

АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С ГАЗОВЫМ ПРИВОДОМ ВЫНЕСЕННОГО ВЕНТИЛЯТОРНОГО МОДУЛЯ

Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Кизеев И.С.

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия
e-mail: 30105@ciam.ru*

Приведен анализ концепции распределенной силовой установки (PCY) перспективных дальнемагистральных пассажирских самолетов, предназначенной обеспечить более глубокую интеграцию силовой установки и летательного аппарата (ЛА), а также повысить топливную эффективность ЛА. Рассмотрены возможные варианты реализации привода вынесенных вентиляторных модулей, являющихся составной частью PCY. Сделан предварительный анализ возможности создания PCY с газовым приводом вынесенного вентиляторного модуля в наиболее простом по реализации варианте с одним вынесенным модулем. Сформирована методика расчетных исследований, произведены оценка рациональных параметров данного типа PCY при различном уровне потерь полного давления в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля и предварительная оценка массы распределенной силовой установки. В заключение дано сравнение основных параметров PCY рассмотренных схем при различном уровне потерь полного давления в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля, а также сделан вывод о необходимости отнесения технологий переходных каналов и технологий систем промежуточного подогрева к категории критических.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, перспективный дальнемагистральный самолет, газогенератор турбореактивного двухконтурного двигателя, вентиляторный модуль, проектирование турбореактивного двухконтурного двигателя, распределенная силовая установка.

Введение

Важным направлением повышения топливной экономичности маршевой силовой установки (СУ) дальнемагистральных пассажирских самолетов является снижение удельного расхода топлива СУ за счет повышения степени двухконтурности двигателя.

Следует отметить, что реализация высоких значений степени двухконтурности в турбореактивных двухконтурных двигателях (ТРДД) традиционной компоновки приводит как к существенному уменьшению размерности газогенератора, так и к росту диаметра вентилятора и увеличению сопротивления ЛА, что является ограничением для роста степени двухконтурности выше некоторого уровня и достижения низких показателей расхода топлива. Эти особенности, а также проблемы размещения двигателя большой степени двухконтурности, снижения уровня его шума и других экологических и эксплуатационных данных [1, 2] привели к необходимости поиска и анализа новых подходов, в частности обеспечивающих более глубокую интеграцию силовой установки и планера ЛА.

Значительного результата в улучшении интеграции можно достичь за счет использования распределенной силовой установки, в которой от одного газогенератора осуществляется привод нескольких различных вентиляторных модулей, имеющих приемлемую размерность, при дальнейшем росте степени двухконтурности двигателя.

Передачу мощности в распределенной СУ от газогенератора к выносным вентиляторным модулям (ВВ) в общем случае можно осуществить принципиально различными способами: механическим, газодинамическим и электрическим [3, 4].

Проведенные исследования [5] показали, что при ориентации на прогнозируемый на 2030-е гг. уровень весового совершенства электрогенераторов, электромоторов и преобразователей PCY с электрической связью будет существенно тяжелее СУ с механическим и газовым способом передачи мощности.

Элементы схемы с механической передачей мощности от газогенератора уже нашли применение на современных вертолетах и более отработаны для привода отдельного винта, поэтому схема

PCY с механической передачей (рис. 1) была выбрана в качестве основной в работах [3, 5, 6].

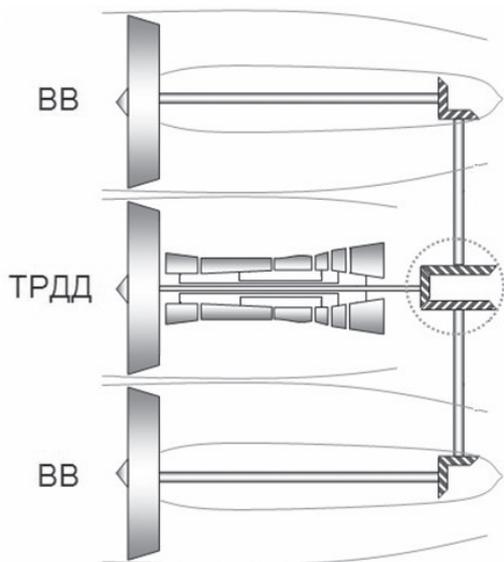


Рис. 1. Схема PCY с механическим способом передачи мощности

Реализация такой схемы также может быть связана с рядом проблем, к которым, в частности, относится большая мощность, потребная для привода выносных вентиляторов (для перспективного магистрального самолета — более 10 МВт), и сложные условия работы его редукторов, что приведет (на существующем техническом уровне) к значительному росту массово-габаритных параметров трансмиссии и снижению надежности ее функционирования. Работы по критическим технологиям для реализации механической трансмиссии PCY могут потребовать как существенных временных, так и дополнительных материальных затрат.

Поэтому представляется целесообразным на данном этапе оценить возможность создания альтернативного варианта PCY с газовым приводом тягового выносного вентилятора.

Оценка возможного облика PCY с газовым приводом тягового вентилятора

С учетом меньшей проработанности газового способа передачи мощности его анализ необходимо начать с наиболее простого по реализации ва-

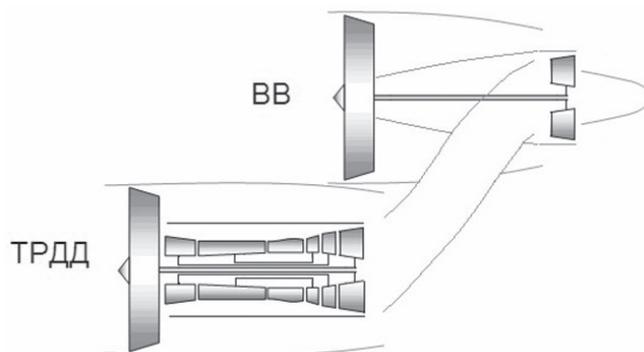


Рис. 2. Схема PCY с газовой связью между турбиной ТРДД и турбиной выносного вентиляторного модуля

рианта, когда весь покидающий турбину ТРДД газ передается через переходный канал на турбину выносного вентиляторного модуля (рис. 2).

Для реализации переходного канала может быть рассмотрено применение перспективных интерметаллидных сплавов и композиционных материалов (КМ), что будет способствовать снижению его веса. Конструкция переходного канала может состоять из нескольких слоев, в частности:

- внутренний слой из интерметаллида (например, ортосплав ВТИ-4) либо металлического сплава (например, ЭП718-ИД) с вафельной или бандажированной поверхностью;
- теплоизолирующий слой на основе кварцевых и кремнеземных тканей (например, кремнеземные ткани ПГИ-Т6 и КТ-11-С12/7);
- внешний слой из углепластика на основе высокопрочных углеродных волокон и высокотемпературной полимерной матрицы (например, ВКУ-38).

Вес такого переходного канала можно предварительно оценить, выбрав условно его длину равной удвоенному диаметру вентилятора, площадь сечения — соответствующей кольцевой площади на входе в турбину выносного вентиляторного модуля и приняв толщину каждого слоя в зависимости от материала согласно табл. 1.

Тогда, согласно предварительной оценке, вес газового канала, выполненного из металлического сплава с теплоизоляцией и внешним пластиковым слоем, может составить ~300 кг, а применение

Таблица 1

Параметры материалов, рассматриваемых для переходного канала

Материал	Металлический сплав ЭП718-ИД	Интерметаллид ортосплав ВТИ-4	Кремнеземная ткань КТ-11-С12/7	Углепластик ВКУ-38
Плотность, г/см ³	8,2	5,1	1	1,65
Толщина, мм	2	2	10	5

интерметаллида позволит снизить вес на ~20—25% (для рассматриваемой далее размерности СУ).

На основе прогнозных данных и проведенных ранее исследований [7] был определен возможный уровень параметров термодинамического цикла перспективных двигателей самолетов 2030-х гг.

В табл. 2 для перспективной РСУ представлены значения:

— *политропических коэффициентов полезного действия (КПД):* вентилятора ТРДД $\eta_{\text{полВ}}^*$; вентилятора вынесенного модуля $\eta_{\text{полВВ}}^*$; компрессора (состоящего из компрессора среднего давления (КСД) и компрессора высокого давления (КВД)) $\eta_{\text{полКСД-КВД}}^*$;

— *адиабатических КПД:* турбины высокого давления (ТВД) $\eta_{\text{адТВД}}^*$; турбины среднего давления (ТСД) $\eta_{\text{адТСД}}^*$; турбины вентилятора ТРДД $\eta_{\text{адТВ}}^*$; турбины вентилятора вынесенного модуля $\eta_{\text{адТВВ}}^*$;

— *механических КПД:* каскада высокого давления $\eta_{\text{мехВД}}$; среднего давления $\eta_{\text{мехСД}}$.

Величина отбора воздуха на охлаждение турбин $\Delta G_{\text{охл}}$ принята переменной в зависимости от температуры заторможенного потока в горле первого соплового аппарата турбины высокого давления (СА ТВД) $T_{\text{г}}^*$: а именно принята линейная зависи-

ле между компрессорами высокого КВД и низкого давления КНД $\sigma_{\text{КНД-КВД}}$, камере сгорания $\sigma_{\text{КС}}$, турбинном диффузоре $\sigma_{\text{ТД}}$, канале наружного контура $\sigma_{\text{КНК}}$) представлены в табл. 4.

Значение коэффициента полноты сгорания топлива в камере сгорания перспективного ТРДД выработано на уровне $\eta_{\text{КС}} = 0,995$. Сопла вентиляторных контуров и сопло внутреннего контура ТРДД—сужающиеся, коэффициент скорости $\phi_c = 0,995$.

Для поиска рациональной области проектных параметров РСУ в качестве расчетного был принят крейсерский режим (высота $H = 11$ км; число Маха полета $M = 0,85$), что обусловлено предназначением данной РСУ в качестве двигателя для перспективного дальнемагистрального самолета.

В качестве ограничений при параметрических исследованиях рассматриваются требования, накладываемые режимами набора высоты и взлетным режимом:

- требование по обеспечению заданных тяг на максимальном, крейсерском и взлетном режимах;
- ограничение по максимальной температуре воздуха на выходе из КВД;
- ограничение по максимальной температуре газа перед турбиной (в горле СА ТВД);

Таблица 2

Значения политропических КПД

$\eta_{\text{полВ}}^*$	$\eta_{\text{полВВ}}^*$	$\eta_{\text{полКСД-КВД}}^*$	$\eta_{\text{адТВД}}^*$	$\eta_{\text{адТСД}}^*$	$\eta_{\text{мехВД}}$	$\eta_{\text{мехСД}}$	$\eta_{\text{адТВ}}^*$	$\eta_{\text{адТВВ}}^*$
0,93	0,93	0,91	0,915	0,925	0,99	0,995	0,93	0,93

мость с ростом от $\Delta G_{\text{охл}} = 7,5\%$ (относительно расхода воздуха через газогенератор) при $T_{\text{г}}^* = 1500$ К до $\Delta G_{\text{охл}} = 12\%$ при $T_{\text{г}}^* = 1900$ К. На этапе параметрических расчетов также условно принято, что весь охлаждающий воздух отбирается из-за КВД, а его относительное распределение по тракту турбины (ее сопловых аппаратов (СА) и рабочих колес (РК)) задано постоянным соотношением в долях от $\Delta G_{\text{охл}}$ (табл. 3). Утечки воздуха относительно его расхода через газогенератор — 1% (из-за КСД), из них 0,5% в канал наружного контура и 0,5% в атмосферу.

Значения выбранных коэффициентов потерь полного давления в узлах РСУ (переходном кана-

Таблица 3
Значения расходов охлаждающего воздуха в долях от суммарной величины

Охл. ТВД				Охл. ТСД	
СА (задняя кромка)	РК	СА	РК	СА	РК
0,2	0,5	0,2	0,1	0	0

Таблица 4

Значения коэффициентов потерь полного давления в узлах РСУ

Параметр	$\sigma_{\text{КНД-КВД}}$	$\sigma_{\text{КС}}$	$\sigma_{\text{ТД}}$	$\sigma_{\text{КНК}}$
Значение	0,99	0,95	0,99	0,985

— ограничение по соотношению скоростей истечения из сопел наружного и внутреннего контуров ТРДД на крейсерском режиме.

Требования к тяге РСУ на основных режимах приняты на основании результатов, полученных в ходе работ [1] по перспективным ТРДД магистральных самолетов.

1. Крейсерский режим ($H = 11$ км; $M = 0,85$; условия, соответствующие международной стандартной атмосфере (МСА), коэффициент потерь полного давления на входе в вентиляторный модуль и ТРДД $\sigma_{\text{вхВВ}} = \sigma_{\text{вхТРДД}} = 0,997$, отборы мощности на самолетные нужды от турбины вентилятора $N_{\text{отб}} = 280$ кВт, тяга $R = 3800$ кгс).

2. Режим с наибольшим приведенным расходом воздуха — максимальный крейсерский режим ($H = 11$ км, $M = 0,85$, МСА, $\sigma_{\text{вхВВ}} = \sigma_{\text{вхТРДД}} = 0,997$, $N_{\text{отб}} = 280$ кВт, $R = 4200$ кгс).

3. Режим с наибольшей температурой газа перед турбиной — взлётный режим ($H = 0$, $M = 0$, атмосферные условия: температура $T_{\text{Н}} = +30^\circ\text{C}$, $p_{\text{Н}} = 760$ мм рт. ст., $\sigma_{\text{вхВВ}} = \sigma_{\text{вхТРДД}} = 1$, $N_{\text{отб}} = 0$ кВт, $R = 27000$ кгс).

Для области параметров РСУ с учетом нерасчетных взлётных режимов сформулирован ряд ограничений:

1) лобовая производительность вентилятора по приведенным параметрам $G_F < 200$ кг/(с·м²);

2) максимальная температура заторможенного потока в горле первого соплового аппарата турбины высокого давления (СА ТВД) $T_{\text{гмакс}}^*$ не более 1900 К в соответствии с прогнозными данными и с учетом запаса по температуре для перспективных материалов в конструкции турбины (композитных материалов на основе ниобия, кремния и молибдена (Nb-Si и Mo-Si(-B));

3) максимальная температура заторможенного потока за компрессором $T_{\text{гмакс}}^*$ до 1000 К (с учетом использования новых перспективных материалов).

На основании сформированных исходных данных была поставлена задача проведения параметрических расчетов РСУ в диапазоне варьирования параметров на расчетном режиме, выбранном в соответствии с прогнозными данными и результатами, полученными на предыдущем этапе [1]:

1) степень двухконтурности РСУ в диапазоне $m = 19 \div 24$;

2) степень повышения полного давления в выносных вентиляторах $\pi_{\text{в}}^* = 1,25 \div 1,4$;

3) суммарная степень повышения полного давления $\pi_{\text{кС}}^* = 50 \div 60$;

4) температура заторможенного потока в горле первого СА ТВД $T_{\text{г}}^* = 1590 \div 1650$ К (с учетом повышения температуры газа на взлетном режиме $T_{\text{г}}^* \geq 250$ К).

Параметрические расчеты проводились с помощью математической модели авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) первого уровня, основные положения которой описаны в работе [8]. Оценка влияния изменения параметров двигателя на его массу $M_{\text{дв}}$ проводилась с помощью модульной методики, представленной в [9]. Согласно данной методике двигатель в весовом отношении делится на ряд составляющих («модулей»). На основе представлений о пропорциональности массы лопаточных машин удельной работе сжатия и приведенному расходу воздуха на взлетном режиме через двигатель получены соотношения для составляющих удельной массы выделенных модулей от параметров рабочего процесса двигателя (степени повышения давления в компрессоре, в вентиляторе, степени двухконтурности и т.д.). Коэффициенты модульной методики, характеризующие весовую долю выделенных модулей двигателя, определялись на основе результатов расчетных оценок, выполненных для детализированной поэлементной математической модели массы в ходе работ по ТРДД нового поколения для магистральных самолетов 2030 гг. [1].

На рис. 3—5 представлена полученная по результатам параметрических исследований зависимость достигаемого удельного расхода топлива (C_R) РСУ на крейсерском режиме от выбранной степени двухконтурности m , температуры заторможенного потока в горле первого СА ТВД $T_{\text{г}}^*$ и суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{кС}}^*$.

Каждый из этих рисунков соответствует различному уровню потерь в переходном газовом канале между турбиной низкого давления и турбиной вынесенного вентиляторного модуля ($\sigma_{\text{ГК}} = 0,95; 0,925; 0,9$).

Выбранные основные параметры РСУ с наименьшими удельными расходами топлива на крейсерском режиме при различном уровне потерь в переходном газовом канале и с учетом заданных ограничений представлены в табл. 5.

На рис. 6 и 7 даны результаты расчета скоростной характеристики выбранных вариантов РСУ

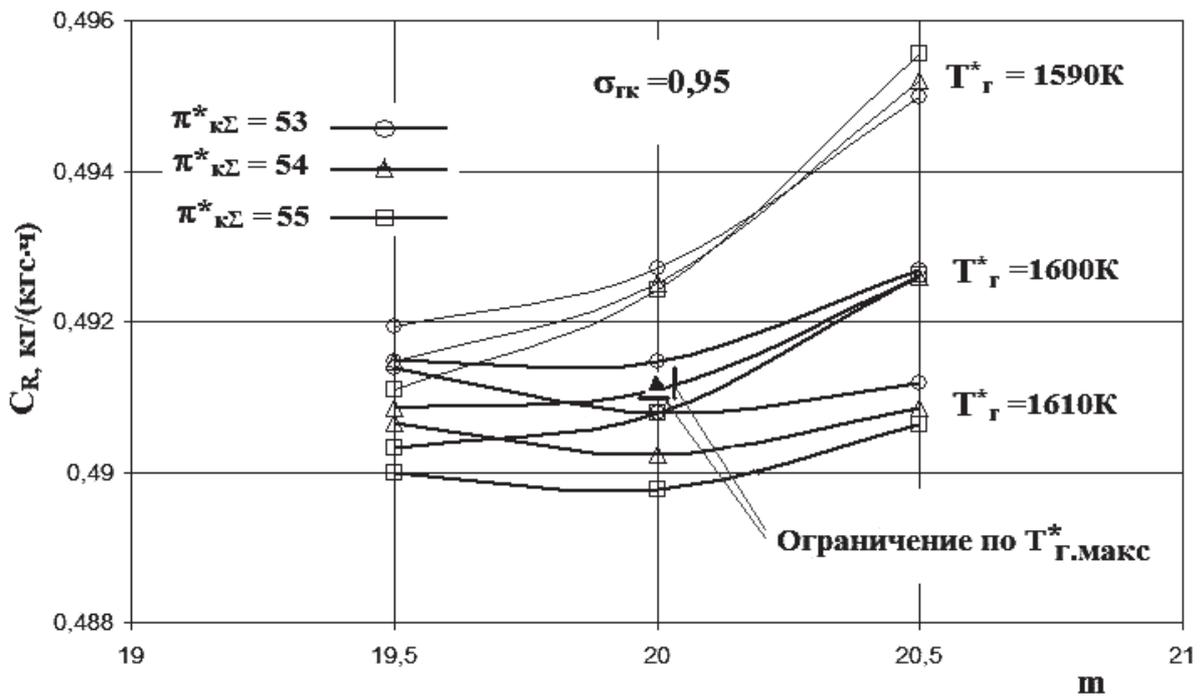


Рис. 3. Удельный расход топлива РСУ при $\sigma_{ГК}=0,95$

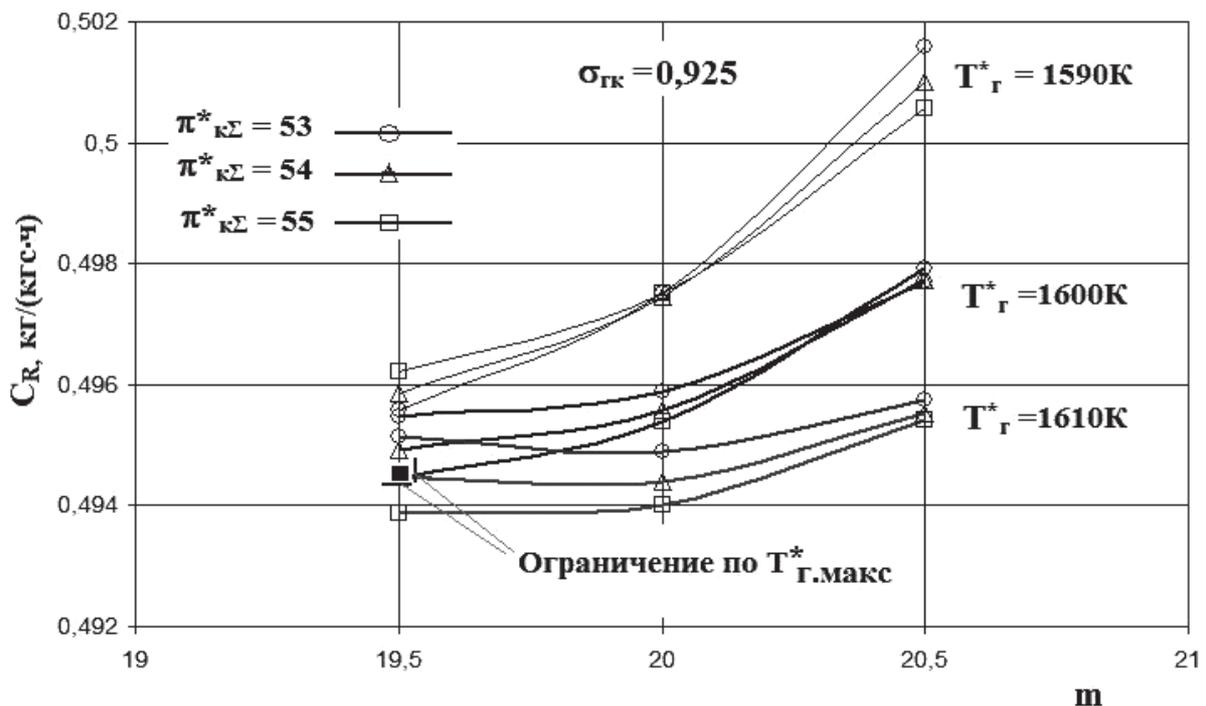


Рис. 4. Удельный расход топлива РСУ при $\sigma_{ГК}=0,925$

при уровне потерь в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля $\sigma_{ГК}=0,95; 0,925; 0,9$, где $H=0$ км, $M=0 \div 0,3$, $T_H=+30^\circ\text{C}$, $p_H=760$ мм рт.ст., и значениях потерь полного давления на входе в двигатель $\sigma_{вх}$, представленных в табл. 6.

На рис. 8 приведены результаты расчета дроссельной характеристики выбранных вариантов РСУ на режиме $H=11$ км, $M=0,85$, МСА при условиях $\sigma_{вх}=0,997$, $N_{отб}=280$ кВт и $\sigma_{вх}=1$, $N_{отб}=0$ кВт.

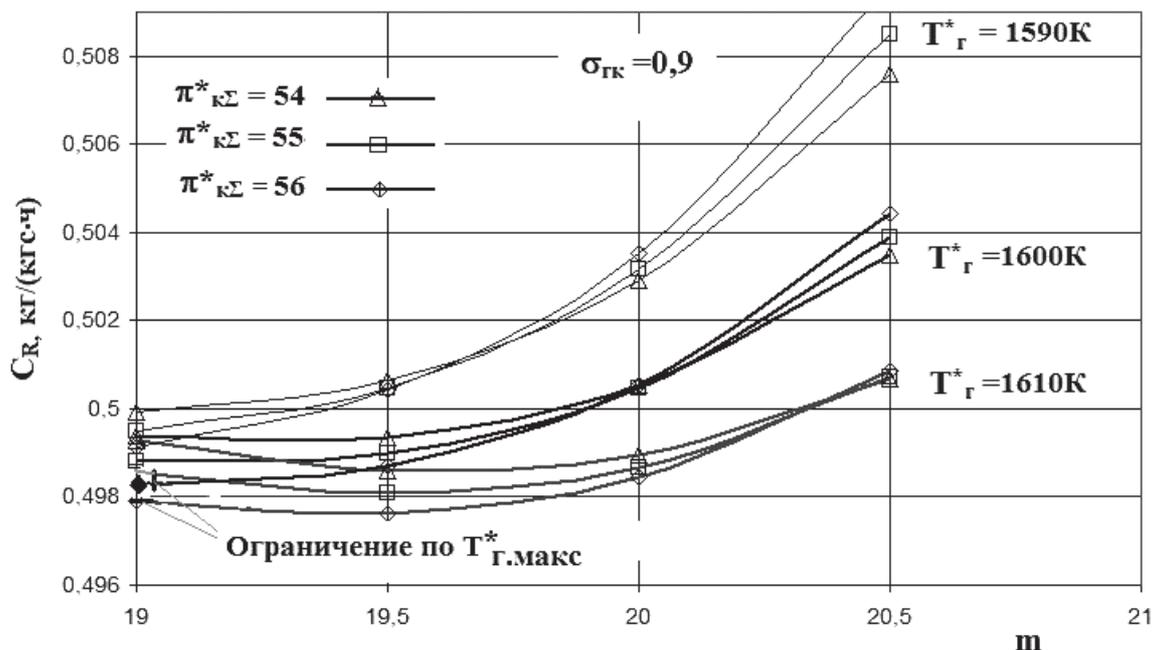


Рис. 5. Удельный расход топлива РСУ при $\sigma_{ГК} = 0,9$

Таблица 5

Варианты основных параметров РСУ ($M=0,85$; $H=11$ км)

Вариант РСУ	$\sigma_{ГК}$	m	$\pi_{КС}^*$	$\pi_{В}^*$	$\pi_{ВВ}^*$	$T_{Г}^*$	$M_{ДВ}$	C_R
						К	кг	кг/(кгс·ч)
РСУ - 1	0,95	20,0	54	1,3	1,33	1600	5180	0,491
РСУ - 2	0,925	19,5	55	1,3	1,33	1600	5170	0,495
РСУ - 3	0,9	19,0	56	1,3	1,33	1600	5160	0,498

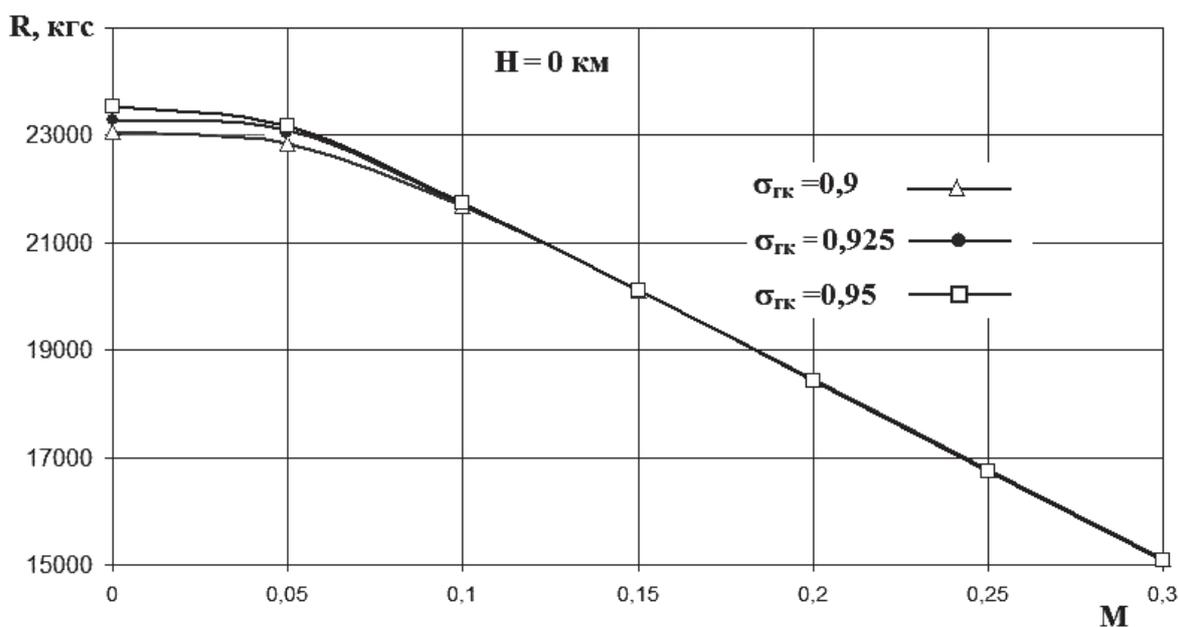


Рис. 6. Зависимость взлетной тяги РСУ от числа M полета

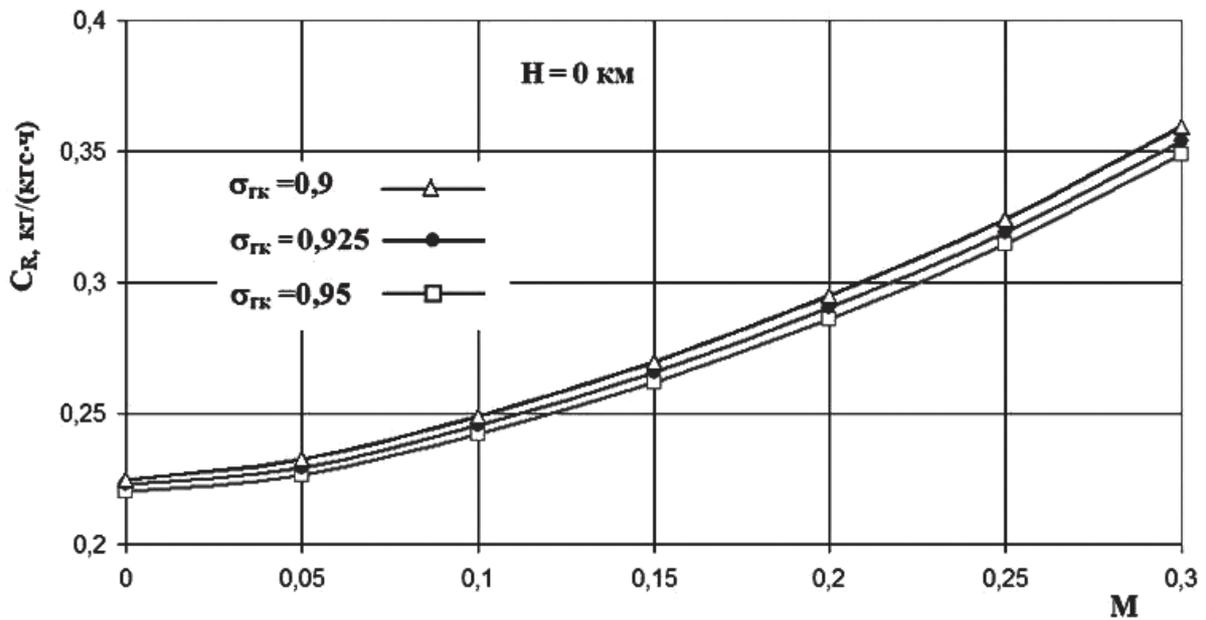


Рис. 7. Зависимость удельного расхода топлива на взлете от числа М полета

Таблица 6

Значения $\sigma_{вх}$ в зависимости от числа М полета при расчете скоростной характеристики

М	0	0,05	0,1	0,15	0,20	0,25	0,3
$\sigma_{вх}$	0,98	0,9882	0,9923	0,9947	0,9961	0,9968	0,9970

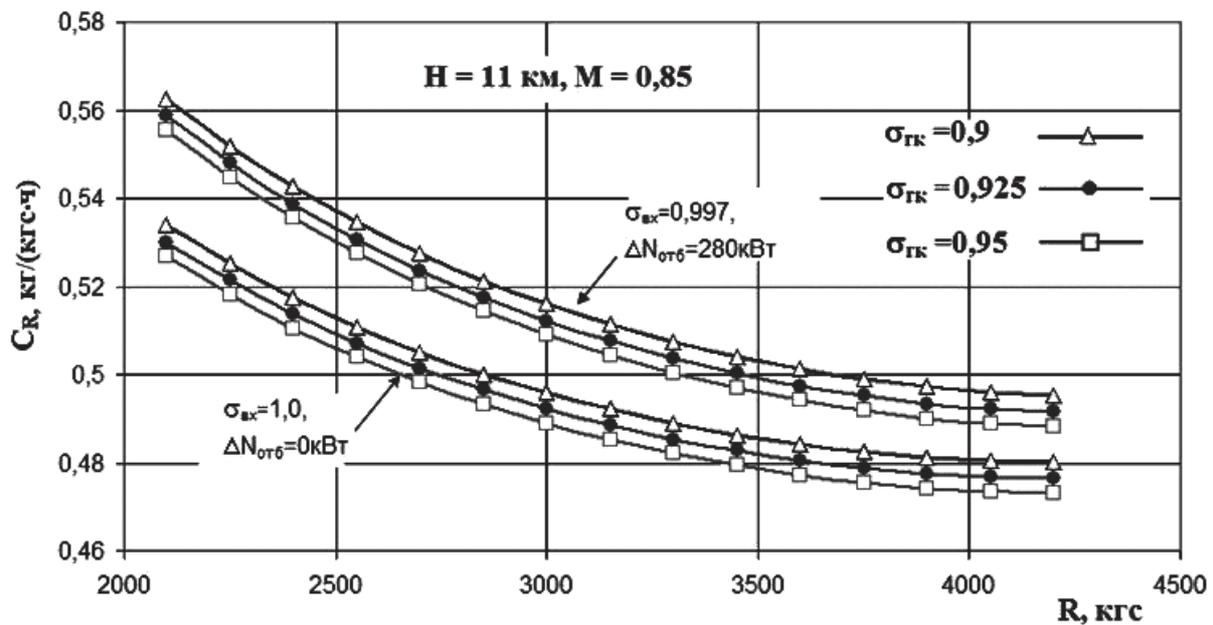


Рис. 8. Дроссельная характеристика РСУ ($H = 11$ км, $M = 0,85$)

РСУ с дополнительным подогревом газа в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля

Полученные расчетные данные по РСУ рассмотренного типа для перспективного дальнемагистрального самолета показали, что минимальный

удельный расход топлива, с учетом прогнозируемого на рассматриваемый период уровня совершенства его узлов [7] и обеспечения потерь полного давления в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентилятора на уровне $\sim 5-10\%$, может составить $\sim 0,491-0,498$ кг/(кг·ч).

Дальнейшее снижение удельного расхода топлива для РСУ на крейсерском режиме требует выбора таких основных параметров цикла (T_{Γ}^* , $\pi_{\kappa\Sigma}^*$, $\pi_{\text{в}}^*$, m), которые на взлетном режиме приводят к существенному росту температуры газа перед турбиной и выходу за назначенные ограничения (принятые в соответствии с данными работ [7] и [1]) по температуре в горле первого СА ТВД $T_{\Gamma}^* \leq 1900\text{K}$.

Решение этой проблемы при достижении заданной величины тяги на взлетном режиме может быть обеспечено за счет введения для РСУ (на этом режиме) дополнительного подогрева газа в переходном канале перед турбиной вынесенного вентиляторного модуля.

Для реализации данного подогрева газа в переходном канале РСУ может находиться устройство (дополнительная камера сгорания), выполненное в виде коллектора с топливными форсунками, системой зажигания и стабилизаторами пламени. Схема РСУ с устройством подогрева газа в переходном канале показана на рис. 9. Сжигание дополнительного топлива в канале подвода газа к турбине вынесенного вентиляторного модуля создает дополнительную энергию для привода выносных вентиляторов и обеспечивает достижение заданной взлетной тяги при выполнении принятых ограничений.

Величина дополнительного подогрева газа в переходном канале перед турбиной вынесенного вентилятора на данном этапе работы рассмотрена исходя из возможности применения предложенных выше материалов, ограничения роста массы канала и предварительной оценки приемлемого изменения параметров двигателя и составляет $\sim 200\text{ }^{\circ}\text{C}$, что соответствует достижению температуры газа на входе в турбину винтовентилятора $T_{\text{вхТВВ}}^*$ такой же,

как на входе в турбину вентилятора ТРДД ($T_{\text{вхТВВ}}^* = T_{\text{вхТВ}}^*$).

Для определения рациональной области параметров РСУ с подогревом газа в переходном канале были также проведены параметрические расчеты с использованием математической модели первого уровня авиационного ГТД [8] по методике, аналогичной представленной выше.

На рис. 10 приведена зависимость удельного расхода топлива на крейсерском режиме, полученная в результате параметрических исследований схемы РСУ с дополнительным подогревом, от выбранной степени двухконтурности m , температуры в горле первого СА ТВД T_{Γ}^* и суммарной степени

повышения давления в компрессоре $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ (при уровне потерь в переходном газовом канале между турбиной вентилятора и турбиной вынесенного вентиляторного модуля $\sigma_{\text{ГК}} = 0,95$).

После оценочных расчетов параметров двигателя на взлетном режиме, где достигается наибольшая температура газа перед турбиной, были определены варианты сочетания основных параметров цикла РСУ. Из них выбраны только те варианты сочетания, которые соответствуют заданным ограничениям и наименьшим значениям удельного расхода топлива на крейсерском режиме (табл. 7).

Для сформированных вариантов РСУ-1п и РСУ-2п ($\sigma_{\text{ГК}} = 0,95$) была сделана расчетная оценка изменения параметров цикла на крейсерском и взлетном режимах в случае увеличения потерь полного давления в переходном канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля до 10% ($\sigma_{\text{ГК}} = 0,9$). В этом случае, как показали результа-

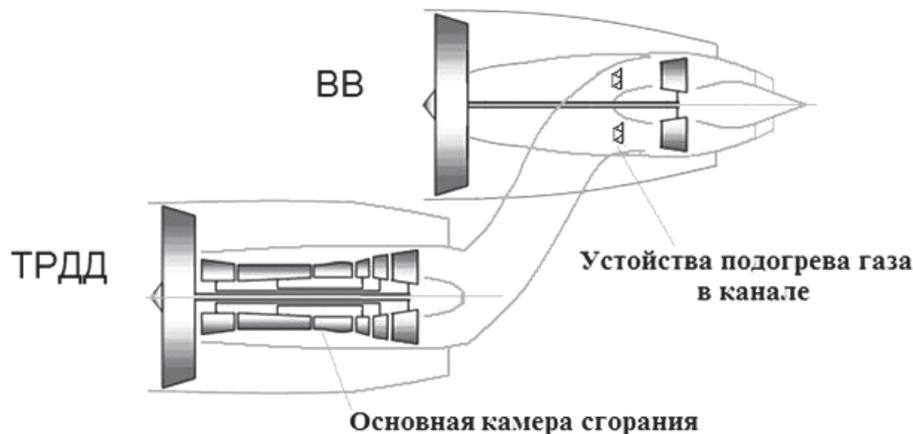


Рис. 9. Схема РСУ с дополнительным подогревом газа в переходном канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля

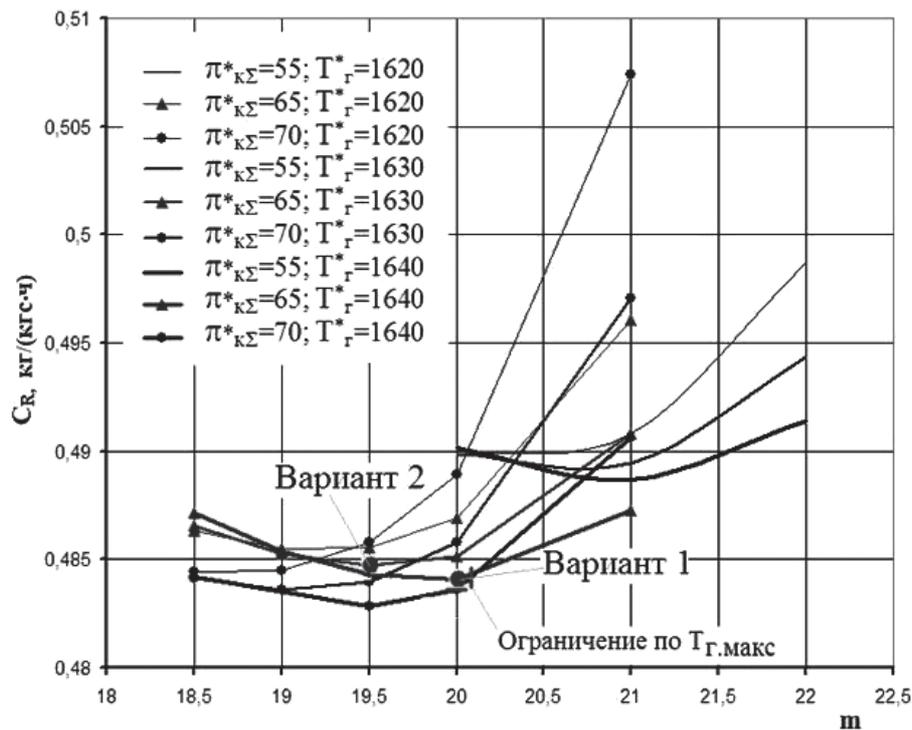


Рис. 10. Удельный расход топлива вариантов РСУ с подогревом газа в переходном газовом канале в зависимости от основных параметров цикла при $\sigma_{ГК}=0,95$

Таблица 7

Варианты основных параметров РСУ с подогревом ($M = 0,85; H = 11$ км)

Вариант РСУ	$\sigma_{ГК}$	m	$\pi_{к\Sigma}^*$	$\pi_{в}^*$	$\pi_{вв}^*$	T_{γ}^*	C_R
	-	-	-	-	-	К	кг/(кг·ч)
РСУ-1п	0,95	20,0	65	1,3	1,33	1640	0,484
РСУ-2п	0,95	19,5	65	1,3	1,33	1630	0,485

ты расчета, если сохраняется одинаковый с вариантом $\sigma_{ГК} = 0,95$ расчетный расход воздуха через вентилятор, на крейсерском режиме температура газа в горле первого соплового аппарата турбины увеличивается на ~ 11 К, а удельный расход топлива — на $\sim 1,5\%$ (до $C_R = 0,4914$ для РСУ-1п и $C_R = 0,4921$ для РСУ-2п).

Выводы

Проведенные расчётные исследования с целью определения рационального облика РСУ с газовым приводом тягового выносного вентилятора, где в качестве критерия принималось достижение наилучшей экономичности на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $M = 0,85$, $R = 3800$ кгс) с учетом рассмотренных ограничений, позволили выбрать следующие основные параметры вариантов двигателя на крейсерском режиме при различном уровне потерь полного давления в переходном газовом канале (5—10%):

РСУ-1 ($\sigma_{ГК} = 0,95$):

$$m=20, \pi_{в}^* = 1,3, \pi_{вв}^* = 1,33, \pi_{к\Sigma}^* = 54;$$

РСУ-2 ($\sigma_{ГК} = 0,925$):

$$m = 19,5, \pi_{в}^* = 1,3, \pi_{вв}^* = 1,33, \pi_{к\Sigma}^* = 55;$$

РСУ-3 ($\sigma_{ГК} = 0,9$):

$$m = 19, \pi_{в}^* = 1,3, \pi_{вв}^* = 1,33, \pi_{к\Sigma}^* = 56.$$

Удельный расход топлива для варианта РСУ с потерями в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля $\sim 5\%$ может составить $\sim 0,491$ кг/(кг·ч) (при достижении прогнозируемых параметров на уровне перспективного ТРДД традиционной схемы).

Увеличение потерь в переходном газовом канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля до

уровня $\sim 10\%$ может привести к росту удельного расхода топлива на $\sim 1,5\%$.

Следует отметить, что ограничением при выборе высоких значений параметров, определяющих экономичность двигателя (в первую очередь, суммарного значения степени повышения давления в цикле $\pi_{\text{КС}}^*$ и степени двухконтурности m), является требование обеспечения необходимого уровня взлетной тяги двигателя при ограниченном уровне максимальной температуры газа перед турбиной. Именно это обстоятельство и ограничивает оптимальное значение $\pi_{\text{КС}}^*$ в условиях крейсерского полета на уровне 54—56.

Введение дополнительного подогрева газа в переходном канале перед турбиной вынесенного вентиляторного модуля на взлетном режиме на величину ~ 200 К (до температуры, равной температуре на входе в турбину вентилятора ТРДД

$$T_{\text{вхТВВ}}^* = T_{\text{вхТВ}}^*),$$

позволило выбрать значение суммарной степени повышения давления $\pi_{\text{КС}}^*$ на более высоком уровне ~ 65 , что может обеспечить снижение удельного расхода топлива на $\sim 1,3—1,5\%$. Для схемы РСУ с подогревом газа в переходном канале был выбран вариант основных параметров цикла на расчетном крейсерском режиме (с уровнем потерь в переходном канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля $\sim 5\%$), при котором возможно достижение удельного расхода топлива $C_R \sim 0,484 \div 0,485$ кг/(кгс·ч): $m = 19,5 \div 20$, $\pi_{\text{в}}^* = 1,3$, $\pi_{\text{вв}}^* = 1,33$, $\pi_{\text{КС}}^* = 65$, $T_{\text{г}}^* = 1630 \div 1640$ К.

Увеличение потерь в переходном канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля для данной схемы РСУ до уровня $\sim 10\%$ может привести к росту удельного расхода на крейсерском режиме до величины $C_R \sim 0,491 \div 0,492$ кг/(кгс·ч), что соответствует варианту РСУ без подогрева при уровне потерь в переходном канале $\sim 5\%$.

При этом удельный расход топлива для РСУ без подогрева и с уровнем потерь в переходном канале $\sim 7,5—10\%$ на $0,7—1,5\%$ больше, чем для схемы данного РСУ с подогревом и уровнем потерь в переходном канале $\sim 10\%$.

В связи с тем, что потери в переходном канале к турбине вынесенного вентиляторного модуля могут таким существенным образом влиять на топливную экономичность РСУ, вопросы создания как самого переходного канала, так и устройств дополнительного подогрева газа в нем с приемлемыми

параметрами следует отнести к критическим технологиям для данной схемы двигателя.

Полученные предварительные результаты по достижимым для РСУ с газовым приводом перспективного дальнемагистрального самолета параметрам закладывают основу для проведения дальнейших расчетных исследований по более детальной проработке ее узлов.

Библиографический список

1. Ланшин А.И., Полев А.С. Концепция ТРДД нового поколения для магистральных самолетов // *АвиаСоюз*. 2013. № 6 (48). С. 52-54.
2. Опрышко Ю.В. Модель оценки конкурентоспособности дальнемагистрального пассажирского воздушного судна // *Вестник Московского авиационного института*. 2016. Т. 23. № 1. С. 233-244.
3. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солониной. — М.: ЦИАМ, 2010. — 672 с.
4. Карасев Д.А., Арутюнов А.Г., Загордан А.А. К вопросу создания магистральных транспортных самолетов с электрическими силовыми установками // *Вестник Московского авиационного института*. 2015. Т. 22. № 1. С. 132-139.
5. Каленский С.М., Морзеева Т.А., Эрохи Ю.А. Исследование путей повышения топливной экономичности СУ самолетов гражданской авиации 2030 годов за счет выбора рационального схемно-технического облика двигателей нетрадиционных схем // Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века», 24-27 ноября 2015: Сборник тезисов докладов. — М.: ЦИАМ, 2015. С. 59-61.
6. Torg M.T., Scott M.J., Haller W.J., Handschuh R.F. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft // Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers, Orlando, Florida, June 8-12, 2009. NASA/TM-2009-215680, 2009. — 9 с. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090042817.pdf>
7. Цховребов М.М., Худяков Е.И., Полев А.С. и др. Обоснование целесообразного роста параметров рабочего процесса авиационных ГТД с учетом повышения требований к ресурсу и эмиссионным характеристикам двигателей // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ (2010-2014 гг.): Сборник статей / Под общ. ред. В.И. Бабкина, В.А. Скибина, М.Я. Иванова. — М.: ЦИАМ, 2015. С. 56-65.
8. Деменченков В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.

9. Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей ТРДДФ на начальной стадии его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т.24. №1. С. 26-37.

DISTRIBUTED POWER-PLANT CONCEPT WITH GAS DRIVE OF EXTERNAL FAN MODULE ANALYSIS

Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Kizeev I.S.

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia
e-mail: 30105@ciam.ru

Abstract

The paper analyzes the concept of distributed power plant (DPP) for prospective long haul passenger aircraft. This DPP is intended to provide deeper integration of a power plant and an aircraft, as well as increase its fuel efficiency.

Possible variants of drive realization for external fan modules, as a constituent part of the distributed DPP, are presented. The necessity of considering the gas drive, realized by introducing an additional transient duct between the turbine of dual-flow turbojet engine and the turbine of the external fan.

The paper presents the preliminary analysis of DPP with gas drive of an external fan module developing possibility in the simplest for realization version incorporating a single external module.

The authors developed the technique for numerical study, carried out the evaluation of the specified DPP parameters under various values of total pressure losses in the transient duct to the external fan module and performed preliminary evaluation of the distributed power plant weight.

Further development of the considered distributed power-plant concept the additional gas heating in the transient duct while the take-off mode is offered. Additional calculations of new type engines are carried out, and estimation of new distributed power-plant structure parameters improvement possibilities is made.

In conclusion, comparison of the considered distributed power plant structures basic parameters at various degree of total pressure losses in the transient gas duct to the turbine of the external fan module is presented. The conclusion is drawn on the necessity to assign transient ducts and intermediate heating systems technologies to critical category.

Keywords: dual-flow turbojet engine, prospective long-haul aircraft, dual-flow turbojet engine core, fan module, dual-flow turbojet engine design, distributed power plant.

References

1. Lanshin A.I., Polev A.S. *AviaSoyuz*, 2013, no. 6, vol. 48, pp. 52-54.
2. Opryshko Yu.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 1, pp. 233-244.
3. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushih aviadvigatelnykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviacionnykh dvigatelei: Analiticheskii obzor* (Leading aviation engine building companies' activities on perspective aircraft engines development provision: analytical survey), Moscow, CIAM, 2010, 672 p.
4. Karasyov D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.
5. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-nehnicheskoi konferencii "Aviadvigateli XXI veka"*, Moscow, 2015, pp. 59-61.
6. Torg M.T., Scott M.J., Haller W.J., Handschuh R.F. *Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft. Prepared for the Turbo Expo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers, Orlando, Florida, June 8-12, 2009*. NASA, 2009, 9 p.
7. Tshovrebov M.M., Hud'yakov E.I., Polev A.S. *Osnovnye rezultaty nauchno-tehnicheskoi deyatel'nosti CIAM (2010-2014), Sbornik statei*, Moscow, 2015, pp. 56-65.
8. Shlyahtenko S.M., Sosunov V.A., Demenchenok V.P., Drujinin L.N., Parhomov A.L. *Teoriya dvuhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei* (The theory of bypass turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
9. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-37.