

Рис. 26. Потребные и располагаемые тяги

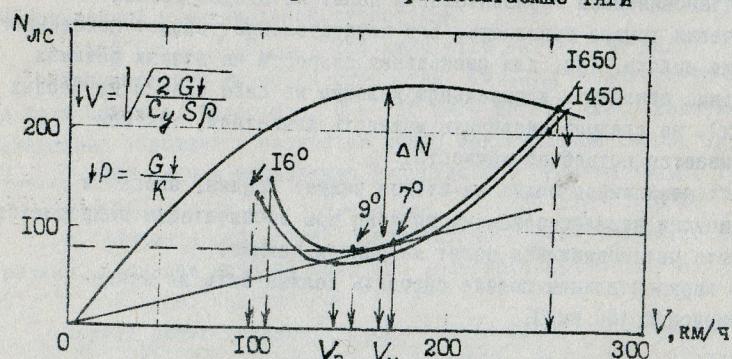


Рис. 27. Влияние полетной массы на летные характеристики самолета

силу тяги P_{pp} , то на основании табл. 2 можно построить кривую потребных тяг. Кривая располагаемой тяги P_p наносится на эту же систему координат. Значение тяги двигателя на каждой скорости полета на 1 номинальном режиме определяют опытным путем. По значениям скорости и располагаемой тяги строим кривую располагаемых тяг (рис. 26).

Имея кривые потребных и располагаемых тяг для заданной полетной массы самолета, можно определить основные летные данные самолета при этих условиях. На рис. 26 изображены кривые потребных и располагаемых тяг для $m = 1650$ кг на $H = 0$. По кривым потребных и располагаемых тяг можно определить следующее.

1. Для любого угла атаки α скорость, потребную для горизонтального полета V_{pp} , тягу, потребную для горизонтального полета P_{pp} , располагающую тягу при данной скорости полета P_p и запас тяги $\Delta P = P_p - P_{\text{pp}}$.

2. Правая точка пересечения кривых потребных и располагаемых тяг дает угол атаки $\alpha = 2^\circ$, которому соответствует максимальная скорость горизонтального полета, равная 260 км/ч.

3. Наивыгоднейшую скорость горизонтального полета, для определения которой необходимо провести касательную к кривой тяги потребной, параллельную оси абсцисс (оси скоростей). Эта скорость наивыгоднейшая 170 км/ч, $\alpha = 9^\circ$. На этой скорости будет максимальное качество, а значит минимальное лобовое сопротивление самолета.

4. Опуская кривую тяги располагаемой параллельно до касания с кривой тяги потребной, будем иметь в точке касания скорость экономическую $V_{\text{ek}} = 150$ км/ч, $\alpha = 13-14^\circ$. На этой скорости самый большой избыток тяги, а значит максимальный угол набора высоты.

Эта скорость является границей двух режимов и скорость практически минимальной.

5. На угле атаки 13-14° при скорости 130 км/ч срабатывает сигнализация, предупреждающая пилота о приближении скорости полета к скорости сваливания.

6. Проведя касательную к кривой потребной тяги параллельно оси ординат, получим минимальную скорость горизонтального полета (скорость сваливания). Она соответствует критическому углу атаки $\alpha_{kp} = 16^\circ$.

Приборная скорость сваливания при торможении с полетной массой 1570-1620 кг при работе двигателя на режиме малого газа с убранный механизацией 120-123 км/ч.

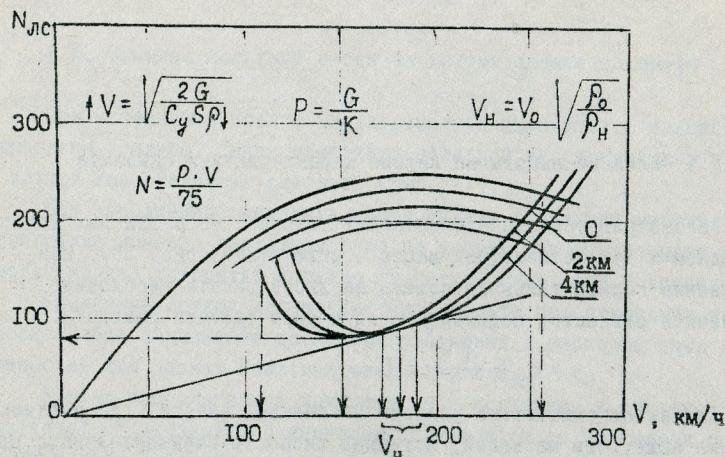


Рис. 28. Влияние высоты на летные характеристики

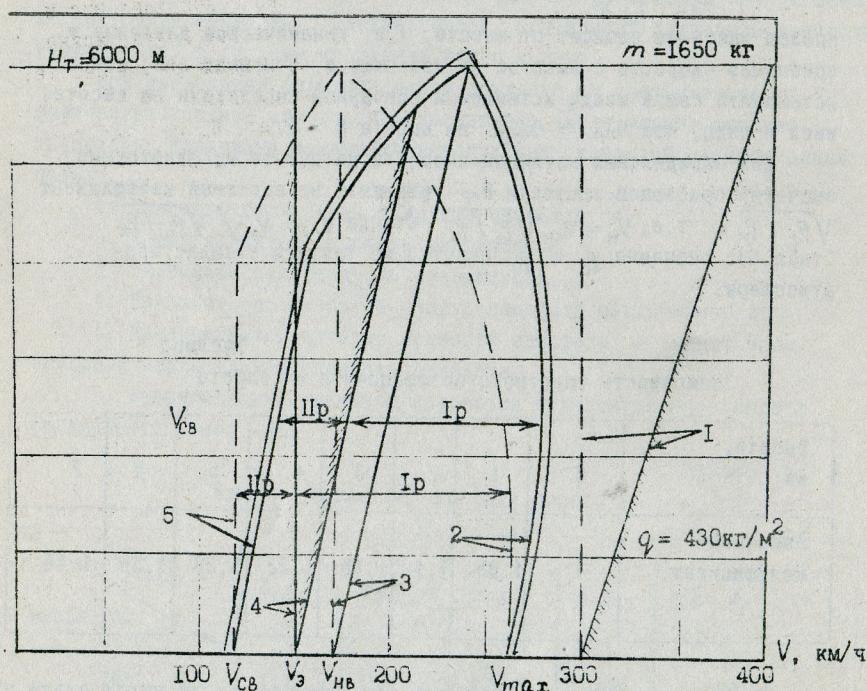


Рис. 29. Изменение скоростей с поднятием на высоту и летные ограничения самолета

Читывая это, минимально допустимые скорости полета для всех высот и элементов полета устанавливаются по величине приборной скорости.

Сила тяги, потребная для горизонтального полета, от высоты (плотности воздуха) не зависит, что видно из формулы потребной тяги $P_{\text{тп}} = G/K$. Это объясняется следующим. Полет при постоянном угле атаки ($C_x = \text{const}$) с заданной массой самолета на всех высотах выполняется при одной и той же убранный скорости (динамическом давлении). Следовательно, сопротивление самолета $X = C_x S \frac{P}{2} = P_{\text{тп}}$, при этих условиях и тяга, потребная для горизонтального полета, не изменяется.

Из последнего уравнения видно, что горизонтальный полет при заданном угле атаки и постоянной массе на больших высотах под действием одной и той же силы тяги происходит на больших истинных скоростях.

Потребная мощность при увеличении высоты полета так же, как и потребная скорость, увеличивается пропорционально высотному коэффициенту $N_{\text{тп}} = N_0 \sqrt{\rho_0 / \rho_H}$. Для определения летных характеристик самолета на различных высотах пользуются кривыми потребных и располагаемых мощностей для этих высот (см. рис. 28).

Для определения величины потребной мощности на заданной скорости и высоте используют поляру (см. рис. 9). По значению коэффициента $C_{y_{\text{тп}}}$ определяют C_x из поляры и вычисляют аэродинамическое качество, тягу, потребную для горизонтального полета, и потребную мощность на заданной скорости. Выполнив такие вычисления для заданных скоростей, получают таблицу зависимости потребной мощности от скорости для расчетных высот, на основании которой и строятся кривые потребных мощностей (см. рис. 25).

Кривые располагаемых мощностей для этих же высот строят по результатам испытаний двигателя. Так как при увеличении высоты полета $V_{\text{тп}}$ и $N_{\text{тп}}$ увеличивается пропорционально высотному коэффициенту, то каждый угол атаки и вся кривая потребных мощностей смещается в системе координат вправо за счет повышения скорости и вверх за счет увеличения мощности. Располагаемая мощность с увеличением высоты полета непрерывно уменьшается.

Вследствие такого изменения потребной скорости, потребной и располагаемой мощности изменяются летные характеристики самолета с поднятием на высоту.

Максимальная скорость сначала увеличивается, затем уменьшается. Скорость сваливания истинная увеличивается. Меньше будет избыток