

Применение регулируемых турбин в ТРДИ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Определены условия рационального применения регулируемых турбин в авиационных двигателях многорежимных самолетов. Обоснован выбор параметров рабочего процесса. Обращено внимание на проблемы использования регулируемых турбин в авиационных ГТД. Описаны особенности путей преодоления проблем внедрения такого регулирования.

Ключевые слова: самолет, газотурбинный двигатель, регулируемая турбина.

Введение

Многообразие турбореактивных двигателей с изменяемым рабочим процессом (ТРДИ) [1], первоначально называемых «двигатели переменного цикла» [2], а затем – турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) « с двойной (переменной) степенью двухконтурности», характеризуется большим числом регулирующих факторов для оптимального управления основными показателями двигателя путем изменения параметров их рабочего процесса на каждом участке режима полета самолета.

Формулирование проблемы

Известны газотурбинные двигатели (ГТД) с регулируемыми сопловыми аппаратами (РСА) силовых турбин (СТ) для наземных транспортных машин (НТМ) [3]. РСА обеспечивает путем перераспределения работы расширения газа в турбине компрессора и СТ торможение и задний ход НТМ, а также существенно улучшает динамические эксплуатационные характеристики двигателя [4].

Применение РСА СТ в ГТД газоперекачивающих агрегатов (ГПА) [5] ГТК-10И и ГТК-25И, разработанных фирмой «Дженерал-Электрик», позволило значительно повысить их эксплуатационную экономичность благодаря так называемой «перекрестной программе регулирования» ГПА. Эта же фирма одна из первых создала также ТРДИ GE-21 и разработала его дальнейшее развитие GE-23 с РСА, расположенным между турбиной высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления [1].

Целью данного исследования является анализ особенностей применения РСА турбины ТРДИ.

Результаты анализа

ТРДИ – подкласс турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой или без форсажной камеры сгорания. Параметрами рабочего процесса этих двигателей являются: степень повышения давления во внутреннем контуре

π_{K1}^* ; температура газа перед турбиной T_G^* ; степень двухконтурности m и степень повышения давления в вентиляторе наружного контура π_{BII}^* .

Здесь два первых параметра π_{K1}^* и T_G^* характеризуют термодинамическое совершенство газогенераторной части, показателем эффективности которой является свободная работа расширения газа за турбокомпрессором, используемая в движительных элементах путем ее оптимального распределения по контурам для получения максимальной реактивной тяги двигателя [6]:

$$L_{св} = C_p T_G^* (1 - l_{TK}^*) \left\{ 1 - 1 / \left[\sigma_{ex} \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M_{II}^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \pi_{K1}^* \sigma_{kc} \right]^{\frac{\kappa_G - 1}{\kappa_G}} (1 - l_{TK}^* / \eta_{TK}^*) \right\}, \quad (1)$$

где $l_{TK}^* = C_p T_n^* (\pi_{K1}^* \frac{\kappa - 1}{\kappa} - 1) / C_p T_G^* \eta_{K1}^* \eta_m$ – удельная работа турбины компрессора; C_p и C_{pG} – теплоемкости и κ , κ_G – показатели изэнтроп воздуха и газа, соответственно; η_{K1}^* , η_{TK}^* , η_m – КПД компрессора, турбины компрессора и механический; σ_{ex} и σ_{kc} – коэффициенты восстановления полного давления во входном устройстве и камере сгорания.

Два других параметра m и π_{BII}^* определяют из условия оптимального распределения $L_{св}$. Выбор значения m зависит от типа и назначения самолета, а также от соотношения дозвуковых и сверхзвуковых режимов полета по их длительности. Для маневренных самолетов с ТРДДФ m находится в пределах 0,15...2,0 [1,6,7]. Вырождение ТРДДФ в ТРДФ при стремлении m к нулю приближает температуру смешения потоков в камере смешения, как и в ТРДД_{см}, до температуры газа за турбиной T_G^* . При этом в ТРДИ типа GE-21 и GE-23, выполненных по схеме ТРДД_{см}, оптимальное значение π_{BII}^* определяют из условия равенства полных давлений смешиваемых потоков $p_I^* = p_{II}^*$, которое зависит от значения степени двухконтурности m [6]. Поэтому, объединив эти параметры в сложную функцию $\pi_{BII}^* = f(m)$, задачу оптимизации сводим к поиску компромиссного значения m по режимам полета самолета. С увеличением скорости M_{II} как в дозвуковом, так и сверхзвуковом режимах уменьшение m до нуля положительно влияет на топливную экономичность самолета.

Необходимо иметь в виду, что наличие наружного контура в ТРДД обеспечивает естественный перепуск воздуха за вентилятором из внутреннего контура в наружный, расширяя тем самым диапазон устойчивой работы вентилятора [8] и компрессора в целом при понижении приведенных частот вращения их роторов с увеличением m .

Наличие РСА между турбиной высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления позволяет сбалансировать искомый компромисс с соблюдением совместной работы турбокомпрессоров, а уравнение совместной работы турбин сводится к виду

$$\pi_{ТВД}^* = \left[\frac{F_{caТНД} \sigma_{caТНД} q(\lambda_{caТНД})}{F_{caТВД} \sigma_{caТВД} q(\lambda_{caТВД})} \right]^{\frac{2n^*}{n^*+1}}, \quad (2)$$

где $F_{caТНД}$ – площадь «горла» регулируемого соплового аппарата; σ_{ca} – коэффициент восстановления полного давления в сопловом аппарате; $q(\lambda)$ – плотность тока; n^* – показатель политропы расширения.

Уравнение совместной работы вентилятора-компрессора низкого давления (КНД) и его турбины сводится к линии рабочих режимов на характеристике КНД :

$$\pi_{КНД}^* \pi_{КВД}^* / \sqrt{\left(\pi_{КНД}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right)} / \eta_{КНД}^* = C / \sqrt{m+1} q(\lambda_{\theta})_{КНД}, \quad (3)$$

а турбокомпрессора высокого давления – аналогично

$$\pi_{КВД}^* / \sqrt{\left(\pi_{КВД}^* \frac{\kappa-1}{\kappa} - 1 \right)} / \eta_{КВД}^* = C^I q(\lambda_{\theta})_{КВД}, \quad (4)$$

где величины C и C^I имеют примерно постоянные значения [6].

Необходимо также отметить, что области оптимальных значений $\pi_{К1}^*$, m , $\pi_{ВII}^*$ ТРДД зависят от температуры T_G^* [6] согласно формуле

$$T_{ГЭк}^* = T_H^* \eta_G (m+1) \left\{ \left[e \left(\frac{2}{\eta_T^*} - 1 \right) + 1 \right] \frac{1}{\eta_K^*} - 1 + M_{II} \sqrt{2(\kappa-1) \frac{e}{e-1} \left\{ \left[\frac{e}{\eta_T^*} - e + 1 \right] \frac{1}{\eta_K^*} - 1 \right\} \frac{(m+1)}{\eta_{rII}}} \right\}, \quad (5)$$

где T_H – температура воздуха на входе в двигатель; M_{II} – число Маха полета; $e = \pi_{К1}^* \frac{\kappa-1}{\kappa}$; η_G – коэффициент полноты сгорания топлива в основной камере сгорания; η_K^* и η_T^* – КПД компрессора и турбины; η_{rII} – коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре.

Из этой формулы следует, что с уменьшением m $T_{ГЭк}^*$ понижается. Причем, при увеличении M_{II} до значения 1,0 величина $m_{ОПТ}$ приближается к нулю, тем быстрее, чем меньше T_G^* . Ограничение $T_G^* \leq 1200K$ при околосвуковых скоростях $M_{II} = 0,8 \dots 1,5$ в ТРДД с малой степенью двухконтурности $m = 0 \dots 2,0$ требует невысокого значения оптимальной степени повышения давления в наружном контуре вентилятора $\pi_{ВIIОПТ}^* = 1,5 \dots 1,6$ при $\pi_{К1}^* = 15 \dots 30$ на высоте полета $H \approx 11$ км.

Применение более высоких значений T_G^* требует повышения $\pi_{К1}^*$, m , $\pi_{ВII}^*$.

С другой стороны, при $T_G^* > 1150K$ в условиях наличия в окружающей атмосфере лессовой пыли на лопатках турбины могут образовываться спекающиеся её отложения [3] и как результат – происходит заклинивание шарнирных соединений РСА. Для устранения такого недостатка необходимы специальные меры (очистка воздуха, понижение T_G^* , охлаждение шарнирных соединений или другие конструктивные решения). Одновременное сочетание нескольких мероприятий подтверждает возможность предотвращения такой проблемы [1] и открывает перспективы применения РСА в ТРДИ.

Методологической основой разработки ТРДИ может быть применение перспективных газогенераторов. Положительным примером такого подхода явилось создание ТРДИ GE-21 и GE-23 на базе газогенератора двигателя YJ101 с параметрами: $\pi_K^* = 21$; $T_G^* = 1573K$; $m = 0,25$, который, в свою очередь, оказался уменьшенным вариантом газогенератора двигателя F101 [9]. Двигатель YJ101 устанавливался на экспериментальном истребителе YF-17, на основе которого разработан палубный самолет F-18 с двигателями F404 ($\pi_{KI}^* = 25$; $T_G^* = 1600K$; $m = 0,32$) [9]. Сопоставляя двигатели F101, F404, YJ101, GE-21, GE-23, созданные одной и той же фирмой на базе одного и того же газогенератора, имеющие близкие параметры рабочего процесса, можно отметить, что они практически относятся к подклассу ТРДИ и обладают важной конструктивной особенностью - их вентиляторы приводятся во вращение одноступенчатой турбиной в отличие от других аналогичных по назначению двигателей, созданных другими фирмами. Такой же особенностью обладает двигатель AI-222-25, предназначенный для самолетов Як-130, L-159 и др. Эта особенность чрезвычайно важна при использовании РСА в ТРДИ и заключается в более высокой эффективности регулирования одноступенчатой турбины в сравнении с двух- или трехступенчатыми.

Ввиду указанной эффективности одноступенчатые силовые турбины с РСА используют в НТМ и ГПА, ГТК-10И, ГТК-25И. Расчетный анализ подтверждает возможность применения РСА в авиационных ГТД НК-12СТ и НК-16СТ, конвертированных в ГПА. Такой же возможностью обладают двигатели AI-20, AI-24, ТВЗ-117 и др. при необходимости согласования их характеристик.

Вывод

Следовательно, определены особенности применения РСА в ТРДИ и обращено внимание на проблемы такого применения, а также на возможные пути их решения.

Список литературы

1. Нечаев, Ю. Н. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов [Текст]/ Ю. Н. Нечаев, В.Н. Кобельков, А.С. Полев – М.:Машиностроение, 1988. – 176с.
2. Willis, E. A. Variable cycle engines for supersonic cruising aircraft [Text]/ E. A. Willis, A. D. Welliver //AIAA Paper, 1976, №76-759. – 10p.

3. Транспортные машины с газотурбинными двигателями [Текст]/ Н. С. Попов, С. П. Изотов, В. В. Антонов и др.; под общ. ред. Н. С. Попова. – Л.: – Машиностроение, 1987. – 259с.
4. Итоги науки и техники [Текст]/ Сер.: Турбостроение. – Т.3. – М.:ВИНИТИ, 1984. – 131с.
5. Герасименко, В. П., Газотурбинные двигатели газоперекачивающих агрегатов. Определение характеристик [Текст]: учеб.пособие/ В. П. Герасименко.- Х.:ХАИ, 2012. – 116с.
6. Герасименко, В. П., Теорія авіаційних двигунів [Текст]: підручник/ В. П. Герасименко. – Х.:ХАІ, 2003. – 199с.
7. Герасименко, В. П. Особенности концептуальных принципов формирования облика двигателей для многорежимных самолётов [Текст]/ В. П. Герасименко// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм.ун-та «ХАИ». – 2016, – №71. – С.55 – 61
8. Влияние изменения степени двухконтурности на аэродинамические характеристики вентилятора [Текст]/ В. П. Герасименко, В. Н. Ершов, В. А. Коваль, Г. В. Павленко// Авиационная техника, 1978. – №1. – С.108 – 111.
9. Итоги науки и техники [Текст]/ Сер.: Авиастроение. – Т.2,ч.2. – М.: ВИНТИ, 1976. – 192 с.

Поступила в редакцию 08.12.2016

Застосування регульованих турбін у ТРДЗ

Визначено умови раціонального застосування регульованих турбін в авіаційних двигунах багаторежимних літаків. Обґрунтовано вибір параметрів робочого процесу. Звернено увагу на проблеми викоростання регульованих турбін в авіаційних ГТД. Описано особливості шляхів подолання проблем впровадження такого регулювання.

Ключові слова: літак, газотурбінний двигун, регульована турбіна.

Application of Variable Turbines in Turbofan Engine

Marking rational conditions about application of variable turbines in turbofan engine for many-regime aircrafts. A choice of parameter working process are basing. Attention on problems using of variable turbines in aviation gas turbine are taking. Peculiarities overcome problem inculcating of variable turbines are described.

Key words: aircraft, turbinegas-engine, variable turbine.

Сведения об авторе:

Герасименко Владимир Петрович – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры Теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.