

ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ПОЛЁТА ОТ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

© 2012 Рыбаков В.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет), Самара

RELATION BETWEEN THE REQUIRED TURBINE INLET TEMPERATURE AT CRUISE CONDITIONS OF CONTINUOUS FLIGHT AND THE ENGINE BYPASS RATIO

© 2012 Rybakov V.N.

Relation between turbine inlet temperature at flight cruise conditions (with designated thrust value) and the bypass ratio is described. It is proved that the increase of the bypass ratio leads to the rise of required gas temperature value.

При разработке двигателя потребная взлетная тяга определяется массой самолета, числом двигателей, типом аэродрома и длиной взлетно-посадочной полосы на нём. Потребная крейсерская тяга двигателя для горизонтального установившегося полета самолета зависит от числа двигателей, аэродинамического качества самолета и его массы [1]. Величина этой тяги, как показали результаты расчётов, для ТРДД с различной степенью двухконтурности обеспечивается при существенно неодинаковой температуре газа перед турбиной $T_{г\text{кр}}^*$ (при прочих равных условиях).

В работе рассчитаны дроссельные характеристики $P = f(T_{г}^*)$ для условий длительного крейсерского полета ($H=11$ км, $M_{п}=0,8$) трёх двигателей, которые на взлётном режиме имеют одинаковые значения тяги $P_0=100$ кН, температуры $T_{г0}^*=1800$ К и степени повышения давления $\pi_{кз0}^*=35$, но отличаются по степени двухконтурности: $m_0=0$; 8 и 16.

Из результатов расчёта следует, что крейсерская тяга $P_{кр}=16$ кН обеспечивается на рассматриваемых двигателях при $T_{г\text{кр}}^*=1280$, 1550 и 1670 К. Этим температурам в земных условиях

соответствует следующая доля тяги \bar{P} от её взлетной величины: $\bar{P} = P/P_0 = 0,39$; 0,68 и 0,82. Именно этой долей тяги (т.е. в условиях $H=0$, $M_{п}=0$) определяется, как известно, режим работы двигателя.

Таким образом, на двигателях с одинаковой взлетной тягой и существенно разной степенью двухконтурности одна и та же величина тяги в условиях длительного крейсерского полета обеспечивается по существу на разных режимах: от глубокого крейсерского режима $\bar{P} = 0,39$ при $m_0=0$ до практически нижней границы максимального продолжительного режима $\bar{P} = 0,82$ при $m_0=16$.

Объяснение этой весьма важной (для проектирования и эксплуатации ТРДД) закономерности изменения температуры газа на крейсерском режиме длительного полета в зависимости от степени двухконтурности m_0 заключается в том, что с увеличением m_0 снижается коэффициент гидравлических потерь. В теории двигателей введено понятие – минимальная температура газа перед турбиной $T_{г\text{мин}}^*$ [2] – это величина, при которой работа цикла, а следовательно и удельная тяга проектируемого ТРД, обращается в нуль вследствие того, что все подведенное тепло затрачивается на преодоление

гидравлических потерь (коэффициент $\eta_{r1}=0$). Для ТРДД с увеличением m_0 величина $T_{г\min}^*$ повышается, так как подведенное тепло затрачивается, кроме того, на преодоление гидравлических потерь не только во внутреннем, но и в наружном контуре. (Другими словами, коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре

$\eta_{r11} = 1 - x(1 - \eta_{11}) - \frac{V_{п}^2/2}{L_e}(1 - \eta_{11})m$ с увеличением m обращается в нуль при более высоком значении $T_{г\min}^*$.) Соответственно увеличивается крутизна протекания удельной тяги $P_{уд} = f(T_{г}^*)$.

Результаты расчета зависимости $P_{уд} = f(T_{г}^*)$ для указанных выше трёх двигателей ($m_0=0; 8$ и 16) для высотных ($H=11\text{км}$, $M_{п}=0,8$) условий приведены на рис. 1,а. На рис. 1,б, приведена та же зависимость для относительной удельной тяги (по отношению к её значению на максимальном режиме).

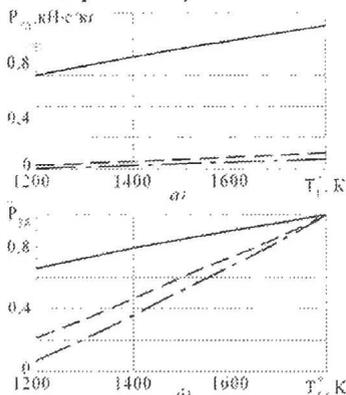


Рис. 1. Зависимость удельной тяги ТР(Д)Д (а) и её относительного значения (б) от температуры $T_{г}^*$ в условиях длительного крейсерского полета ($H=11\text{км}$, $M_{п}=0,8$): $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-.)

Хотя изменение параметров в зависимости от температуры $T_{г}^*$ по дроссельной характеристике выполненного двигателя заметно сложнее, особенно на малых режимах и особенно для двигателей с большой степенью двухконтурности, тем не менее именно этой причиной (снижением коэффициента гидравлических

потерь η_{r11} до нуля и, как следствие, разной крутизной протекания тяги по температуре $T_{г}^*$ для ТРДД с разными m_0) объясняется закономерность протекания функции $T_{г\text{кр}}^*/T_{г\text{max}}^* = f(m)$ (рис. 2).

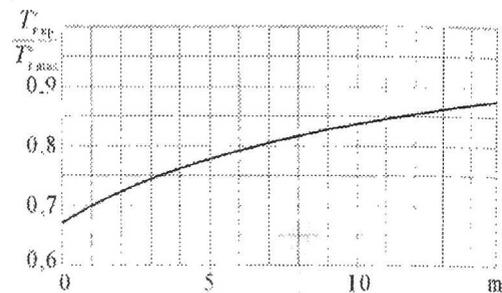


Рис. 2. Зависимость отношения температур $T_{г\text{кр}}^*/T_{г\text{max}}^*$ от степени двухконтурности m при $P_{кр}=0,16$

Таким образом, с увеличением степени двухконтурности m_0 повышается величина температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме длительного полета $T_{г\text{кр}}^*$ из условия обеспечения потребной тяги, что объясняется увеличением доли тепла (от тепла, внесенного в двигатель с топливом), затраченной на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре при снижении режима и соответственно увеличением крутизны протекания дроссельной характеристики $P = f(T_{г}^*)$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шляхтенко, С.М. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей [Текст]/ В.П. Деменчонок и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. - 432 с.
2. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн.1). Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн.2). М.: Машиностроение, 2003. - 615 с.