

УДК 621.431.75(075)

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

© 2012 В. Н. Рыбаков

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

Рассмотрена зависимость потребной температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме длительного полёта от степени двухконтурности. Показано, что с увеличением степени двухконтурности потребная температура газа перед турбиной возрастает. Это объясняется увеличением доли тепла (от тепла, внесенного в двигатель с топливом), затраченной на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре.

Температура газа, крейсерский режим длительного полёта, степень двухконтурности, коэффициент гидравлических потерь.

При разработке двигателя потребная взлётная тяга определяется массой самолёта, числом двигателей, типом аэродрома и длиной взлётно-посадочной полосы на нём. Потребная крейсерская тяга двигателя для горизонтального установившегося полёта самолёта зависит от числа двигателей, аэродинамического качества самолёта и его массы. Как показано в работе ЦИАМ [1], потребная тяга на крейсерском режиме длительного полёта составляет $P_{кр}=(0,14\dots 0,2)P_0$. Величина этой тяги, как показали результаты расчётов, для ТРДД с различной степенью двухконтурности обеспечивается при существенно неодинаковой температуре газа перед турбиной $T_{гкр}^*$.

На рис. 1 и 2 показаны рассчитанные дроссельные характеристики $P = f(T_g^*)$ для условий длительного крейсерского полёта ($H=11\text{км}$, $M_{п}=0,8$) трёх двигателей, которые на взлётном режиме имеют одинаковые значения тяги $P_0=100\text{кН}$, температуры $T_{г\text{max}}^*=1800\text{К}$ и степени повышения давления $\pi_{к\Sigma 0}^*=35$, но отличаются по степени двухконтурности: $m_0=0$; 8 и 16. (Одинаковая тяга на взлётном режиме $P_0=100\text{кН}$ с повышением степени двухконтурности обеспечивается за счёт увеличения расхода воздуха $G_{\text{в}\Sigma 0}$).

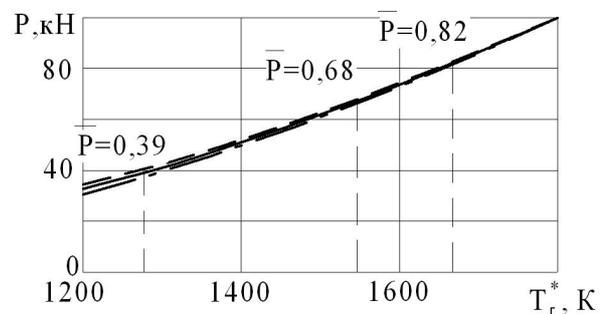


Рис. 1. Дроссельные характеристики ТРД(Д) в земных условиях $H=0$, $M_{п}=0$ с различной степенью двухконтурности: $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-.)

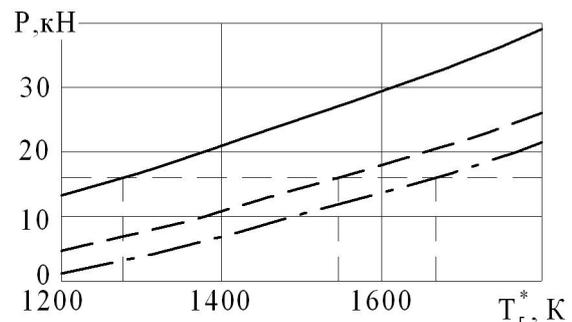


Рис. 2. Дроссельные характеристики ТРД(Д) в условиях длительного крейсерского полёта ($H=11\text{км}$, $M_{п}=0,8$) с различной степенью двухконтурности: $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-.)

Из результатов расчёта следует, что крейсерская тяга $P_{кр}=16\text{кН}$ обеспечивается на рассматриваемых двигателях при $T_{гкр}^*=1280$, 1550 и 1670К . Этим температурам в земных условиях соответствует следующая доля тяги \bar{P} от её взлётной 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 взлётной тягой и существенно разной степенью двухконтурности одна и та же величина тяги в условиях длительного крейсерского полёта обеспечивается по существу на разных режимах: от крейсерского режима $\bar{P} \approx 0,4$ при $m_0=0$ до 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 полёта 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 $T_{г\min}^*$ [2]. Это величина, при которой работа цикла, а, следовательно, и удельная тяга проектируемого ТРД, обращается в нуль вследствие того, что всё подведённое тепло затрачивается на преодоление гидравлических потерь (коэффициент $\eta_{г\text{т}}=0$). Для ТРДД с увеличением m_0 величина $T_{г\min}^*$ повышается, так как подведенное тепло затрачивается на преодоление гидравлических потерь не только во внутреннем, но и в наружном контуре. Другими словами, коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре $\eta_{г\text{н}} = 1 - x(1 - \eta_{г\text{н}}) - \frac{V_{г\text{н}}^2/2}{L_e}(1 - \eta_{г\text{н}})m$ с увеличением m обращается в нуль при более высоком значении $T_{г\min}^*$. Соответственно увеличивается крутизна протекания удельной тяги $P_{уд} = f(T_{г}^*)$.

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 $\eta_{г\text{н}}$ 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. 3).

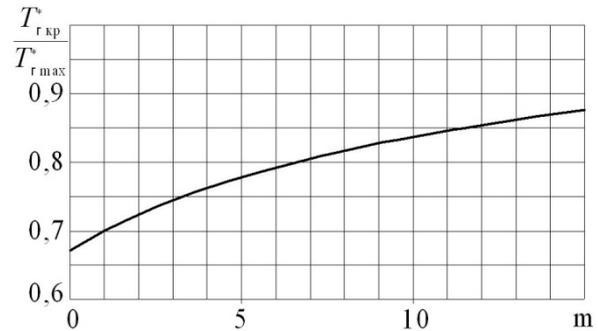


Рис. 3. Зависимость отношения температур $T_{г\text{кр}}^*/T_{г\text{max}}^*$ от степени двухконтурности m при $P_{кр}=0,16$

Результаты расчёта зависимости $P_{уд} = f(T_{г}^*)$ для указанных выше трёх двигателей ($m_0=0; 8$ и 16) для земных ($H=0, M_{п}=0$ и $H=0, M_{п}=0,8$) и высотных ($H=11\text{км}, M_{п}=0,8$) условий приведены на рис. 4,а, 5,а и 6,а. На рис. 4,б, 5,б и 6,б приведены те же зависимости для относительной удельной тяги (по отношению к её значению на максимальном режиме).

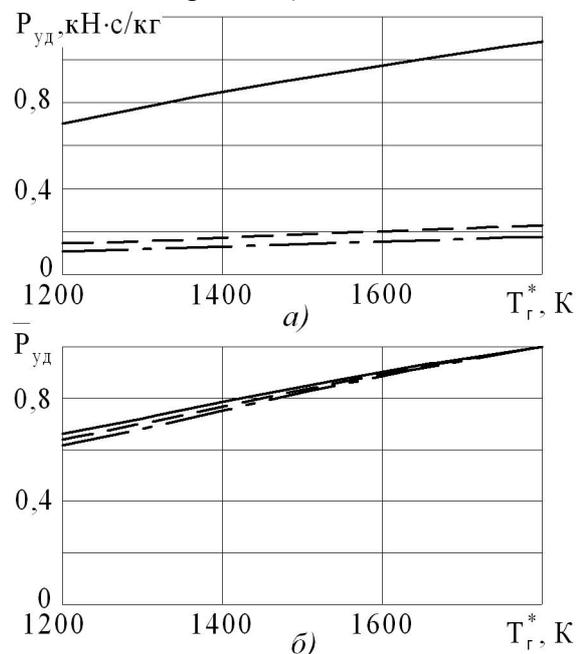


Рис. 4. Зависимость удельной тяги ТР(Д)Д (а) и её относительного значения (б) от температуры $T_{г}^*$ в земных ($H=0, M_{п}=0$) условиях: $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-.)

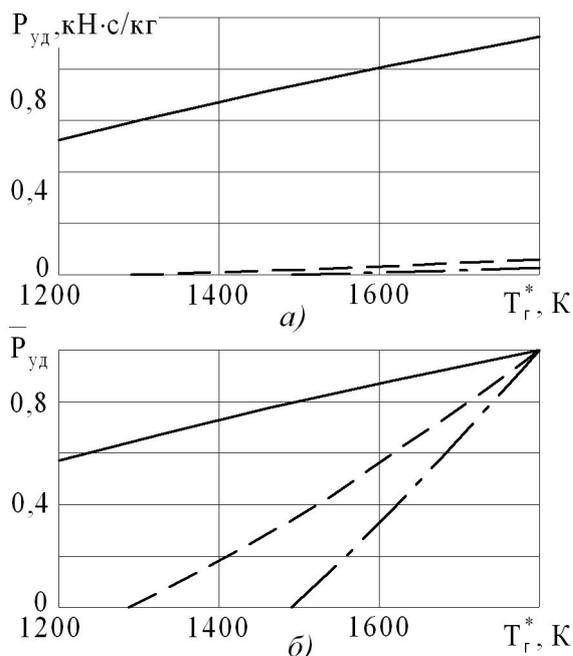


Рис. 5. Зависимость удельной тяги ТР(Д)Д (а) и её относительного значения (б) от температуры $T_{г}^*$ в условиях $H=0, M_{п}=0,8$:
 $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-)

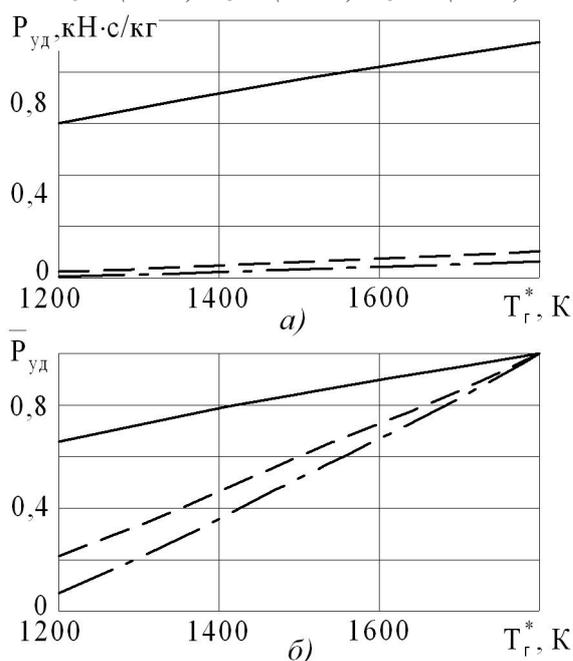


Рис. 6. Зависимость удельной тяги ТР(Д)Д (а) и её относительного значения (б) от температуры $T_{г}^*$ в условиях длительного крейсерского полета ($H=11\text{ км}, M_{п}=0,8$):
 $m_0=0$ (—); $m_0=8$ (---); $m_0=16$ (-.-)

Из рис. 5,б следует, что с увеличением степени двухконтурности от 8 до 16 минимальная температура $T_{г\text{min}}^*$, при которой тяга обращается в нуль,

увеличивается от 1290 до 1490 К. Такое значительное увеличение минимальной температуры (снижение коэффициента гидравлических потерь $\eta_{гп}$ до нуля) объясняется уменьшением работы цикла L_e , которая на выполненном двигателе при снижении режима уменьшается не только вследствие снижения $T_{г}^*$, но и вследствие снижения $\pi_{к\Sigma}^*$. Соответственно увеличивается температура на крейсерском режиме длительной работы, как уже было показано, от 1550 до 1670 К. По результатам этих расчётов был построен рис. 3.

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

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

Библиографический список

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.

DEPENDENCE OF REQUIRED TURBINE INLET TEMPERATURE AT CRUISE MODE OF LONG-TERM FLIGHT ON BYPASS RATIO

© 2012 V. N. Rybakov

Samara State Aerospace University
named after academician S.P. Korolov (National Research University)

The relation between turbine inlet temperature at flight cruise mode (at specified thrust value) and the bypass ratio is described. It is proved that the increase of the bypass ratio leads to increase of gas temperature value.

Turbine inlet temperature, cruise mode of long-term flight, bypass ratio, hydrodynamic loss coefficient.

Информация об авторе

Рыбаков Виктор Николаевич, аспирант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: rybakov@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, оптимизация параметров рабочего процесса ГТД, начальный уровень проектирования ГТД, математическое моделирование.

Rybakov Viktor Nikolaevich, post-graduate student, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: rybakov@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, gas turbine engines parameters optimization, initial level of gas turbine engine design, mathematical simulation.