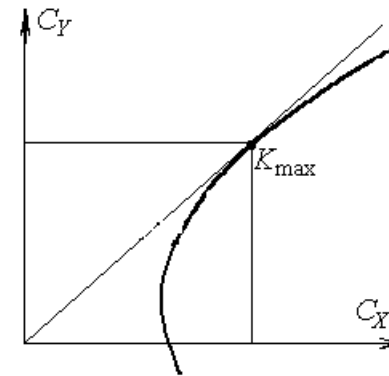


Рис. 2. Поляра околозвукового самолета

Если результаты продувки в аэродинамической трубе отсутствуют, то коэффициент лобового сопротивления самолета определяют приближенно расчетным путем.

В первом приближении принимается допущение, что  $P(\alpha \pm \varphi_D) \ll Y$ , тогда уравнения (4) записывается как  $Y \approx mg$  и

$$\text{значит: } C_{Y \text{ з.н.}} = \frac{mg}{qS}. \quad (7)$$

$$\text{Если считать } P_{n \text{ з.н.}} = C_X(C_Y) \cdot qS, \quad (8)$$

то расчет будет выполнен по упрощенному методу тяг. В этом случае потребная тяга для установившегося горизонтального

$$\text{полета может быть найдена: } P_{n \text{ з.н.}} = \frac{mg}{K_{\text{з.н.}}}, \quad (9)$$

$$\text{где } K_{\text{з.н.}} = \frac{C_Y}{C_X} \quad (10)$$

Из уравнений (7) и (10) следует, что полет на заданной высоте с различными скоростями происходит с изменением  $K_{\text{з.н.}}$ : при некотором значении  $C_Y = C_{Y_{\text{нв}}}$  (наивыгоднейшее значение коэффициента подъемной силы) аэродинамическое качество достигает максимального значения  $K_{\text{max}}$ , при котором  $P_{n \text{ з.н.}}$  минимальна

$$P_{n \text{ з.н.}} = \frac{mg}{K_{\text{max}}}. \quad (11)$$

Режим  $C_{Y_{\text{нв}}}$  соответствует по поляре наивыгоднейшему углу атаки  $\alpha_{\text{нв}}$ . Скорость, соответствующая  $P_{n \text{ min}}$  и  $\alpha_{\text{нв}}$ , называется наивыгоднейшей:

$$V_{н в} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Y_{н в}} \cdot \rho \cdot S}}. \quad (12)$$

Значение  $V_{н в}$  зависит от высоты полета (плотности  $\rho$ ) и массы самолета, а  $C_{Y_{н в}}$  определяется по формуле (13) или графически (см. рис. 2).

$$C_{Y_{н в}} = \sqrt{\frac{C_{X0}}{A}}, \quad (13)$$

где  $C_{X0}$  – пассивное сопротивление (сопротивление трения, сопротивление давления или профильное и волновое сопротивление);

$A$  – коэффициент “отвала” поляры, величина которого зависит от числа  $M$  полета и характеристик крыла ( $\lambda$  – геометрического удлинения крыла и угла стреловидности –  $\chi$ ). Коэффициент  $A$  приближенно определяется по формулам:

для дозвуковых скоростей

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{эф}}, \quad (14)$$

$$\text{где } \lambda_{эф} \approx \frac{\lambda}{1 + \pi\lambda/100 \cdot \cos^2 \chi}; \quad (15)$$

### 3.3. Полетные поляры.

Полетной полярой (полярой режима горизонтального полета) называется график зависимости  $C_Y$  от  $C_X$ , построенный для фиксированных высоты полета и веса самолета, для различных значений числа  $M$ .

Из уравнения  $Y = G$  получим с учетом того, что

$$V = M \cdot a:$$

$$C_Y = \frac{2G}{\rho V^2 \cdot S} = \frac{2G}{\rho \cdot a^2 \cdot S \cdot M^2}.$$

Эта зависимость дает связь между  $C_Y$  и  $M$ . Кривая, соединяющая нанесенные на графике  $C_X = f(C_Y)$  точки, которые соответствуют заданным значениям  $M$  и  $C_Y$ , и будет полетной полярой для заданной высоты полета (рис. 3). При докритических значениях числа  $M=0,4$  полетные поляры для разных  $H$  сливаются в одну кривую. Из рис. 3 видно, что для  $H = 10$  км с изменением режима полета от точки 1 к режиму, соответствующему точке 7, происходит сначала увеличение аэродинамического качества до  $K_{\max}$  (в точке 4 рис.3), а затем уменьшение. Это же отмечено и для других высот.

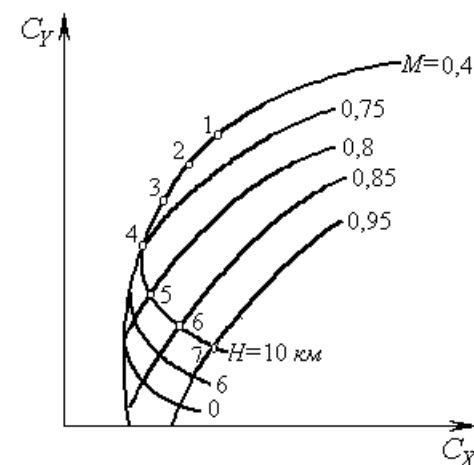


Рис. 3. Полетные поляры околозвукового самолета

### 3.4. Потребные тяги и характерные скорости горизонтального полета

Характерный вид зависимости потребной тяги от скорости полета для дозвукового самолета (при отсутствии волнового сопротивления) на заданной высоте представлен на рис. 4. Эта зависимость называется кривой Жуковского. Здесь же приведена зависимость располагаемой тяги на характерном режиме работы всех двигателей (номинал, максимальная бесфорсажная тяга, полный форсаж) для той же высоты, что и  $P_n$ .

Минимальной теоретической называется наименьшая скорость полета, при которой подъемная сила еще может уравновесить полетный вес самолета на заданной высоте.

Графически величина  $V_{\min}$  выражается абсциссой точки касания прямой, параллельной оси ординат, с кривой потребных тяг для самолета с реактивными двигателями (рис. 4) или кривой потребных мощностей для самолета с винтовыми двигателями (рис. 5).

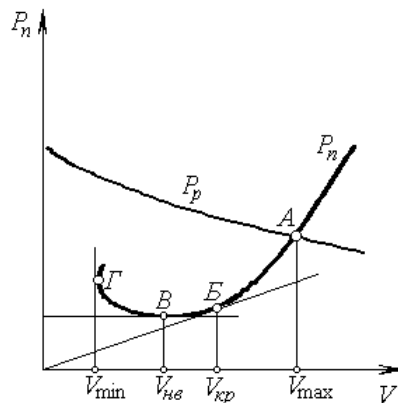


Рис. 4. Характерные скорости по диаграмме тяг

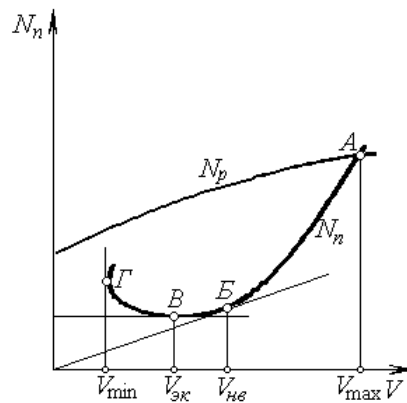


Рис. 5. Характерные скорости по диаграмме мощностей

Аналитически величина  $V_{\min}$  при двигателях любых типов определяется по формуле:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Y \max} \cdot \rho \cdot S}} . \quad (16)$$

Теоретическая минимальная скорость близка к скорости сваливания на  $C_{Y \text{ з.п.}} = C_{Y \max}$  и в летной практике этой скоростью не пользуются, так как любая ошибка в пилотировании или вертикальный порыв ветра, увеличивающий воздушный угол атаки  $\alpha > \alpha_{кр}$ , могут привести к несимметричному срыву потока с поверхности крыла, асимметрии подъемной силы, неустойчивости движения и “сваливанию” самолета. За практическую минимальную скорость принимают скорость  $V_{\min}^{\partial \phi n}$ , которой соответствует  $C_{Y \text{ з.п.}} = C_{Y \partial \phi n}$  ( $C_{Y \partial \phi n} \approx 0,8 C_{Y \text{ кр}}$ ):

$$V_{\min}^{\partial \phi n} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Y \partial \phi n} \cdot \rho \cdot S}} . \quad (17)$$

Значение  $C_{Y \partial \phi n}$  определяется при летных испытаниях самолета и зависит от числа  $M$ . При подходе к  $C_{Y \partial \phi n}$  ( $\alpha_{\partial \phi n} \leq \alpha_{кр} - 3^\circ$ ) возникает тряска самолета, самопроизвольное кренение и кабрирование, ухудшение управляемости и т.п.

Представляет интерес точка  $B$ , где потребная тяга наименьшая на режиме максимального аэродинамического качества, а скорость на данной высоте будет наивыгоднейшей  $V_{нв}$ . Аналитически величина  $V_{нв}$  для самолетов с двигателями любых типов при отсутствии волнового сопротивления вычисляется по формуле (12).

Точка касания прямой, проведенной из начала координат к кривой  $P_n(V)$ , отвечает минимуму отношения  $(P_n/V)_{\min}$ . Скорость, соответствующую этому режиму, называют *крейсерской*. Используя равенство (8) и выражение для определения скорости, после преобразований получим:

$$\left(\frac{P_n}{V}\right)_{\min} = \left(\frac{G}{K \sqrt{\frac{2G}{C_Y \cdot S \cdot \rho}}}\right)_{\min} = \sqrt{\frac{G \cdot \rho}{2S}} \cdot S \cdot \left(\frac{C_X}{C_Y^{1/2}}\right)_{\min}. \quad (18)$$

Следовательно, полет с крейсерской скоростью осуществляется с углом атаки, при котором отношение  $\frac{C_X}{C_Y^{1/2}}$  минимально. Аналитически крейсерскую скорость определяют по формуле:

$$V_{крс} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Y\ крс} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (19)$$

где  $C_{Y\ крс} = \sqrt{\frac{C_{X0} \cdot \pi \cdot \lambda_{эф}}{3}}$  (из курса аэродинамики). (20)

Характерной скоростью для всех самолетов является максимальная скорость горизонтального полета  $V_{\max \text{ г.п.}}$  – точка  $A$  на пересечении кривых  $P_p(V)$  и  $P_n(V)$ .

Для увеличения  $V_{\max}$  необходимо, чтобы располагаемая тяга увеличивалась быстрее, чем потребная.

Экономическая скорость  $V_{эк}$  самолетов с винтовыми двигателями соответствует минимальной потребной мощности (рис. 5, точка  $B$ ) и определяется аналитически, как и в предыдущих случаях:

$$V_{эк} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{Y\ эк} \cdot \rho \cdot S}}, \quad (21)$$



где 
$$C_{Y_{эк}} = \sqrt{3C_{X0} \cdot \pi \cdot \lambda_{эф}}. \quad (22)$$

Из сравнения  $C_{Y_{нв}}$  и  $C_{Y_{эк}}$  можно заметить, что  $V_{нв} = \sqrt{1,73} \cdot V_{эк}$ .

Упрощенный расчет потребных тяг является обязательным этапом при определении характеристик самолета. Затем,  $P_n$  сравнивается с располагаемыми тягами для нескольких значений расчетной массы  $m$ , ряда высот  $H$  и скоростей (чисел *Маха*).

### 3.5. Влияние высоты полета на потребную тягу (мощность) и характерные скорости горизонтального полета

При постоянных скоростном напоре и весе самолета и при отсутствии влияния сжимаемости (угол атаки  $\alpha$  не зависит от высоты полета)  $C_Y$  определяется по формуле

$$C_Y = \frac{G}{q \cdot S}.$$

В этих условиях аэродинамическое качество  $K$  также будет постоянным и  $P_{н.г.н.}$  при  $\alpha = \text{const}$  не будет зависеть от  $H$ . Однако скорость для горизонтального полета при  $\alpha = \text{const}$  по мере увеличения  $H$  изменяется

$$V_{г.н.} = \sqrt{\frac{2mg}{C_Y \cdot \rho \cdot S}}.$$

В результате имеем, что с увеличением высоты полета, кривые потребных тяг смещаются вправо (рис. 6).

Кривые потребных тяг дозвукового самолета строятся с использованием полетных поляр.

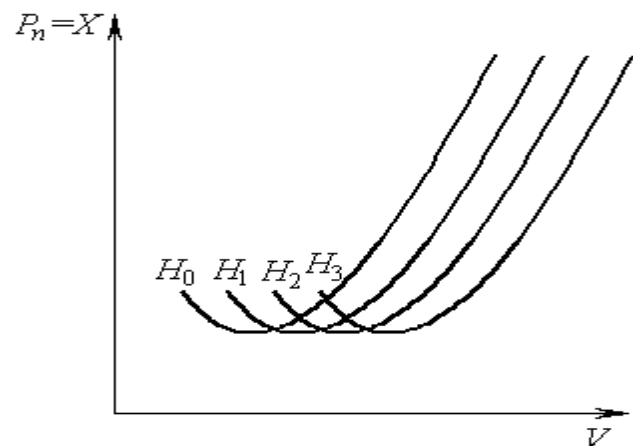


Рис. 6. Зависимость  $P_{n \text{ и } n}$  от высоты и скорости полета

Потребные мощности самолета с ТВД для различных высот можно определить, если известна  $N_n$  у земли ( $H = 0$ ). Запишем потребные мощности у земли и на высоте  $H$ :

$$N_{n0} = P_{n0} \cdot V_0 ,$$

$$N_{nn} = P_{nn} \cdot V .$$

Потребная тяга у земли и на высоте при  $\alpha = \text{const}$  и  $G = \text{const}$  равна

$P_{n0} = P_{nn}$  и тогда можно записать, что

$$N_{nn} = N_{n0} \frac{V}{V_0} = N_{n0} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} , \quad (23)$$

где  $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$  – относительная плотность воздуха,

$V = V_0 \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta}}$  – из определения индикаторной скорости (см. стр.20)

Согласно уравнению (23), точки, расположенные на разных кривых потребных мощностей, но соответствующие одному углу атаки, лежат на луче, выходящем из начала координат, т.е. все кривые имеют одну общую касательную (рис. 7). Точки касания соответствуют полету на наивыгоднейшем угле атаки  $\alpha_{нв}$ .

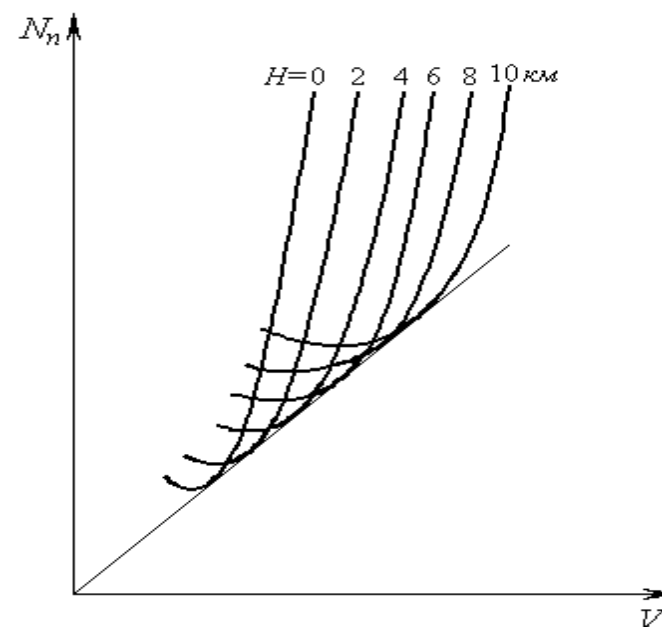


Рис. 7. Зависимость  $N_{г.п.}$  от высоты и скорости полета

Влияние высоты на характерные скорости самолета проанализируем с помощью кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей, построенных для различных высот полета (рис. 6,7,8,9). При отсутствии волнового сопротивления для определения  $V_{\min}$ ,  $V_{эк}$ ,  $V_{нв}$  и  $V_{крс}$  на различных высотах полета воспользуемся индикаторной скоростью, величина которой при известном весе обычно задается.

Вспомним, что индикаторной называется скорость, необходимая для полета на уровне моря при стандартных атмосферных условиях ( $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ,  $P = 760 \text{ мм. рт. ст.}$ ,  $T = 288^\circ \text{ К}$ ) с тем же скоростным напором, что и в действительных условиях полета:

$$\frac{\rho_0 V_0^2}{2} = \frac{\rho_H V_H^2}{2} \text{ или } V_H = V_0 \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta}}. \quad (24)$$

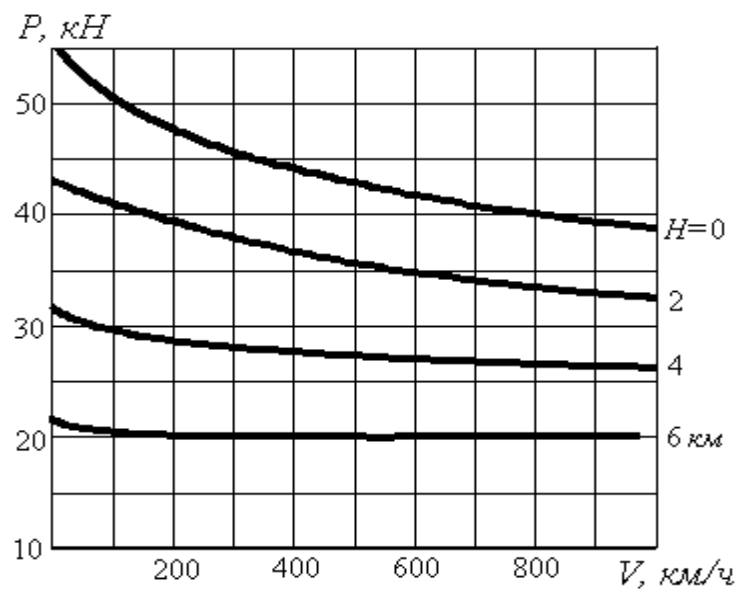


Рис. 8. Влияние  $H$  и  $V$  на  $P_{\text{расп}}$  пассажирского самолета

Тогда для наивыгоднейшей скорости получим

$$V_{\text{нв}H} = V_{0\text{нв}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta}}. \quad (25)$$

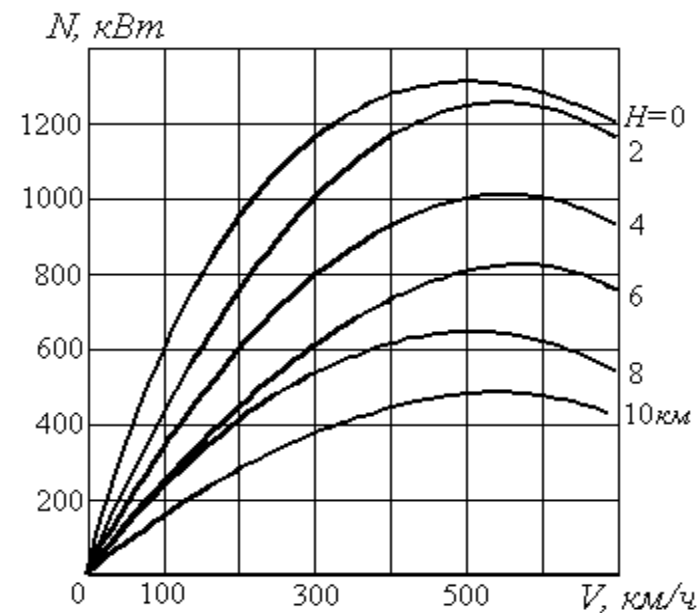


Рис. 9 . Влияние  $H$  и  $V$  полета на  $N_{\text{расп.}}$  пассажирского самолета

Аналогично получаются выражения для  $V_{\min}$ ,  $V_{\text{эк}}$  и  $V_{\text{крс}}$ . Следует заметить, что индикаторные наивыгоднейшая, минимальная, экономическая и крейсерская скорости не изменяют своего значения на разных высотах при условии полета с постоянным углом атаки и неизменным весом самолета. Благодаря этому упрощается контроль за режимом полета, так как чтобы лететь на любой высоте с  $V_{\text{нв}}$ , летчику достаточно выдерживать скорость постоянной по прибору (с поправкой на его показания). Однако это правило справедливо до появления волнового кризиса.

Как следует из графиков рис. 4,5,6,7 минимальная скорость  $V_{\min}$  с подъемом на высоту увеличивается, но закон ее увеличения может на больших высотах изменяться: на большой высоте точка пересечения кривых  $P_n$  и  $P_p$ , соответствующая  $V_{\min}$ , может оказаться ниже точки, соответствующей режиму полета с

$\alpha_{кр}$ . Значит минимальная скорость полета ограничивается уже не только аэродинамическими условиями полета, но и тягой (мощностью) двигателей. В результате на кривой  $V_{\min} = f(H)$  появится излом (рис. 10).

Величина  $V_{\max}$  на разных высотах определяется по точкам пересечения располагаемых и потребных тяг или мощностей (рис. 3,4 – точка  $A$ ). Из условия равенства  $P_n = P_p$  ( $N_n = N_p$ ) в точке  $A$  может быть записано, что

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2P_p}{C_X \cdot \rho \cdot S}} \text{ или } V_{\max} = \sqrt{\frac{2N_p}{C_X \cdot \rho \cdot S}}. \quad (26)$$

Установлено, что до 11 км при отсутствии сжимаемости  $C_X$  мало изменяется по высоте, а отношение  $P_p / \rho$  возрастает и соответственно возрастает  $V_{\max}$ .

На высотах больше 11 км возрастает  $C_X$ , так как температура влияет на вязкость, отношение  $P_p / \rho$  мало зависит от высоты и  $V_{\max}$  уменьшается.

Возникновение волнового сопротивления с ростом высоты увеличит  $C_X$  и снизит  $V_{\max}$ .

Для самолетов с ТВД  $V_{\max}$  зависит от  $N_p / (C_X \cdot \rho)$ .

До высот  $H = 4 \dots 5$  км располагаемая мощность двигателей и  $C_X$  самолета сохраняются примерно постоянными, но возрастает  $N_p / \rho$  и соответственно увеличивается  $V_{\max}$ . На больших высотах располагаемая мощность  $N_p$  начинает уменьшаться и  $V_{\max}$  падает.

Область значений скорости, при которых возможен горизонтальный полет при  $G = \text{const}$  и заданной  $H$ , называется диапазоном скоростей горизонтального полета. Для каждого

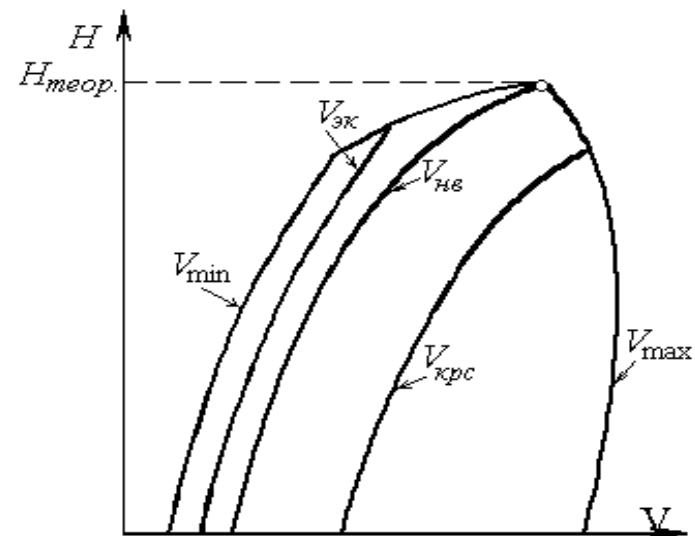


Рис. 10. Изменение характерных скоростей полета с высотой

самолета имеется высота, на которой диапазон скоростей, уменьшаясь с ростом  $H$ , стягивается в точку (рис. 10). На этой высоте  $V_{\min} = V_{\max} = V_{\text{наив}}$ . Такую высоту называют теоретическим потолком самолета. На этой высоте кривая располагаемой тяги (или мощности) не пересекает, а лишь касается кривой потребной тяги (или  $N_{\text{п}}$ ) (рис. 3,4). Поэтому теоретическим потолком можно назвать наибольшую высоту, на которой еще возможен установившийся горизонтальный полет.

### 3.5. Вертикальная скорость при наборе высоты

По сравнению с горизонтальным полетом установившийся полет самолета под углом  $\theta$  к горизонту является более общим. Схема сил, действующих на самолет в полете по наклонной траектории, показана на рис. 11 (полет без крена и скольжения). Уравнения движения для рассматриваемого случая были записаны в разделе 1.1. – система уравнений (3).

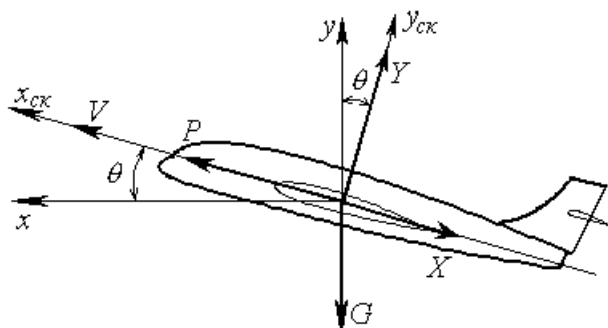


Рис. 11. Силы, действующие на самолет в полете по наклонной траектории

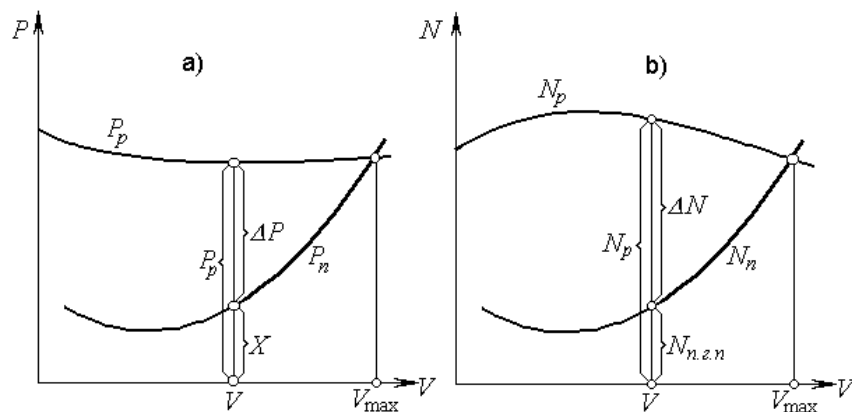


Рис. 12. К определению избытка тяги и мощности



В летной практике для быстрого набора высоты применяют режим подъема с максимальной вертикальной скоростью –  $V_{Y \max}$ .

Величина вертикальной скорости  $V_Y$  для самолетов с ТРД вычисляется аналитически из двух уравнений:

$$\left. \begin{aligned} P - X - G \cdot \sin \theta &= 0 \\ V_Y &= V \cdot \sin \theta \end{aligned} \right\}. \quad (27)$$

Выражение для  $V_Y$  после подстановки  $\sin \theta$  в первое уравнение системы (26) принимает вид

$$V_Y = \frac{P - X}{G} \cdot V = \frac{\Delta P \cdot V}{G} = \frac{N_p - N_{n.z.n.}}{G} = \frac{\Delta N}{G}, \quad (28)$$

где  $\Delta P$  – избыток тяги (см. рис. 12.а), а  $\Delta N$  – избыток мощности (рис. 12,б).

Избыток тяги и избыток мощности для самолетов с умеренной тяговооруженностью на сравнительно пологих траекториях ( $\theta$  до 30...40°) рассчитывают по упрощенному методу тяг, т.е. вместо фактического  $C_{Y \text{ наб}}$  определяют  $C_Y$  в первом приближении:

$$C_{Y1} = \frac{mg}{q \cdot S}$$

и далее полагают  $C_X (C_{Y \text{ наб}}) \approx C_X (C_{Y1})$ .

Угол наклона траектории при установившемся полете в первом приближении определяется по второй формуле в системе (27), если в нее подставить значение  $V_Y$  (28):

$$\sin \theta_1 = \frac{\Delta P}{G} = \frac{\Delta N}{G \cdot V}. \quad (29)$$

Найдя  $\sin \theta_1$  в первом приближении, можно затем уточнить значение  $C_{Y \text{ наб}}$ . Второе, и, может быть, третье приближения

могут потребоваться для самолетов с высокой тяговооруженностью на крутых траекториях.

### 3.6. Наивыгоднейшая скорость набора высоты и определение скороподъемности самолета

Величина  $V_Y$  будет иметь максимальное значение при максимальных значениях  $(\Delta PV)$  или  $(\Delta N)$ .

Для самолета с ТРД определение  $V_{Y \max}$  на разных высотах производится следующим образом:

- 1) строятся кривые потребных и располагаемых тяг на разных высотах горизонтального полета (рис. 6 и 8);
- 2) измеряются избытки  $\Delta P$  при различных скоростях и на принятых высотах полета;
- 3) вычисляются соответствующие произведения  $\Delta PV$ ;
- 4) строятся серии графиков зависимости  $\Delta PV = f(V)$  для каждой из принятых высот полета (рис. 13);
- 5) определяются максимальные значения  $(\Delta PV)$  для различных высот полета;
- 6) вычисляются значения  $V_{Y \max}$  для этих высот по формуле

$$V_{Y \max} = \frac{(\Delta PV)_{\max}}{G}.$$

Скорость полета, соответствующая  $(\Delta PV)_{\max}$ , называется наивыгоднейшей скоростью набора высоты  $V_{нв \text{ наб}}$ . Так как у дозвуковых самолетов с ТРД кривая располагаемых тяг почти параллельна оси абсцисс, то  $V_{нв \text{ наб}}$  будет немного больше  $V_{нв}$  горизонтального полета.

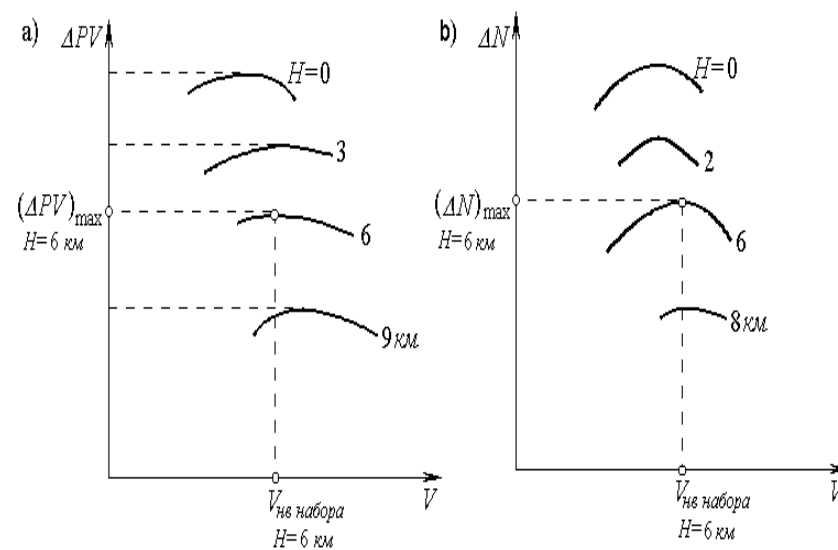


Рис. 13. К определению  $(\Delta PV)_{\max}$  самолета с ТРД(а) и с ТВД (б)

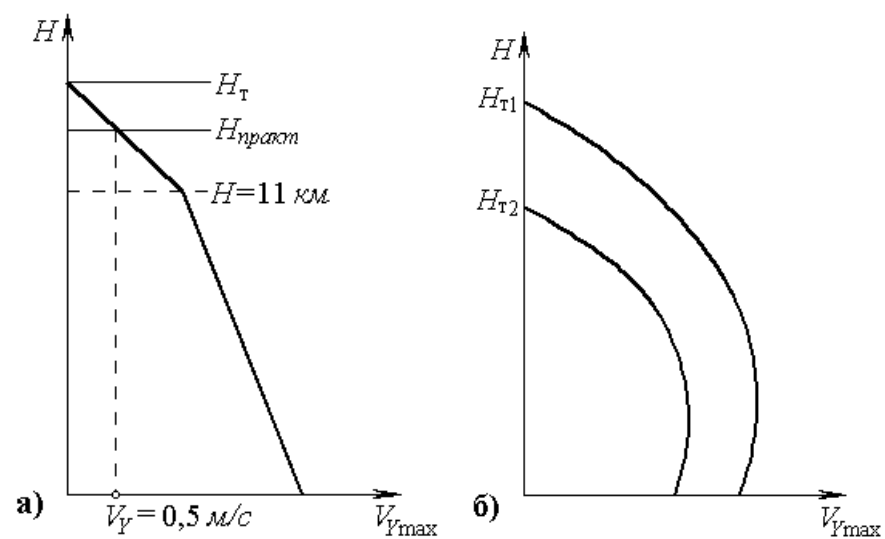


Рис. 14. Зависимость  $V_{y \max}$  от высоты для самолета с ТРД (а) и ТВД (б)

Для самолетов с ТВД определение  $V_{Y \max}$  на различных высотах упрощается:

- 1) строятся графики потребных и располагаемых мощностей на разных высотах горизонтального полета (рис.7,9);
- 2) строятся графики  $\Delta N = f(V)$  для принятых высот (рис. 13,б);
- 3) определяются максимальные величины  $\Delta N$  для принятых высот;
- 4) вычисляются значения

$$V_{Y \max} = \frac{(\Delta N)_{\max}}{G}.$$

### 3.7. Определение характеристик взлета в стандартных условиях

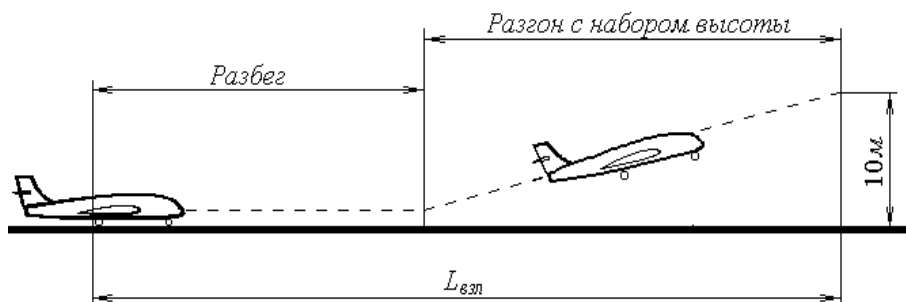


Рис. 15. Этапы взлета самолета

Взлет современных самолетов можно разбить на три этапа (рис. 15). На первом этапе осуществляется разбег самолета по ВПП, основная задача которого – приобрести на возможно короткой дистанции такую скорость, которая обеспечивала бы отрыв самолета от ВПП. Эта скорость называется скоростью отрыва  $V_{отр}$ . Согласно нормам летной годности  $V_{отр}$  определяется по формулам:

$V_{отр} = 1,15V_{мин\tau}$  – для самолетов с 3-мя и более двигателями;

$V_{отр} = 1,2V_{мин\tau}$  – для самолетов с 2-мя и более двигателями;

$$V_{мин\tau} = \sqrt{\frac{2G}{C_{Y\max} \cdot \rho \cdot S}}$$

– минимальная теоретическая скорость при механизации, установленной во взлетное положение.

Значение  $C_{Y\max}$  находится по зависимости  $C_Y(\alpha)$  для взлетной конфигурации самолета.

Расстояние, на котором скорость изменяется от нуля до  $V_{отр}$ , называется длиной разбега  $L_p$ .

Для расчета составим систему уравнений, описывающую движения самолета при разбеге. При разбеге на самолет, кроме аэродинамических сил и его веса, действуют силы трения и нормального давления (рис. 16). Связь между силой трения  $F$  и силой нормального давления  $N$  устанавливается через коэффициент трения:  $F = f \cdot N$ .

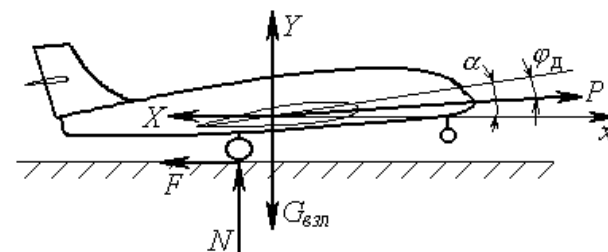


Рис. 16. Упрощенная схема сил, действующих на самолет при разбеге

Принимаем, что вектор скорости при разбеге параллелен ВПП и  $\cos(\alpha \pm \varphi_D) \approx 1$  ввиду малости угла  $(\alpha \pm \varphi_D)$ . Получим систему уравнений:

$$\left. \begin{aligned} P_{\text{взл}} - X - F &= m \frac{dV}{dt} \\ Y + N - G_{\text{взл}} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

Если преобразовать  $dV/dt$ :

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV \cdot dl}{dl \cdot dt} = V \frac{dV}{dl} = \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dl},$$

то из первого уравнения системы (29) получим  $L_p$ :

$$L_p = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{\text{отп}}^2} \frac{G_{\text{взл}} \cdot dV^2}{P_{\text{взл}} - X - F} \quad (31)$$

или, если учесть, что  $F = f(G_{\text{взл}} - Y)$ ;  $X = C_X \cdot q \cdot S$ ;  $Y = C_Y \cdot q \cdot S$ ,  
то

$$L_p = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{\text{отп}}^2} \frac{dV^2}{\frac{P_{\text{взл}}}{G_{\text{взл}}} - f + q \cdot S(f \cdot C_Y - C_X)} \cdot \quad (32)$$

Интегрирование формулы (32) не только аналитическими, но и графическими методами отличается сложностью и трудоемкостью, так как в процессе разбега происходит изменение  $P_{\text{взл}}$ ,  $f$ ,  $C_X$  и  $C_Y$ .

В инженерной практике обычно пользуются приближенными формулами, например:

$$L_p = \frac{V_{\text{отп}}^2}{2g \left( \frac{P_{\text{ср}}}{G} - f_{\text{нр}} \right)}, \quad (33)$$

где  $P_{\text{ср}} \approx 0,93P_{\text{взл}}$  для самолетов с ТРД;  $P_{\text{взл}}$  – суммарная тяга силовых установок на месте (обычно известна);

$P_{\text{ср}} \approx 9,33N_{\text{взл}}$  для самолетов с ТВД;  $N_{\text{взл}}$  – суммарная мощность силовых установок на месте (обычно известна);  $f_{\text{нр}}$  –

приведенный коэффициент трения при разбеге по бетонной полосе, равен 0,04.

На втором этапе происходит разгон самолета до безопасной скорости полета  $V_{без}$  с одновременным набором минимальной высоты (по НЛГ  $H = 10,0$  м; для расчетов  $H = 10,7$ ). Расстояние, на котором происходит изменение скорости от  $V_{отр}$  до  $V_{без}$  и набор минимальной высоты, называется длиной разгона  $L_{р.н.}$ .

Расстояние, которое проходит самолет от начала разбега до конца разгона, называется взлетной дистанцией  $L_{взл.}$ .

Наиболее простым методом расчета  $L_{р.н.}$  является энергетический метод.

Полная энергия самолета в момент отрыва его от ВПП

$$E_1 = \frac{m_{взл.} \cdot V_{отр}^2}{2}.$$

На высоте 10,7 м полная энергия самолета

$$E_2 = \frac{m_{взл.} \cdot V_{без}^2}{2} + 10,7 G_{взл.}$$

Изменение полной энергии самолета происходит за счет работы тяги двигателя и лобового сопротивления; их разность соответствует избыточной тяге, работа которой равна:

$$A_{взл.} = (P_{взл.} - X) \cdot L_{р.н.}$$

Если за  $\Delta P = (P_{взл.} - X)$  принять некоторое среднее ее значение, то

$$\Delta P_{ср} = \frac{\Delta P_1 + \Delta P_2}{2},$$

где  $\Delta P_1 = (P - X)_{отр}$  – избыток тяги в момент отрыва;

$\Delta P_2 = (P - X)_{10,0}$  – избыток тяги в конце взлетной дистанции (на высоте 10,7 м), тогда

$$\Delta E_{взл.} = E_2 - E_1 = \Delta P_{ср} \cdot L_{р.н.},$$

откуда получаем длину разгона с набором  $L_{р.н.}$ . Приближенная формула для определения  $L_{р.н.}$ :

$$L_{p.n.} = \frac{G_{взл}}{\Delta P_{cp}} \left( \frac{V_{10,7}^2 - V_{отр}^2}{2g} + 10,7 \right), \quad (34)$$

где  $V_{10,7}$  – скорость самолета в конце взлетной дистанции ( на высоте  $H = 10,7$  м):

$V_{10,7} = 1,2 V_{\min T}$  – для самолетов с 3-мя и более двигателями;

$V_{10,7} = 1,3 V_{\min T}$  – для самолетов с 2-мя двигателями.

Величина лобового сопротивления на указанных скоростях определяется по полярам, построенным для взлетной конфигурации самолета.

Длина взлетной дистанции

$$L_{взл} = L_p + L_{p.n.}$$

Третий этап называется начальным набором высоты. Скорость самолета на этом этапе увеличивается до величины, близкой к наивыгоднейшей, а высота полета достигает примерно 400 м.

Профиль начального набора высоты определяется классом аэродрома, с которого осуществляется взлет.

### 3.8. Посадка самолета в стандартных условиях

По НЛГ минимальная высота посадки равна 15 м над уровнем ВПП. Дистанция, которую проходит самолет от точки траектории, расположенной над ВПП на высоте 15 м, до полной остановки, составляет посадочную дистанцию  $L_{noc}$ .

На современных самолетах процесс посадки может быть разделен на два этапа:

- 1) на первом этапе происходит планирование самолета с последующим выравниванием и одновременным снижением до высоты 0,5...0,8 м; при этом скорость уменьшается от  $V_{пл}$  до  $V_{noc}$ . При достижении  $V_{noc}$  величина подъемной силы из-за уменьшающейся скорости становится меньше веса и самолет парашютирует на ВПП, касаясь ее колесами шасси.



2) на втором этапе самолет начинает пробег по ВПП с уменьшением скорости от  $V_{нос}$  до нуля.

На рис. 17 показаны этапы посадки самолета, а на рис. 18 – упрощенная схема сил, действующих на самолет при пробеге.

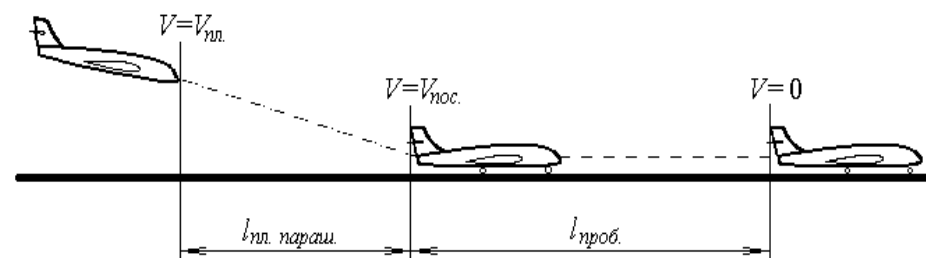


Рис. 17. Этапы посадки самолета

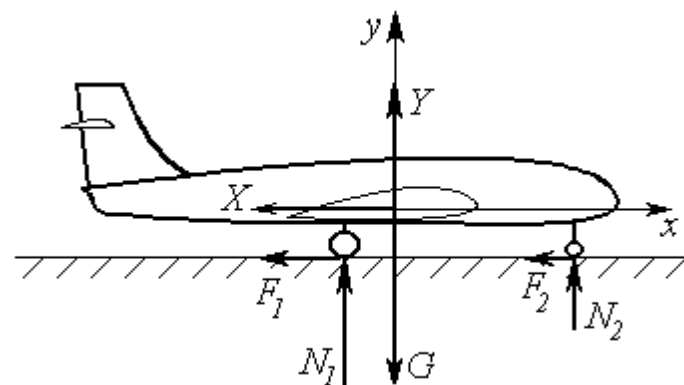


Рис. 18. Упрощенная схема сил, действующих на самолет при пробеге

Итак, полная длина посадочной дистанции определяется как:

$$L_{noc} = l_{пл.параш.} + l_{проб},$$

где  $l_{пл.параш.}$  – суммарная длина участков планирования, выравнивания, выдерживания и парашютирования;

$l_{проб}$  – длина пробега по ВПП.

Определяется  $l_{пл.параш.}$  с помощью энергетического метода:

$$\Delta E_{noc} = G_{noc} \left( \frac{V_{пл}^2 - V_{noc}^2}{2g} + 15 \right);$$

$$A_{noc} = X \cdot l_{пл.параш.};$$

$$\Delta E_{noc} = A_{noc}, \text{ откуда при } G_{noc} \approx Y_{noc}$$

$$l_{пл.параш.} = K_{cp} \left( \frac{V_{пл}^2 - V_{noc}^2}{2g} + 15 \right),$$

где  $K_{cp}$  – среднее аэродинамическое качество на участке планирования – парашютирования (приблизленно 6...8).

Величины посадочной скорости и скорости планирования для всех типов самолетов могут быть приняты как:

$$V_{noc} = 1,2 V_{мин т}; \quad V_{пл} = 1,3 V_{мин т};$$

$$V_{мин т} = \sqrt{\frac{2G_{noc}}{C_{Ymax} \cdot \rho \cdot S}},$$

где  $G_{noc}$  – посадочный вес самолета, определяется как:

$$G_{noc} = G_{взл} - 0,8 G_T;$$

$C_{Ymax}$  – максимальное значение  $C_Y$  при посадочной конфигурации самолета.

Длину пробега по ВПП определяют с помощью уравнений движения при пробеге в проекции на оси скоростной системы координат

$$\left. \begin{aligned} Y + N_1 + N_2 - G_{noc} &= 0 \\ X + F_1 + F_2 &= -m_{noc} \cdot \frac{dV}{dt} \end{aligned} \right\}.$$

Вводится приведенный коэффициент трения  $f_{np}$ , удовлетворяющий условиям:

$$f_{np} \cdot N = f_1 \cdot N_1 + f_2 \cdot N_2; N = N_1 + N_2.$$

Тогда система уравнений может быть записана в виде

$$\left. \begin{aligned} Y + N - G_{noc} &= 0 \\ X + f_{np} \cdot N &= -m_{noc} \cdot \frac{dV}{dt} \end{aligned} \right\}. \quad (35)$$

Если учесть, что  $\frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dl}$ , то получим из совместного решения уравнений (35):

$$l_{про б} = \frac{G_{noc}}{2g} \int_0^{V_{noc}^2} \frac{dV^2}{X + f_{np}(G_{noc} - Y)}. \quad (36)$$

Формула упрощается для расчета: вводятся средние значения сил трения, сопротивления и подъемной силы:

$$X_{cp} \approx \frac{1}{3} \frac{G_{noc}}{K_{cm}};$$

$$F_{cp} \approx \frac{2}{3} f_{np} \cdot G_{noc};$$

$$Y \approx \frac{1}{3} G_{noc},$$

где  $K_{cm}$  – аэродинамическое качество на стояночном угле атаки  $\alpha_{cm} \approx 1...3^\circ$ , определяется по полярам для самолетов с ТРД, а для учета сопротивления от винтов на пробеге величину  $K_{cm}$  определяют приближенно:

$$K_{cm} = \frac{C_{Y cm}}{C_{X cm} + \Delta C_X},$$

принимая  $\Delta C_X \approx 0,1; f_{np} \approx 0,25$  (для бетонированной ВПП).

В результате имеем, что

$$l_{про б} \approx \frac{1}{2g} \frac{V_{нос}^2}{\frac{1}{3K_{ст}} + \frac{2}{3}f_{пр}}.$$

(37)

Тогда полная длина посадочной дистанции определяется по формуле

$$L_{нос} = K_{ср} \left( \frac{V_{н л}^2 - V_{нос}^2}{2g} + 15 \right) + \frac{1}{2g} \frac{V_{нос}^2}{\frac{1}{3K_{ст}} + \frac{2}{3}f_{пр}}. \quad (38)$$

Для современных тяжелых пассажирских самолетов посадочная дистанция составляет 1,5...2 км, а взлетная дистанция – 2,0...3,5 км.

### 3.9. Криволинейное движение в горизонтальной плоскости

Криволинейное движение в горизонтальной плоскости называется виражом. Вираз может выполняться по-разному:

- 1) со скольжением ( $\beta \neq 0$ ) и без крена ( $\gamma = 0$ );
- 2) с креном и без скольжения ( $\gamma \neq 0, \beta = 0$ ) - правильный вираз.
- 3) с одновременным скольжением и креном ( $\beta \neq 0$  и  $\gamma \neq 0$ ).

Схема сил, действующих на самолет при вираже, показана на рис. 19,а,б.

Вирази со скольжением осуществляются отклонением руля направления. При  $\beta \neq 0$  возникает боковая сила  $Z$ , которая играет роль центробежной силы (рис. 19,а).

При вираже с креном ( $\beta = 0$ ) роль центробежной силы выполняет проекция подъемной силы –  $Y \cdot \sin \gamma$  (рис. 19,б). В этом случае подъемная сила должна быть больше веса самолета и осуществление виража возможно либо увеличением угла атаки  $\alpha$  при сохранении скорости полета, либо увеличением скорости полета при фиксированном угле атаки.

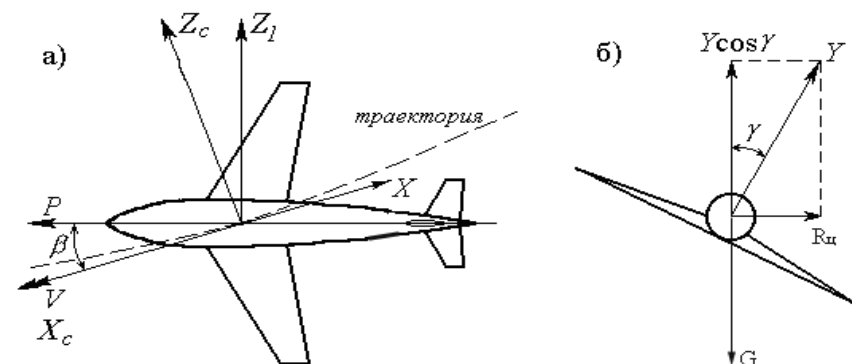


Рис. 19. Схема сил, действующих на самолет при вираже:  
а) - вираж со скольжением и без крена;  
б) - вираж с креном и без скольжения (правильный вираж)

Увеличение  $\alpha$  ограничивается значением, начиная с которого возможен срыв потока с крыла и потеря самолетом устойчивости; поэтому вираж обычно выполняется при увеличении скорости.

При выполнении виража по способу (3) центробежная сила определяется суммой проекций боковой и подъемной сил на горизонтальную плоскость (рис. 20,а,б).

При скольжении на внешнюю плоскость боковая сила увеличивает центробежную силу (рис. 20,а), а при скольжении на внутреннюю уменьшает (рис. 20,б).

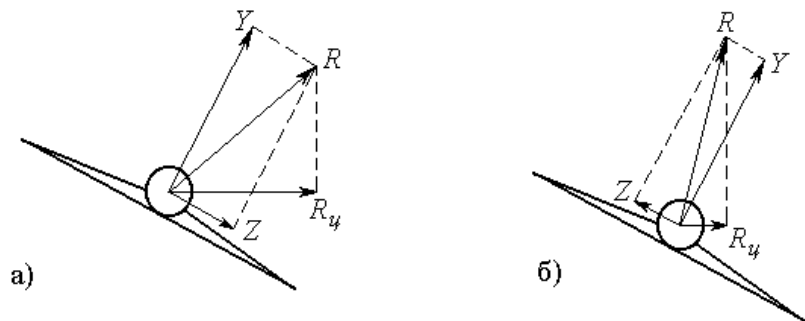


Рис. 20. Силы, действующие на самолет, при выполнении виража с креном, при внешнем (а) и внутреннем (б) скольжениях

Основные характеристики виража:

- 1) радиус виража –  $r_{vir} = \frac{m V_{vir}^2}{R_y}$ ;
- 2) время выполнения виража, необходимое для выполнения разворота на  $2\pi \text{ рад}$ , при

$$V_{vir} = \text{const} - t_{vir} = \frac{2m \cdot r_{vir}}{V_{vir}}.$$

### 3.10. Правильный вираж

При правильном установившемся вираже (рис. 19,б) имеем систему уравнений движения в траекторной системе координат

$$\left. \begin{aligned} R_y &= Y \cdot \sin \gamma \\ G &= Y \cdot \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (39)$$

С учетом того, что  $R_y = \frac{m V_{vir}^2}{r_{vir}}$  и  $\frac{Y}{G} = n_Y$ , имеем

$$n_Y = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (40)$$

Из системы уравнений (39) определяются через перегрузку все характеристики правильного виража, если учесть, что  $\text{tg} = \sqrt{n_Y^2 - 1}$ :

$$r_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{g \sqrt{n_Y^2 - 1}}; \quad (41)$$

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi}{g} \frac{V_{\text{вир}}}{\sqrt{n_Y^2 - 1}}; \quad (42)$$

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho \cdot S \cdot C_Y} \cdot n_Y} = V_{\text{з.н.}} \cdot \sqrt{n_Y}. \quad (43)$$

Для установившегося виража имеем  $P_{\text{н.вир}} = X_{\text{вир}}$ , а  $G = Y_{\text{вир}} \cdot \cos \gamma$  и тогда

$$P_{\text{н.вир}} = G \frac{X_{\text{вир}}}{Y_{\text{вир}} \cdot \cos \gamma} = \frac{G \cdot n_Y}{K_{\text{вир}}}. \quad (44)$$

Можно принять при малых числах  $M$  и одних и тех же углах атаки равенство  $K_{\text{з.н.}} = K_{\text{вир}}$  и поэтому

$$P_{\text{н.вир}} = P_{\text{н.з.н.}} \cdot n_Y; \quad (45)$$

$$N_{\text{н.вир}} = P_{\text{н.вир}} \cdot V_{\text{вир}} = N_{\text{н.з.н.}} \cdot n_Y^{3/2}. \quad (46)$$

#### 4. Контрольные вопросы

1. Какую систему координат и почему следует использовать при составлении уравнений движения для расчета летно-технических характеристик самолета?
2. Записать уравнение движения для горизонтального неустановившегося полета.
3. Дать определение потребной и располагаемых тяг.
4. Что нужно знать для определения потребной тяги при заданных скорости и высоте полета?
5. Нарисовать диаграммы тяг (мощностей) для различных высот полета.
6. Дать определение минимальной теоретической скорости горизонтального полета.
7. Если кривая располагаемой тяги касается кривой потребной тяги в точке  $V_{не}$ , то при каких условиях происходит полет?
8. Как определить  $V_{не}$  по диаграмме потребных мощностей?
9. Как определить максимальное аэродинамическое качество по поляре самолета?
10. Как определить по зависимостям  $P_n = f(V)$  и  $P_p = f(V)$  величину  $V_{max}$ ?
11. Если кривая  $P_p = f(V)$  на заданной высоте не пересекает и не касается кривой  $P_n = f(V)$  или лежит ниже  $P_n = f(V)$ , то что это означает?
12. Какой метод лежит в основе расчета длины разгона при взлете и длины планирования, парашютирования при посадке?
13. Назвать условия, необходимые для искривления траектории полета самолета.
14. Почему нельзя выполнить установившийся вираж с углом крена, большим предельного?



## 5. Приложение

## 5.1. Исходные данные и варианты заданий

Таблица 1

Тип самолета, параметры самолета	№ вариантов	Тип А д.у. НК-8	Тип Б д.у. Д- 3011	Тип В д.у. НК-8	Тип Г д.у. АИ- 25
Масса взлетная $M_{взл}$ , кг	1	86000	42000	153000	10600
	2	89000	43000	155000	11000
	3	92000	44000	157000	11400
	4	95000	45000	159000	12000
	5	98000	46000	163000	13000
	6	101000	47000	165000	14000
Состояние ВПП	1,4 2,5 3,6	сухая мокрая слякоть	мокрая слякоть сухая	слякоть сухая мокрая	мокрая сухая слякоть
Высота полета $H$ , м		0	0	0	0
		2	1	2	2
		4	3	5	4
		6	5	7	6
		10	7	10	7
$n^3$ максимальная допустимая	1,4	1,7	2,3	1,7	3,5
	2,5	1,75	2,4	1,75	3,7
	3,6	1,8	2,5	1,8	3,7
Номинальная тяга $P_{0\text{ ном}}$ , Н (для одного двигателя)		92000	50000	90000	11000
$S$ , м <sup>2</sup>		202	127	280	70
$L$ , м		37,5	29	43	25
Число двигателей (г)		3	2	4	3
Взлетная тяга $P_{взл}$ , Н		105000	68000	103000	15000
Допустимый угол крена		30°	30°	30°	30°

продолжение таблицы №1 (для самолётов с ТВД)

Тип самолета и его параметры	№ вариантов		Тип Д	Тип Е	Тип Ж
Масса взлетная $M_{взл}$ , кг	i	1	15500	43000	46000
		2	16000	45000	48000
		3	17000	47000	51000
		4	18000	49000	53000
		5	19000	51000	55000
		6	20000	53000	57000
		7	21500	55000	59000
		8	22500	57000	61000
		9	23000	59000	63000
		10	23500	61000	65000
Состояние ВПП	j	1,4	сухая	мокрая	слякоть
		2,5	мокрая	слякоть	сухая
		3,6	слякоть	сухая	мокрая
Высота полета $H$ , м	k		0	0	0
			2	2	2
			4	4	4
			6	6	6
			8	8	8
			10	10	10

продолжение таблицы №1 (для самолётов с ТВД)

			12	12	12
$n^{\circ}$ - максимальная допустимая перегрузка	1	1 2 3	3,2 3,0 2,8	2,6 2,4 2,3	2,65 2,41 2,32
Номинальная мощность - $N_{0\text{ ном}}$ , кВт (для одного двигателя)			1700	2500	2500
$S$ , м <sup>2</sup>			75	121,7	140
$L$ , м			29,2	38	37,4
Диаметр винта $D_v$ , м			3,9	4,5	4,5
Число двигателей ( $\tau$ )			2	4	4
Взлетная мощность $N_{\text{взл}}$ , кВт			2080	2950	2950
предельный скоростной напор $q_{\text{пред.}}$ , Н/м <sup>2</sup>			10000	12200	12200
Допустимый угол крена, град			30	30	30
число Маха макс.допустимое			0,7	0,68	0,65

## 5.2. Таблица стандартной атмосферы

Геометрическая высота $h, м$	Температура $T, K$	Давление $p, мм. рт. ст.$ ( $p^*133,3$ ), $Н/м^2$	Плотность $\rho, кг/м^3$	$\Delta = \rho/\rho_0$	Скорость звука, $м/с$	Динамическая вязкость $\mu, Н\cdot с/м^2$	Ускорение свободного падения $g, м/с^2$
0	288,150	$7,60000 \cdot 10^2$	$1,22500 \cdot 10^0$	$1,00000 \cdot 10^0$	340,294	$1,7894 \cdot 10^{-5}$	9,8066
500	284,900	7,16019	1,16727	$9,52876 \cdot 10^{-1}$	338,370	1,7737	9,8051
1000	281,651	6,74128	1,11166	9,07477	336,435	1,7579	9,8036
1500	278,402	6,34250	1,05810	8,63759	334,489	1,7420	9,8020
2000	275,154	5,96310	1,00655	8,21676	332,532	1,7260	9,8005
2500	271,906	5,60234	$9,56954 \cdot 10^{-1}$	7,81187	330,536	1,7099	9,7989
3000	268,659	5,25952	9,09254	7,42248	328,584	1,6938	9,7974
3500	265,413	4,93393	8,63402	7,04818	326,592	1,6775	9,7959
4000	262,166	4,62491	8,19347	6,68854	324,589	1,6612	9,7943
4500	258,921	4,33180	7,77038	6,34317	322,573	1,6448	9,7928
5000	255,676	4,05395	7,36429	6,01166	320,545	1,6282	9,7912
5500	252,431	3,79076	6,97469	5,69362	318,505	1,6116	9,7897
6000	249,187	3,54161	6,60111	5,38866	316,452	1,5949	9,7882
6500	245,943	3,80593	6,24310	5,09641	314,385	1,5781	9,7866
7000	242,700	3,08315	5,90018	4,81648	312,306	1,5612	9,7851
7500	239,457	2,87271	5,57192	4,54850	310,212	1,5442	9,7836
8000	236,215	2,67409	5,26786	4,29213	308,105	1,5271	9,7820
8500	232,974	2,48677	4,95757	4,04700	305,984	1,5099	9,7805
9000	229,733	2,31024	4,67063	3,81276	303,848	1,4926	9,7786
9500	226,492	2,14403	4,39661	3,58907	301,697	1,4752	9,7774
10000	223,252	1,98765	4,13510	3,37559	299,532	1,4577	9,7759
11000	216,774	1,70264	3,64801	2,97797	295,154	1,4223	9,7728
12000	216,650	1,45507	3,11937	2,54643	295,069	1,4216	9,7697

### 5.3. Поляры самолетов типа А, Б, В, Г, Д, Е, Ж

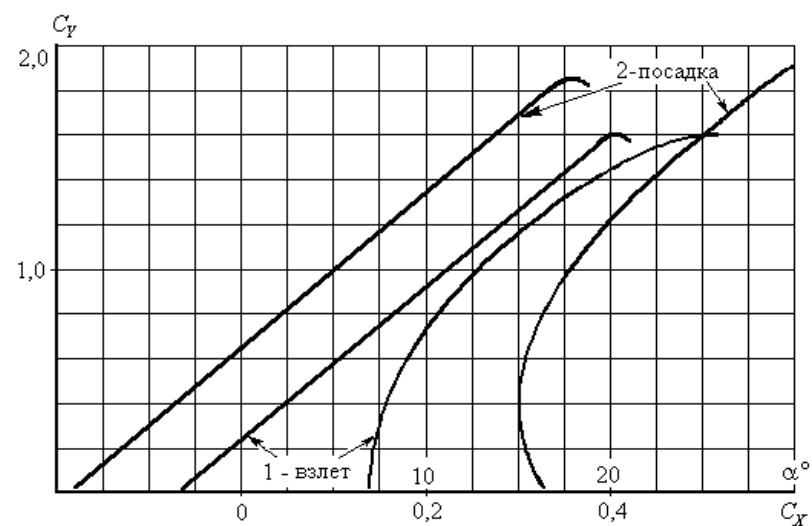


Рис.1. Поляра и  $C_Y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа Б

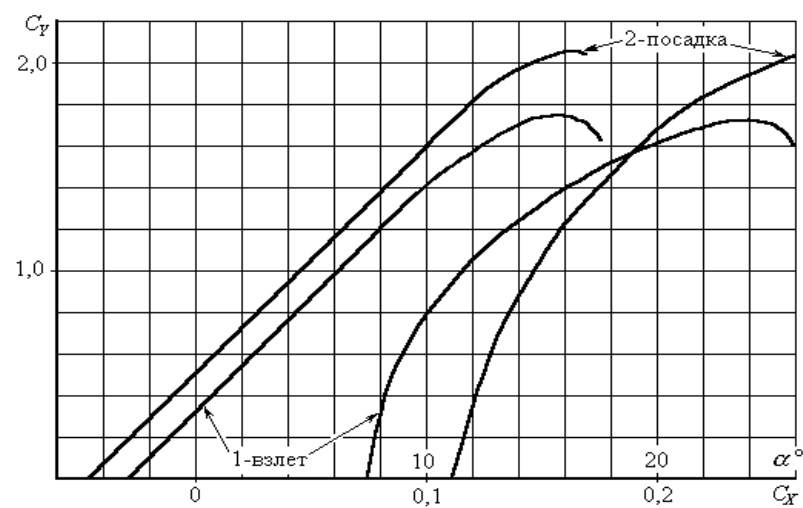


Рис. 2. Поляра и  $C_Y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа А

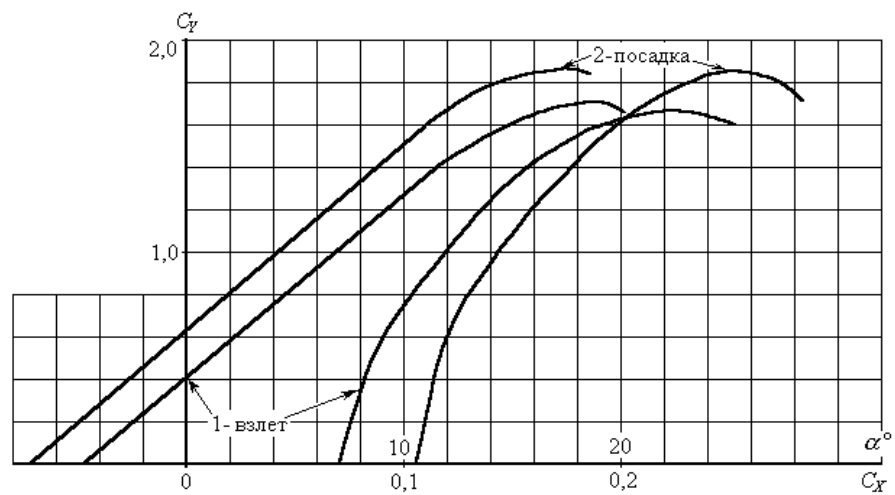


Рис 3. Поляра и  $C_y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа В

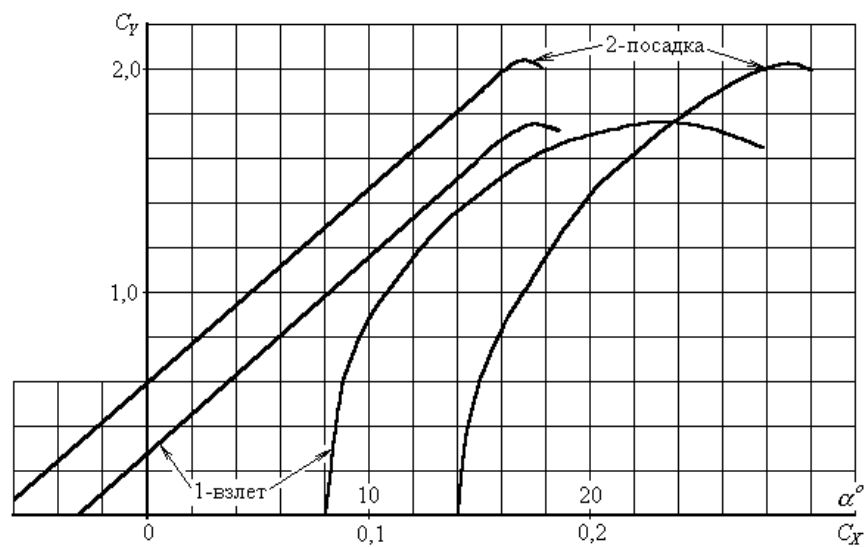


Рис 4. Поляра и  $C_y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа Г

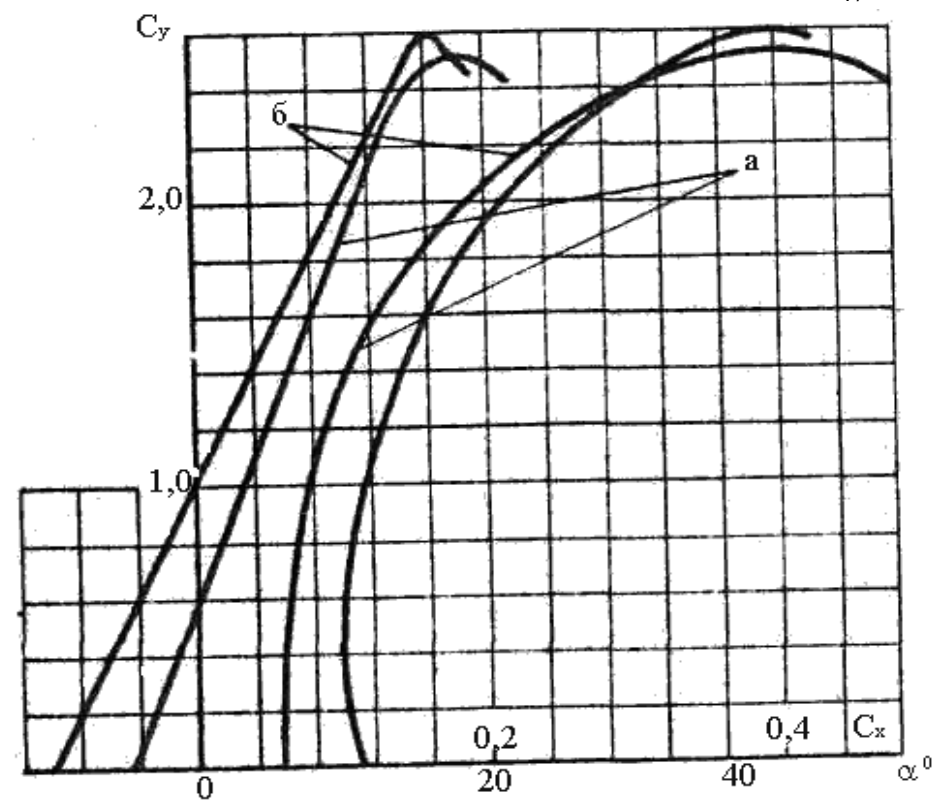


Рис 5. Поляра и  $C_y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа Д

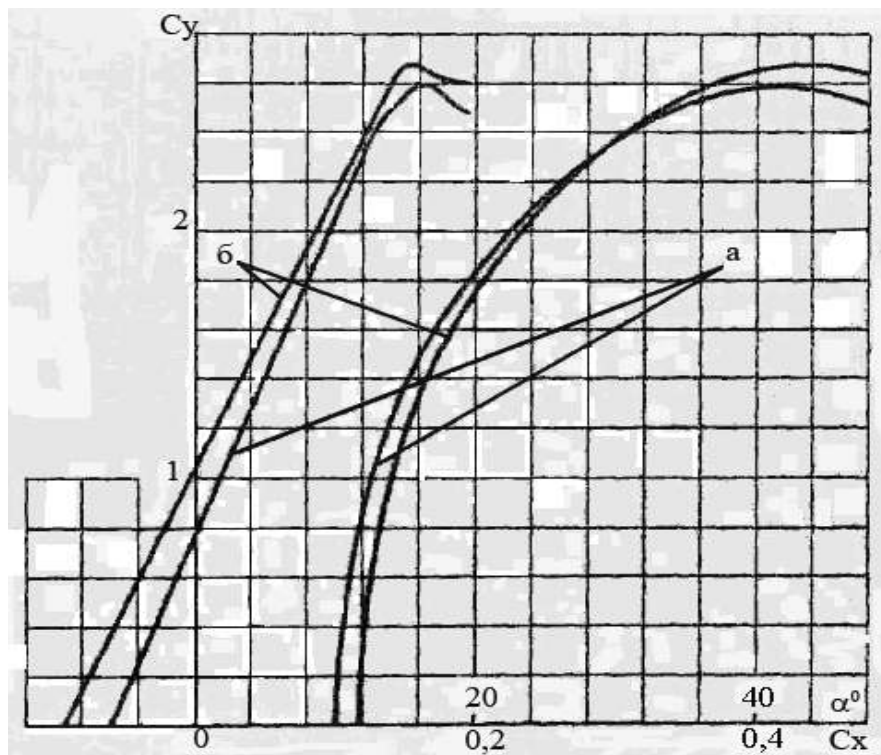


Рис 6. Поляра и  $C_y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа Е



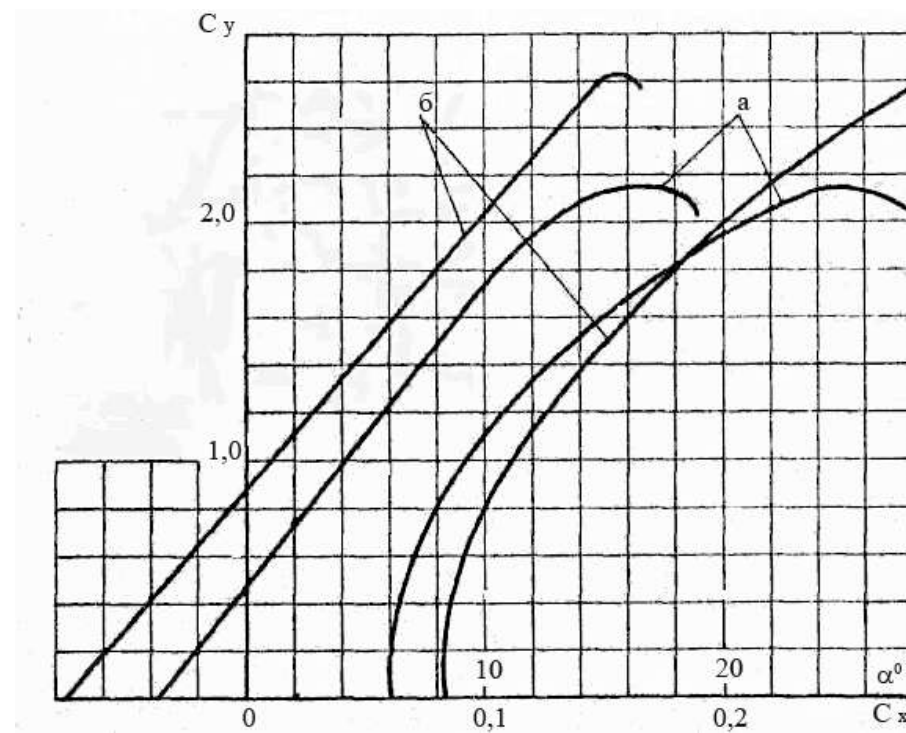


Рис 7. Поляра и  $C_y(\alpha)$  во взлетной (1) и посадочной (2) конфигурациях самолета типа Ж

Тип самолета А

Таблица 3

M = 0...0,94	C <sub>y</sub>	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
M=0,55	C <sub>x</sub>	0,019	0,019	0,020	0,027	0,038	0,055	0,089	0,123
M=0,70	C <sub>x</sub>	0,021	0,021	0,022	0,029	0,043	0,066	-----	-----
M=0,80	C <sub>x</sub>	0,022	0,022	0,023	0,031	0,047	-----	-----	-----
M=0,90	C <sub>x</sub>	0,026	0,026	0,028	0,042	-----	-----	-----	-----
M=0,94	C <sub>x</sub>	0,036	0,036	0,039	0,059	-----	-----	-----	-----

Тип самолета Б

Таблица 4

M = 0...0,88	C <sub>y</sub>	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,2	1,35
M=0,50	C <sub>x</sub>	0,021	0,018	0,018	0,022	0,031	0,045	0,121	0,181
M=0,60	C <sub>x</sub>	0,021	0,019	0,020	0,025	0,034	0,054	-----	-----
M=0,75	C <sub>x</sub>	0,023	0,021	0,022	0,027	0,040	0,066	-----	-----
M=0,80	C <sub>x</sub>	0,024	0,022	0,023	0,031	0,048	0,098	-----	-----
M=0,88	C <sub>x</sub>	0,028	0,029	0,032	0,046	0,099	-----	-----	-----

Тип самолета В

Таблица 5

M = 0...0,93	C <sub>y</sub>	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,27
M=0,60	C <sub>x</sub>	0,017	0,017	0,019	0,025	0,038	0,054	0,076	0,155
M=0,70	C <sub>x</sub>	0,019	0,019	0,020	0,028	0,044	0,073	-----	-----
M=0,80	C <sub>x</sub>	0,023	0,024	0,026	0,037	0,059	-----	-----	-----
M=0,90	C <sub>x</sub>	0,042	0,042	0,046	0,064	-----	-----	-----	-----
M=0,93	C <sub>x</sub>	0,070	0,071	0,075	0,096	-----	-----	-----	-----

Тип самолета Г

Таблица 6

M = 0...0,75	C <sub>y</sub>	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,44
M=0,50	C <sub>x</sub>	0,025	0,024	0,024	0,030	0,039	0,053	0,071	0,160
M=0,6	C <sub>x</sub>	0,028	0,026	0,027	0,033	0,045	0,065	0,098	-----
M=0,7	C <sub>x</sub>	0,031	0,030	0,030	0,038	0,060	0,107	-----	-----
M=0,75	C <sub>x</sub>	0,034	0,034	0,037	0,057	-----	-----	-----	-----

Тип самолета Д

Таблица 7

М=0,5..0,8	Cy	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1.56*
$M \leq 0,5$	Cx	0,025	0,025	0,025	0,027	0,035	0,046	0,063	0,087	0,126	0,210
$M = 0,6$	Cx	0,025	0,025	0,025	0,027	0,035	0,050	0,077	0,165		
$M = 0,7$	Cx	0,035	0,035	0,036	0,042	0,058	0,094				
$M = 0,8$	Cx	0,080	0,082	0,086	0,108	0,168					

Тип самолета Е

Таблица 8

М=0,5..0,85	Cy	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1.6	1.72*
$M \leq 0,5$	Cx	0,025	0,025	0,025	0,030	0,038	0,051	0,070	0,095	0,131	0,184	0,246
$M = 0,6$	Cx	0,025	0,025	0,025	0,030	0,038	0,052	0,075	0,110	0,173		
$M = 0,7$	Cx	0,026	0,026	0,029	0,040	0,058	0,086	0,127				
$M = 0,75$	Cx	0,037	0,048	0,057	0,114							
$M = 0,85$	Cx	0,078	0,103	0,165								

Тип самолета Ж

Таблица 9

М=0,5..0,85	Cy	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,24*
$M \leq 0,55$	Cx	0,025	0,025	0,026	0,028	0,037	0,051	0,071	0,125	0,157
$M = 0,6$	Cx	0,025	0,025	0,026	0,028	0,037	0,054	0,089		
$M = 0,75$	Cx	0,035	0,036	0,040	0,052	0,082	0,121			
$M = 0,85$	Cx	0,054	0,059	0,067	0,094	0,156				

## 5.4. Высотно-скоростные характеристики двигателей

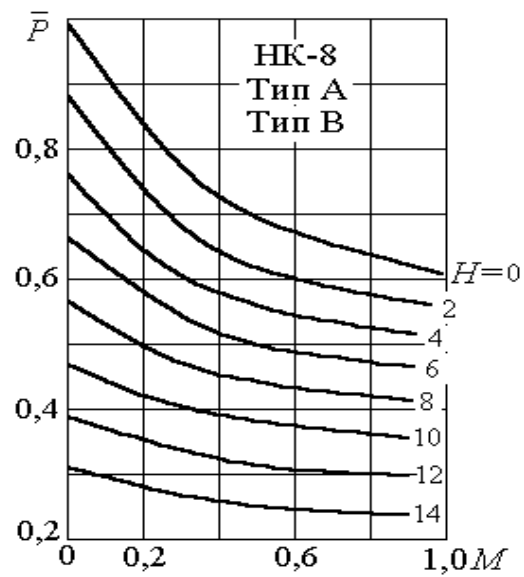


Рис.5. Высотно-скоростные характеристики двигателя НК-8

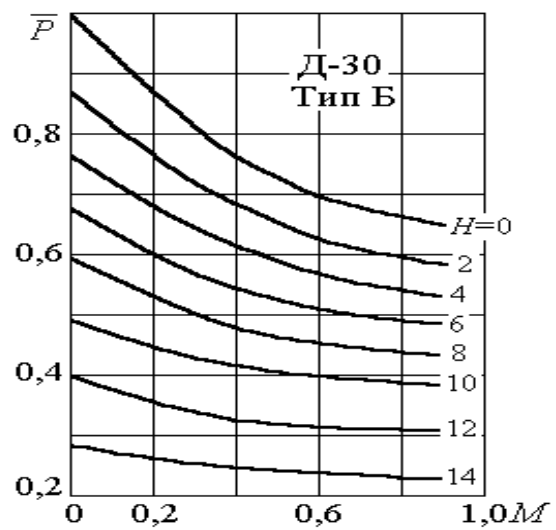


Рис.6. Высотно-скоростные характеристики двигателя Д-30

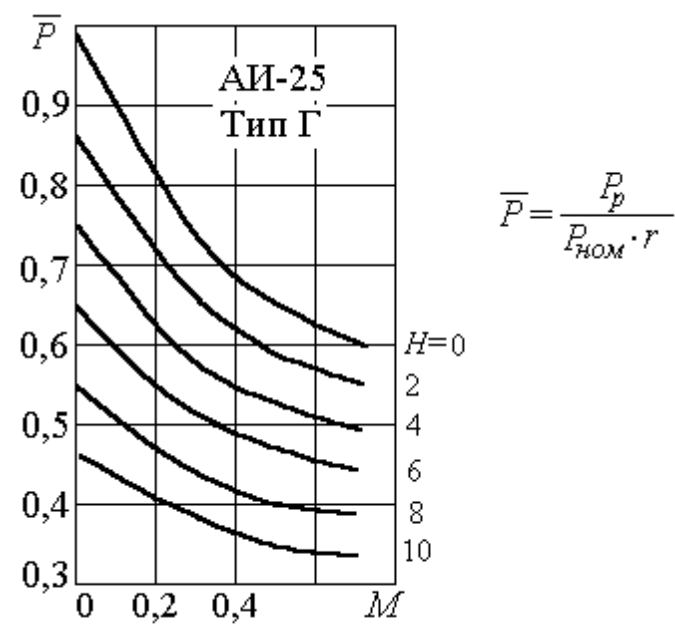


Рис. 7. Высотно-скоростные характеристики двигателя АИ-25

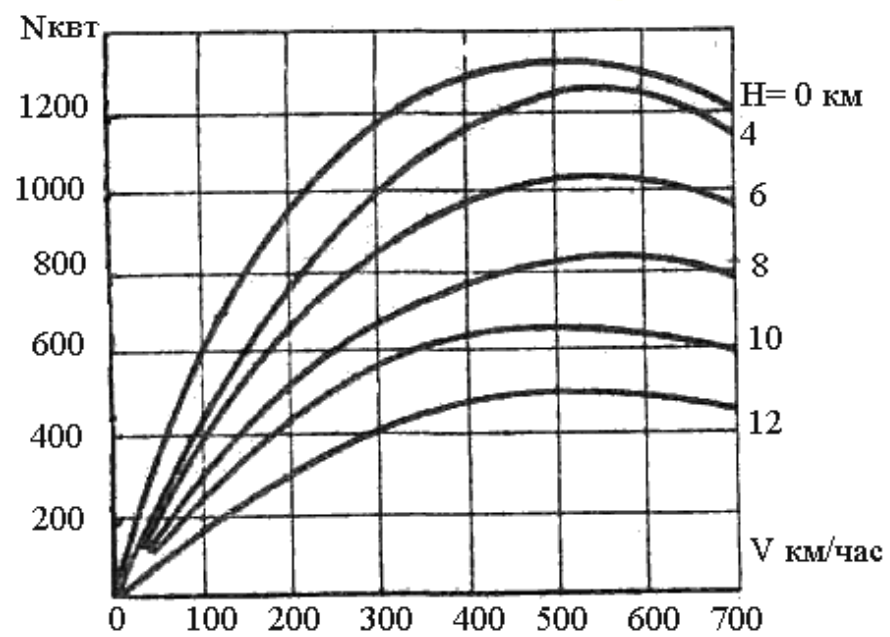


Рис. 8. Располагаемые мощности для двигателя самолёта типа Д

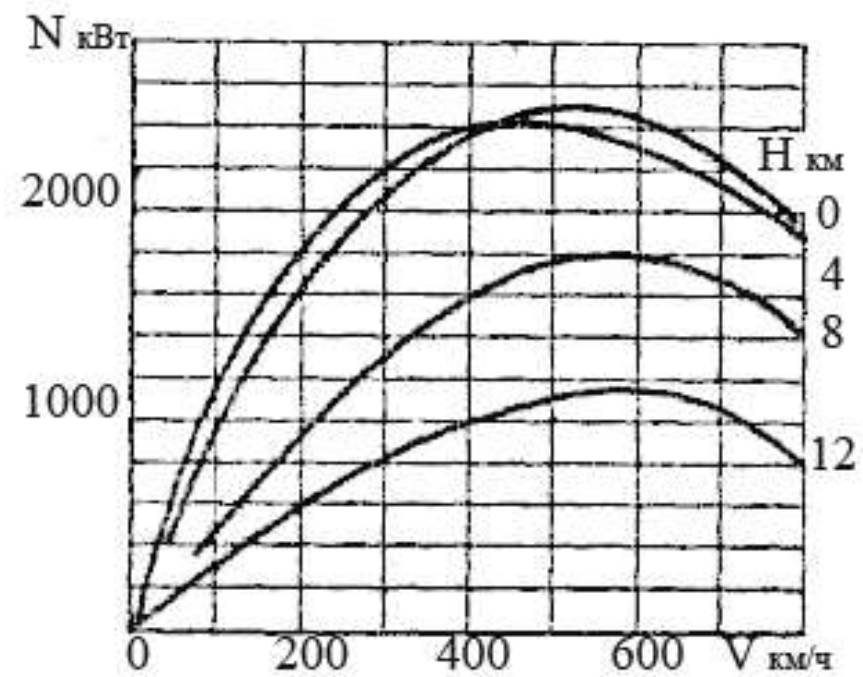


Рис. 9. Располагаемые мощности для двигателей самолётов типа Е, Ж





продолжение таблицы №1 (для самолётов с ТВД)

			12	12	12
$n^3$ - максимальная допустимая перегрузка	1	1 2 3	3,2 3,0 2,8	2,6 2,4 2,3	2,65 2,41 2,32
Номинальная мощность - $N_{0\text{ ном}}$ , кВт (для одного двигателя)			1700	2500	2500
$S$ , м <sup>2</sup>			75	121,7	140
$L$ , м			29,2	38	37,4
Диаметр винта $D_v$ , м			3,9	4,5	4,5
Число двигателей ( $\tau$ )			2	4	4
Взлетная мощность $N_{взл}$ , кВт			2080	2950	2950
предельный скоростной напор $q_{пред.}$ , Н/м <sup>2</sup>			10000	12200	12200
Допустимый угол крена, град			30	30	30
число Маха макс.допустимое			0,7	0,68	0,65

### Литература

#### Основная литература

1. Динамика полета транспортных летательных аппаратов. Учебн. для вузов / А.Я. Жуков, В.И. Егоров, А.Л. Ермаков и др.; под ред. А.Я. Жукова.- М.: Транспорт, 1996, - 326 с.

#### Дополнительная литература

1. Аэромеханика самолета. Динамика полета / Под ред. А.Ф. Бочкарева, В.В. Андреевского. М.: Машиностроение, 1985. - 336 с.
2. Динамика полета. / Под ред. А.М. Мхитаряна. М.: Машиностроение, 1971. -361 с.
3. Динамика полета: Методические указания к курсовой работе “Летно – технические характеристики воздушных судов” /Сост. В.А. Санников., Д.Ф. Титов. и др. – Рига: РКИИГА, 1980 - 44 с.
4. Динамика полета: Метод. указания к курсовой работе “Летно – технические характеристики воздушных судов” /Сост. Ю.И. Матвеев, Ю.Б. Аристидов– СПб: АГА, 1979. - 68 с.