

форсунок $\Delta p_{pp} = f(l_{pp}; d_{pp}; W_{pp}) = p_p - p_{гр}$, где l_{pp} – длина трубопровода, d_{pp} – внутренний диаметр, W_{pp} – скорость газа в трубопроводе;

- уравнение изменения давления газа на выходе из редуктора в зависимости от входного давления, расхода газа и величины его подогрева $p_p = f(p_{вхр}; G_r; T_{pp})$, где $p_{вхр}$ – давление газа на входе в редуктор; T_{pp} – температура газа на выходе из редуктора;

- гидравлическое сопротивление магистрали от баллона до газового редуктора $\Delta p_{бр} = f(l_{бр}; d_{бр}; W_{бр}) = p_б - p_{вхр}$, где $l_{бр}$ – длина трубопровода, $d_{бр}$ – внутренний диаметр, $W_{бр}$ – скорость газа в трубопроводе;

- граничное условие на выходе из баллона в виде изменения давления газа при его дросселировании из баллона со снижением температуры газа в баллоне $p_б = f(G_r; T_б)$, где $T_б$ – температура газа в баллоне.

Гидравлические сопротивления магистрального клапана, газового фильтра, клапана баллона учитываем в гидравлическом сопротивлении магистрали от баллона до газового редуктора.

Для динамических переходных режимов работы во всех перечисленных функциях появляется независимая переменная – время протекания процесса. Соответственно для определения взаимовлияния на переход-

ных режимах все зависимости необходимо записать в дифференциальной форме и совместно решать систему уравнений численным методом. Численные методы решения применимы для ЭВМ, имеющих процессор с высокой тактовой частотой. Для контроллеров, схемотика которых построена на простых дешёвых процессорах, для электронных систем управления ДВС (ЭСУД) задача определения совместной работы элементов газовой топливной подачи лучше решать в статике с последующей корректировкой параметров на переходных режимах с помощью экспериментально определённых динамических функций влияния.

Заключение

1. Разработан алгоритм управления ДВС с искровым зажиганием с ЭСУД с учётом совместной работы характеристик двигателя и элементов газобаллонного оборудования.
2. Даны рекомендации по разработке системы газовой подачи для ДВС с ЭСУД.

Библиографический список

1. Шишков, В.А. Расчёт элементов системы топливоподачи поршневого двигателя внутреннего сгорания. Методические указания к курсовой работе / В.А. Шишков. - Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. - 36 с.

УДК 621.431.75(075)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ПОЛЕТА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Кулагин В.В., Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет

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

Kulagin V.V., Kuzmichev V.S., Krupenich I.N., Tkachenko A.U., Rybakov V.N. 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.

При разработке двигателя потребная взлетная тяга определяется массой самолета, числом двигателей, типом аэродрома и дли-

ной взлетно-посадочной полосы на нем. Потребная крейсерская тяга двигателя для горизонтального установившегося полета са-

молета зависит исключительно от числа двигателей, аэродинамического качества самолета и его массы [1]. Величина этой тяги, как показали результаты расчетов, 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 ($H = 11 \text{ км}$, $M_{\text{П}} = 0,8$) трех двигателей, которые на взлетном режиме имеют одинаковые значения тяги $P_0 = 100 \text{ кН}$, температуры $T_{Г0}^* = 1800 \text{ К}$ и степени повышения давления $\pi_{\text{к}\Sigma 0}^* = 35$, но отличаются по степени двухконтурности: $m_0 = 0; 8$ и 16 .

Из результатов расчета следует, что крейсерская тяга $P_{\text{кр}} = 16 \text{ кН}$ 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 ее взлетной величины: $\bar{P} = P/P_0 = 0,39; 0,68$ и $0,82$. Именно этой долей тяги (т.е. в условиях $H = 0$, $M_{\text{П}} = 0$) 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 турби-

ной $T_{Г\text{мин}}^*$ [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 $\eta_{\text{г}} = 0$). Для ТРДД с увеличением m_0 величина $T_{Г\text{мин}}^*$ 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

$$\eta_{\text{г}\text{н}} = 1 - x(1 - \eta_{\text{г}}) - \frac{V_{\text{П}}^2/2}{L_e}(1 - \eta_{\text{г}})m$$

с увеличением m обращается в нуль при более высоком значении $T_{Г\text{мин}}^*$.) Соответственно увеличивается крутизна протекания удельной тяги

$$P_{\text{уд}} = f(T_{Г}^*)$$

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

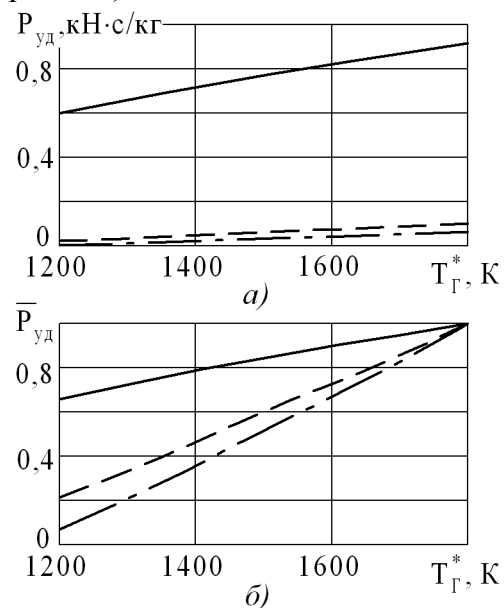


Рис. 1. Зависимость удельной тяги ТР(Д)Д (а) и ее относительного значения (б) от температуры $T_{Г}^*$ (— $m_0 = 0$; - - - $m_0 = 8$; - . - $m_0 = 16$) в условиях длительного крейсерского полета ($H = 11 \text{ км}$, $M_{\text{П}} = 0,8$)

Хотя изменение параметров в зависимости от температуры T_{Γ}^* 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 $\eta_{гп}$ до нуля и, как следствие, разной крутизной протекания тяги по температуре T_{Γ}^* для ТРДД с разными m_0) объясняется закономерность протекания функции $T_{\Gamma \text{кр}}^*/T_{\Gamma \text{макс}}^* = f(m)$ (рис. 2).

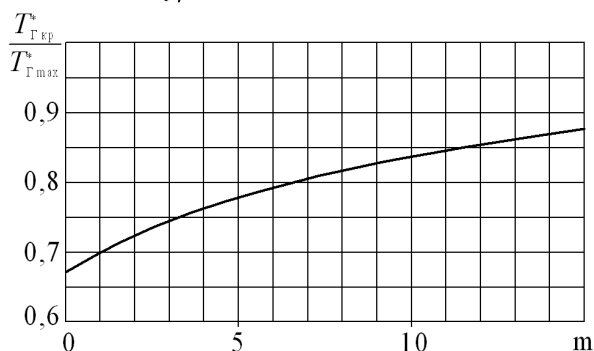


Рис. 2. Зависимость отношения температур $T_{\Gamma \text{кр}}^*/T_{\Gamma \text{макс}}^*$ от степени двухконтурности m при

$$\bar{P}_{\text{кр}} = 0,16$$

Таким образом, с увеличением степени двухконтурности m_0 повышается величина температуры газа перед турбиной на крей-

серском режиме длительного полета $T_{\Gamma \text{кр}}^*$ 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 $P = f(T_{\Gamma}^*)$.

Библиографический список

1. Деменчонок, В.П. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / 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: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термодинамический анализ. (Кн.1). Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики (Кн.2) / В.В. Кулагин. - М.: Машиностроение, 2003. - 615 с.

УДК 629.015

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ДЕФОРМАЦИИ НА МИКРОСТРУКТУРУ МЕТАЛЛА

Гречников Ф.В., Тлустенко С.Ф.

Самарский государственный аэрокосмический университет

INVESTIGATED PROPERTIES OF THE RESULTING CRYSTAL STRUCTURES OF METAL WITH MINIMAL ADVERSE ORIENTATION INTERMETALLIC INCLUSIONS

Grechnikov F.V., Tlustenko S.F.

Исследование в области управления степенью пластической деформации металла при обработке металлов давлением является не только средством получения изделий определенной формы, но также позволяет изменять структуру металла по определенным требованиям.

Кристаллическая структура металла при пластической деформации существенно изменяет свою форму в направлении главных осей деформаций. Например, в зависимости от степени деформации кристаллы твердого раствора в процессе прокатки принимают форму пластин и чешуек, включения интерметаллидных частиц обычно выстраи-