

Лекция 4

Влияние температуры и плотности воздуха на скорость полета, тягу двигателя, расход топлива, взлет, полет и посадку ВС.

Влияние температуры и давления на аэродинамические характеристики воздушных судов

$$Y = G = c_y S \frac{\rho V_{\text{п}}^2}{2}, \quad (6.6)$$

потребная скорость горизонтального полета будет равна

$$V_{\text{п}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S \rho}} = \sqrt{\frac{2GRT}{c_y S p}}. \quad (6.7)$$

$$\Delta V_{\text{потр}} = \frac{1}{2} V_{\text{потр}} \frac{\Delta T}{T}, \quad (6.8)$$

где ΔT – отклонение температуры воздуха от стандартного значения.

Влияние температуры и давления на тягу двигателя и расход топлива

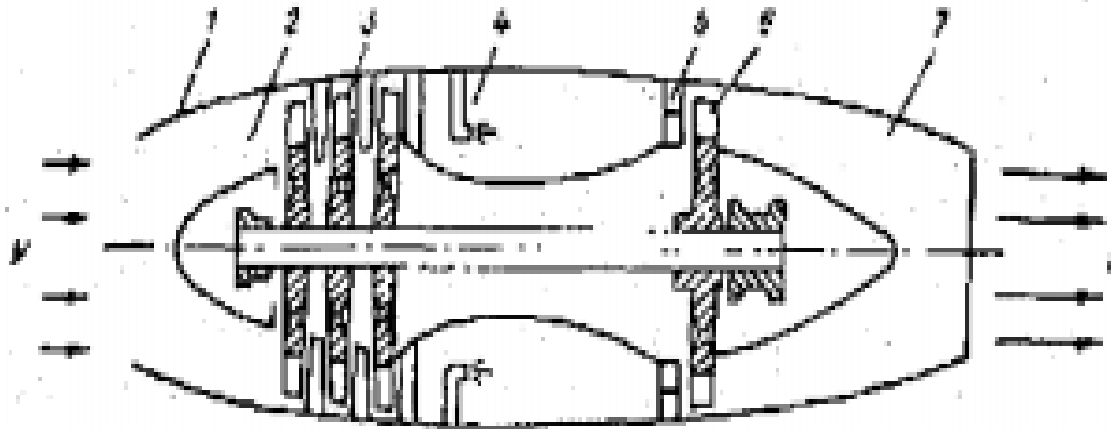


Рис. 6.3. Принципиальная схема турбореактивного авиационного двигателя:
1 – корпус; 2 – воздухозаборник; 3 – компрессор; 4 – камера сгорания;
5 – сопловый аппарат; 6 – турбина; 7 – реактивное сопло.

$$P_p dt = d(mV) = m dV + V dm. \quad (6.9)$$

Примем $dt = 1$ с. Тогда в левой части выражения (6.9) у нас останется только располагаемая тяга P_p , а в правой – $(m dV + V dm)$. Для нашего случая можно записать:

$$P_p = \frac{G_{\text{воз}}}{g}(C - V) + \frac{G_{\text{т}}}{g}C, \quad (6.10)$$

где $G_{\text{воз}}$, $G_{\text{т}}$ – масса воздуха и топлива, проходящие через двигатель за секунду; g – ускорение свободного падения.

Так как масса воздуха, проходящая через двигатель, значительно больше массы топлива, сгорающей в двигателе за это же время, то вторым слагаемым в правой части уравнения (6.10) можно пренебречь. Тогда в окончательном виде получим

$$P_p = \frac{G_{\text{воз}}}{g}(C - V). \quad (6.11)$$

$$c_h = c_x V, \quad (6.12)$$

где V – скорость полета.

$$C_{h,\phi} = C_{h,ca} \sqrt{\frac{T_\phi}{T_{ca}}}. \quad (6.13)$$

Влияние температуры и давления на взлет и посадку воздушных судов

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y, \text{отр}} S \rho}} \quad (6.14)$$

$$L_{\text{разб, ф}} = \frac{L_{\text{разб, са}}}{\Delta^3}, \quad (6.15)$$

где $L_{\text{разб, ф}}$ – фактическая длина разбега самолета, $L_{\text{разб, са}}$ – длина разбега самолета в стандартных условиях, а $\Delta = \frac{\rho_{0, \text{ф}}}{\rho_{0, \text{са}}}$ – отношение фактической и стандартной плотности воздуха у земли.

$$L_{\text{проб, ф}} = L_{\text{проб, са}} (0,95 + 0,0031t), \quad (6.16)$$

где t – температура воздуха, °C; $L_{\text{проб, ф}}$ и $L_{\text{проб, са}}$ – фактическая и стандартная длина пробега соответственно.