

# АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

## ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

**Дальность и продолжительность полета** являются важнейшими летно-тактическими характеристиками самолета. Под дальностью полета понимают расстояние от места вылета до места посадки вдоль маршрута полета по земной поверхности (Рис. 1).

**Продолжительность полета** - время пребывания самолета в воздухе с момента вылета до момента посадки.

Обычно рассматриваются следующие виды дальности: техническая, практическая и тактическая.

**Техническая дальность и продолжительность** - дальность и продолжительность полета одиночного самолета до полного израсходования топлива.

**Практическая дальность и продолжительность** - дальность и продолжительность полета с учетом гарантийного 7 - 10% остатка топлива (от полной заправки).

**Тактическая дальность** - дальность полета с учетом запаса топлива на выполнение задания, не связанного с продвижением по маршруту.

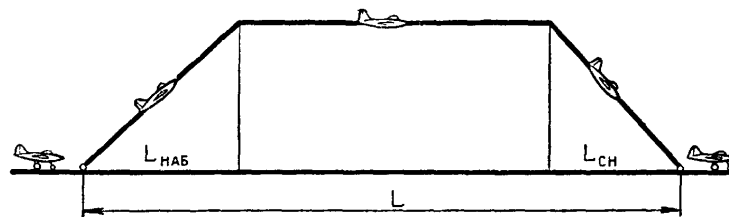


Рис. 1 Траектория полета самолета на дальность

**Траектория полета** самолета на дальность состоит из трех участков: набора высоты, горизонтального полета на заданной высоте и снижения с этой высоты.

**Дальность и продолжительность полета** определяются прежде всего запасом топлива и режимом полета (высотой и скоростью). Каждому режиму полета соответствует определенный расход топлива на один километр пути и за один час полета. Так, например, при полете самолета Л-29 на высоте 5000 м без подвесных баков с полным запасом топлива 775 кг при номинальном режиме работы двигателя техническая дальность равна 625 км, продолжительность - 1 ч 13 мин. А при полете на высоте 9000 м на режиме максимальной дальности техническая дальность равна 880 км, продолжительность полета - 2 ч 04 мин.

Таким образом, от того, какой режим полета установил летчик, будут зависеть и дальность и продолжительность полета.

Основными величинами, определяющими дальность и продолжительность полета, являются километровый и часовой расходы топлива. Зная километровый и часовой расходы топлива при данном варианте заправки самолета, можно рассчитать дальность и продолжительность полета.

### ЧАСОВОЙ РАСХОД ТОПЛИВА

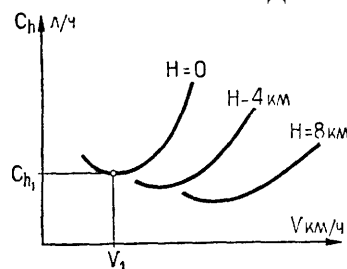


Рис. 2 Зависимость часового расхода топлива от скорости и высоты полета

Количество топлива, расходуемое за один час полета, называется часовым расходом. Измеряется часовой расход в килограммах на час полета  $Ch$  кг топл./ч или в литрах  $Ch_{л/ч}$ .

Зная удельный вес топлива, развиваемую двигателем на данном режиме полета тягу (или мощность для поршневого двигателя) и удельный расход топлива, часовой расход можно определить по формуле:

$$\left. \begin{aligned} Ch &= \frac{C_p \cdot P_n}{\gamma} ; \\ Ch &= \frac{C_e \cdot N_e}{\gamma} ; \end{aligned} \right\} (14.1)$$

где  $C_p$ ,  $C_e$  - удельные расходы топлива ТРД и поршневых двигателей;

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$P_{II}, N_e$  - тяга и мощность ТРД и ПД;

$\gamma$  - удельный вес топлива, г/см<sup>3</sup>.

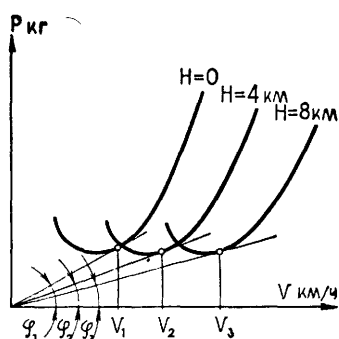
Из формулы видно, что часовой расход топлива прямо пропорционален удельному расходу топлива

$$P_{II} = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$$

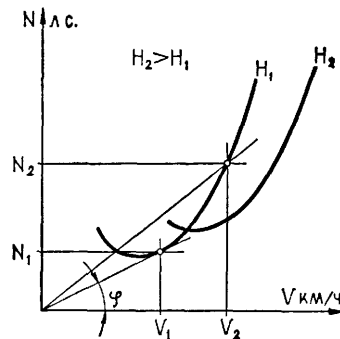
и развиваемой тяге (или мощности). Потребная тяга  $P$ , согласно формуле  $P_{II} = C_x \frac{\rho v^2}{2} S$ , увеличивается с увеличением скорости и уменьшается с подъемом на высоту, что и сказывается на часовом расходе топлива. Удельный расход топлива с изменением высоты полета уменьшается, хотя и незначительно, а с увеличением скорости полета возрастает тоже в небольших пределах. Увеличение удельного веса топлива уменьшает часовой расход, если измерять его в литрах в час, что сказывается на потребной емкости топливных баков, не оказывая влияния на расход топлива, измеряемый в килограммах в час (Рис. 2).

Определив часовые расходы топлива для различных режимов полета, можно найти такой режим, полет на котором будет наиболее продолжителен. Тем самым будет найден режим наибольшей продолжительности полета.

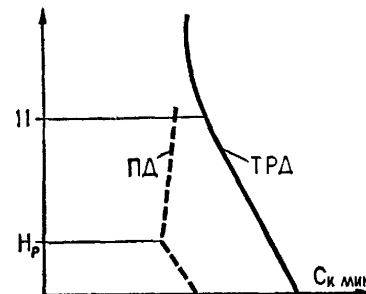
По кривым Жуковского (см. Рис. 1 и Рис. 4) нетрудно определить, что наименьшая потребная тяга для всех высот полета будет соответствовать наивыгоднейшей скорости полета (полету на наивыгоднейшем угле атаки), а для самолетов с поршневыми двигателями наименьшая потребная мощность соответствует экономическому углу атаки ( $\alpha_{эк}$ ) и соответственно - *экономической скорости полета*.



**Рис. 3** Зависимость отношения  $P/v$  от высоты и скорости полета



**Рис. 4** Кривые потребных мощностей для различных скоростей и высот полета



**Рис. 5** Зависимость  $C_{кмин}$  от высоты полета для самолетов с ТРД и ПД

Из анализа кривых Жуковского можно сделать вывод, что с поднятием на высоту потребная тяга на наивыгоднейшей скорости (для данной высоты) и часовой расход будут зависеть в основном от удельного расхода топлива ( $C_p$ ), который, как было отмечено ранее, с поднятием на высоту уменьшается. Следовательно, часовой расход топлива самолетов с ТРД с поднятием на высоту при полете на наивыгоднейшей скорости изменяется пропорционально изменению удельного расхода топлива, т. е. уменьшается.

Например, минимальный часовой расход топлива самолета Л-29 при полете без подвесных баков на высоте 500 м составляет 391 кг/ч, а на высоте 8000 м он равен 279 кг/ч. А это означает, что при данном запасе топлива продолжительность полета с поднятием на высоту увеличивается.

### КИЛОМЕТРОВЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА

Количество топлива, расходуемое на один километр воздушного пути, называется километровым расходом топлива.

$$C_K = \frac{C_h}{v} = C_p \cdot \frac{P_{II}}{v}, \quad (14.2)$$

где  $v$  - скорость полета, км/ч.

Километровый расход топлива, как видно из формулы (14.2), зависит от величины удельного

расхода топлива  $C_p$  и от соотношения  $\left(\frac{P_{II}}{v}\right)$ . Так как удельный расход топлива изменяется незначительно,

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

то очевидно, что километровый расход будет определяться отношением  $\frac{P_{\Pi}}{v}$ . Наименьшее значение величины  $\frac{P_{\Pi}}{v}$  можно найти по кривым Жуковского путем проведения касательной из начала координат к кривой потребных тяг (Рис. 3).

Отношение  $\frac{P_{\Pi}}{v}$  есть не что иное, как  $tg \varphi = \frac{P_{\Pi}}{v}$ . При увеличении высоты полета угол  $\varphi$  значительно уменьшается, следовательно, уменьшается и километровый расход топлива  $C_K$ . Основной вывод состоит в том, что при полете самолета с ТРД на наивыгоднейшей скорости при поднятии на высоту километровый расход топлива уменьшается, а следовательно, дальность полета увеличивается. Расчетами и практикой установлено, что увеличение высоты от 0 до 12 км километровый расход уменьшается в 2-3 раза.

Километровый расход топлива самолета с поршневым двигателем определяется по формуле

$$C_K = \frac{C_h}{v} = \frac{C_e N_{\Pi}}{v} = \frac{C_e}{\eta_B} \cdot \frac{N_e}{v}, \quad (14.3)$$

где  $N_e$  - эффективная мощность на валу двигателя;

$\eta_B$  - коэффициент полезного действия винта.

Анализ формулы (14.3) показывает, что километровый расход топлива будет определяться в

основном соотношением  $\frac{N_{\Pi}}{v}$  и величиной  $C_e$ . Величина  $\frac{N_{\Pi}}{v}$  на неизменной высоте при увеличении скорости

полета увеличивается (Рис. 4).

Минимальное значение отношения  $\frac{N_{\Pi}}{v} = tg \varphi$  будет найдено проведением касательной из начала координат к кривой  $N_{\Pi}$ . Скорость полета, соответствующая ( $v$ ) мин, называется **наивыгоднейшей скоростью полета**.

Как видно из графика, величина ( $v$ ) мин для всех высот остается неизменной, поэтому можно считать, что километровый расход топлива самолета с поршневым двигателем с поднятием на высоту зависит в основном от удельного расхода топлива  $C_e$ .

Удельный же расход  $C_e$  при поднятии до расчетной высоты полета (расчетная высота двигателя) уменьшается, а выше ее увеличивается. В результате получается, что наименьший километровый расход топлива самолета с поршневой силовой установкой будет вблизи расчетной высоты. Следовательно, и наибольшая дальность полета самолета с ПД будет иметь место вблизи расчетной высоты полета на наивыгоднейшей скорости (Рис. 5).

### ВЛИЯНИЕ ПОЛЕТНОГО ВЕСА И ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Так как в горизонтальном полете  $P_{\Pi} = \frac{G}{r_{САМОЛ}}$ , то из формулы (14.1) найдем

$$C_h = \frac{C_P \cdot G}{r_{САМОЛ}} \quad (14.4)$$

где  $G$  - вес самолета, кг;

$r_{с-та}$  - аэродинамическое качество самолета.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

G

При увеличении полетного веса самолета величина  $r_{САМОЛ}$  увеличивается, следовательно, увеличиваются часовой и километровый расходы топлива, что ведет к уменьшению дальности и продолжительности полета.

Если полетный вес самолета увеличивают наружной подвеской грузов (подвесные топливные баки, бомбы и т. п.), то дальность и продолжительность уменьшаются в большей степени, так как увеличивается лобовое сопротивление самолета, а его аэродинамическое качество уменьшается.

$$C_K = \frac{C_P \cdot P_{II}}{U}$$

Километровый расход топлива от температуры наружного воздуха практически не

C<sub>P</sub>

зависит, так как потребная тяга от температуры не зависит, а соотношение  $U$  при изменении температуры воздуха остается постоянным. Следовательно, и дальность полета при изменении температуры остается постоянной.

При повышении температуры наружного воздуха удельный расход топлива увеличивается, следовательно, увеличивается часовой расход топлива, а продолжительность полета уменьшается.