

# ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

---

УДК 621.452.322

## АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С МЕХАНИЧЕСКИМ ПРИВОДОМ ВЕНТИЛЯТОРОВ ПРИ ИНТЕГРАЦИИ С ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ТИПА «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»

Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А.

*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) с механическим приводом вентиляторов для перспективного дальнемагистрального пассажирского самолета схемы «летающее крыло». Сформирована методика расчетных исследований, направленная на обеспечение более глубокой интеграции силовой установки и летательного аппарата и повышение ее топливной эффективности. Для оценки влияния условий на входе в каждый из вентиляторных модулей выполнено уточнение разработанной ранее математической модели (MM) распределенной силовой установки. Сделанное уточнение MM позволило осуществлять независимый выбор параметров, размерности и передаточных чисел редуктора для привода вентиляторных модулей PCY, а также проводить независимое регулирование выходных устройств этих модулей. Получены возможные варианты рациональных параметров PCY, выбранные при различном уровне потерь полного давления на входе в каждый из вентиляторных модулей. Проведена также оценка влияния неравномерности полного давления на входе в каждый из вентиляторных модулей. По результатам параметрических расчетов сделан предварительный анализ влияния условий на входе в вентиляторные модули PCY на выбираемые массогабаритные данные двигателя и его экономичность.

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

---

### Введение

Тенденция, к повышению степени двухконтурности турбореактивных двигателей для перспективных дальнемагистральных самолетов (ДМС), связана с ростом диаметра этих двигателей, возраста-

ющими проблемами интеграции их с летательным аппаратом (ЛА) и уменьшения его аэродинамического сопротивления. Распределенная силовая установка, в которой от одного газогенератора осуществляется привод нескольких вентиляторных моду-

лей, позволяет в определенных пределах снять возникающие ограничения на повышение степени двухконтурности, открывает дополнительные возможности по интеграции двигателя с ЛА и повышению экономических параметров рассматриваемого дальнемагистрального самолета.

В качестве одной из наиболее перспективных схем для дальнемагистральных пассажирских самолетов с использованием РСУ рассматривается летательный аппарат типа «летающее крыло». Из зарубежных работ по данной тематике можно выделить исследования, проводимые по заданию и при финансировании NASA [1], а также в Кембриджском университете и Массачусетском институте [2, 3]. В нашей стране можно отметить исследования по перспективным аппаратам данного типа, проводимые в ПАО «Туполев» и ЦАГИ [4].

Различные варианты интеграции распределенной силовой установки с перспективными летательными аппаратами, выполненными по схеме «летающее крыло», рассматривают расположение вентиляторных модулей РСУ как утопленными по отношению к поверхности фюзеляжа, так и в различных мотогондолах и наплывах на его поверхности. В зависимости от выбранного расположения и параметров течения воздушного потока в плоскости входа в вентиляторные модули может возникать определенная неоднородность поля полного давления.

Наличие такого неравномерного поля полного давления на входе в каждый из вентиляторных модулей неизбежно приводит к ухудшению его основных параметров. Целесообразно рассмотреть отдельно влияние на тягу двигателя двух основных факторов: падения общего уровня полного давления вследствие дополнительных потерь на входе и собственно неоднородности входного поля полного давления.

Для оценки влияния указанных составляющих были использованы результаты численного моделирования обтекания ЛА типа «летающее крыло» с РСУ в варианте дальнемагистрального пассажирского самолета [4], где за основу взята модифицированная модель планера разработки ПАО «Туполев», а также результаты исследований двигателей новых схем, выполненные в ЦИАМ им. П.И. Баранова по возможным параметрам перспективных распределенных силовых установок при различном способе передачи мощности к вынесенным вентиляторным модулям [5–7].

С учетом результатов исследований был выбран механический способ передачи мощности, так как при прогнозируемых весовых данных [8, 9] компонентов электропровода (уровень 2030-х годов) мас-

согабаритные параметры этого типа РСУ могут оказаться в несколько раз хуже.

Кроме того, полученные результаты исследований [5, 10] по параметрам РСУ с газовым приводом свидетельствуют о существенном влиянии на топливную экономичность двигателя уровня возможных потерь в газовом канале к вентиляторному модулю. Поэтому ввиду меньшей проработанности критических технологий, относящихся к газовому способу передачи мощности, выбор был сделан в пользу использования механической трансмиссии.

В качестве основного механический способ передачи мощности рассматривался и в зарубежных работах по концепции РСУ для летательного аппарата данного типа уровня 2030-х годов. А именно: по концепции ЛА с одной РСУ, представленной исследовательским центром им. Гленна с участием фирмы Боинг [1], а также в проекте экспериментального бесшумного самолета SAX-40 (Silent Aircraft Experimental) Кембриджского университета и Массачусетского института [2] с тремя РСУ.

Следует отметить, что проводимые в рамках концепции SAX-40 исследования по вопросам интеграции ЛА типа «летающее крыло» и двигателя выходят далеко за рамки рассматриваемого проекта, который служит больше открытой площадкой для привлечения многостороннего сотрудничества и отработки технологий. При этом в качестве одной из основных технологий рассматриваются возможности значительного отсоса (~16,6%) пограничного слоя (Boundary layer ingestion — BLI) с верхней поверхности планера. Данные по проводимым исследованиям в этом направлении и полученным результатам приведены в работе [3].

Из представленных в [3] результатов следует, что при снижении КПД вентилятора (на крейсерском режиме с 92 до 90%), а также учете возможных дополнительных потерь воздухозаборника и длинного подводящего канала сложной формы концепция SAX-40 по топливной эффективности может оказаться не лучше, чем конфигурация двигателя в гондоле на пилоне. Сравнение проводилось при одинаковом значении степени повышения давления в вентиляторе.

С учетом этих данных для проведения оценки влияния попадания пограничного слоя на вход РСУ в [11] сопоставлялись результаты предварительной проработки параметров двигателя без учета этого явления, а также при различном уровне потерь полного давления в воздухозаборнике (до 5%). При этом используемая математическая модель не позволяла задавать различный уровень потерь для

каждого модуля и варьировать независимо его параметры.

Дальнейшие работы по уточнению рациональных параметров РСУ тесно связаны с вопросами совершенствования ее интеграции с летательным аппаратом, в том числе за счет уточнения параметров течения на поверхности ЛА, учета влияния различных условий на входе в каждый из вентиляторных модулей и возможности определять для каждого такого модуля его собственные параметры.

Для оценки влияния отличающихся условий на входе в каждый вентиляторный модуль было проведено уточнение разработанной математической модели РСУ, в которой обеспечен независимый для каждого модуля выбор его параметров и размерности, раздельное независимое регулирование выходного канала каждого модуля, независимое передаточное число редуктора к каждому вынесенному модулю.

Как отмечено выше, с помощью уточненной математической модели для учета влияния параметров потока на входе в РСУ при интеграции ее с летательным аппаратом типа «летающее крыло» рассмотрены две его составляющие: падение полного давления и неравномерность поля полного давления на входе в двигатель.

#### **Определение особенностей течения на входе в распределенную силовую установку при интеграции с планером схемы «летающее крыло»**

С конца 80-х годов прошлого века в ЦАГИ и ВВИА им. Н.Е. Жуковского ведутся исследования по использованию схемы типа «летающее крыло» для летательных аппаратов различного применения, в том числе и для перспективных ДМС [2, 12, 13].

При реализации данной схемы появляется возможность разместить пассажиров в широком центроплане крыла. При этом потенциально возможно достижение более высокого аэродинамического качества ЛА и снижение удельной массы планера, что даст возможность увеличить массу полезной нагрузки или запас топлива. Появились также публикации [1, 2], говорящие о возможности достижения значительного эффекта экранирования шума двигателей элементами планера при размещении их над центропланом самолета, выполненного по схеме «летающее крыло» (до 35 EPN дБ). В соответствии с этими результатами упор в дальнейших исследованиях был сделан на размещении двигателей в мотогондолах на пилонах над центропланом (рис. 1), как, например, в [1].

В последние годы оценки эффективности экранирования шума элементами планера при размещении двигателей над центропланом были существенно пересмотрены. В частности, оказалось, что плохо экранируется шум в задней полусфере, кроме того, при размещении двигателей на пилонах над центропланом появляется дополнительный пикирующий момент от высокорасположенных двигателей; при отсутствии в продольном канале управляющих поверхностей с большим «плечом» компенсация пикирующего момента приводит к ухудшению взлетно-посадочных характеристик и к снижению аэродинамического качества.

Существенным негативным эффектом при установке двигателей на пилонах над верхней поверхностью центроплана является отрицательная аэродинамическая интерференция между мотогондолами двигателей и поверхностью центроплана схемы «летающее крыло».

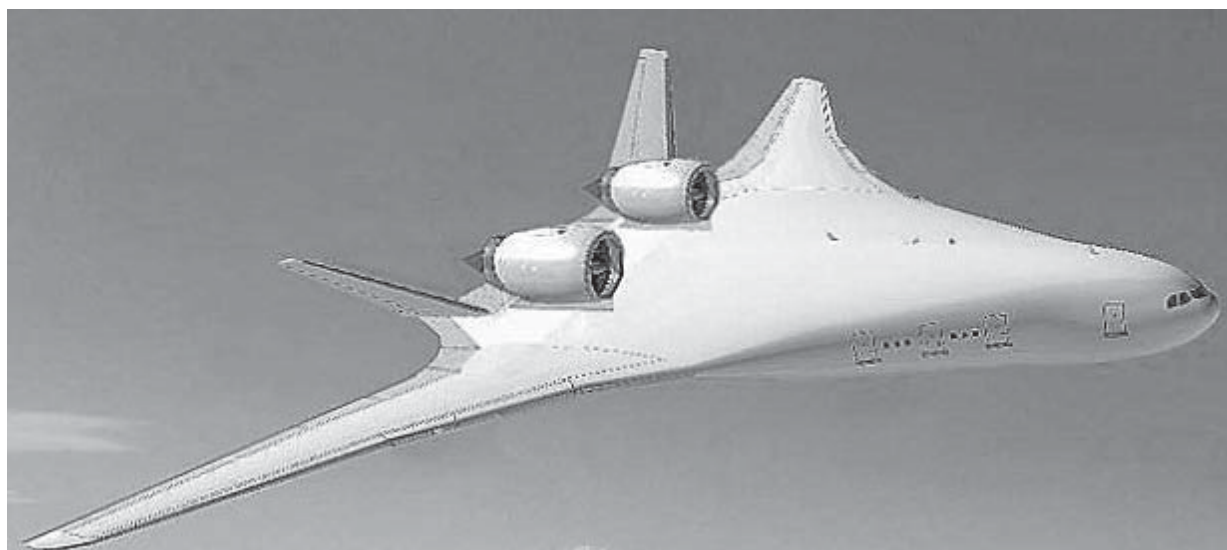


Рис. 1. Самолет схемы «летающее крыло» с силовой установкой, размещенной над центропланом на пилонах

Дополнительные возможности по уменьшению указанных недостатков для летательных аппаратов, выполняемых по схеме «летающее крыло», как показал ряд зарубежных публикаций [2, 3] и результаты работ [5, 7], открываются при интеграции с распределенной силовой установкой, частично или полностью встроенной в планер.

Для определения особенностей течения на входе в РСУ при таком размещении (вплоть до вентиляторов) в ЦИАМ им. П.И. Баранова было проведено численное моделирование обтекания планера типа «летающее крыло» совместно с РСУ, расположенной в хвостовой части (частично погруженной в планер). В качестве базовой была использована модифицированная модель планера ДМС типа «летающее крыло» разработки ПАО «Туполев» [13].

Был выбран вариант размещения РСУ с единым на три вентилятора воздухозаборником, в котором внутренними перегородками формируется вход в каждый вентилятор. Выхлопная система РСУ представляет собой три канала, собранных в общий блок. Для обеспечения безотрывного обтекания кормовой части планера с интегрированной РСУ были изменены основные размеры кормовой части. Полученный после проведенных изменений общий вид ЛА с интегрированными двумя РСУ, где каждая включает по три вентиляторных модуля, представлен на рис. 2.

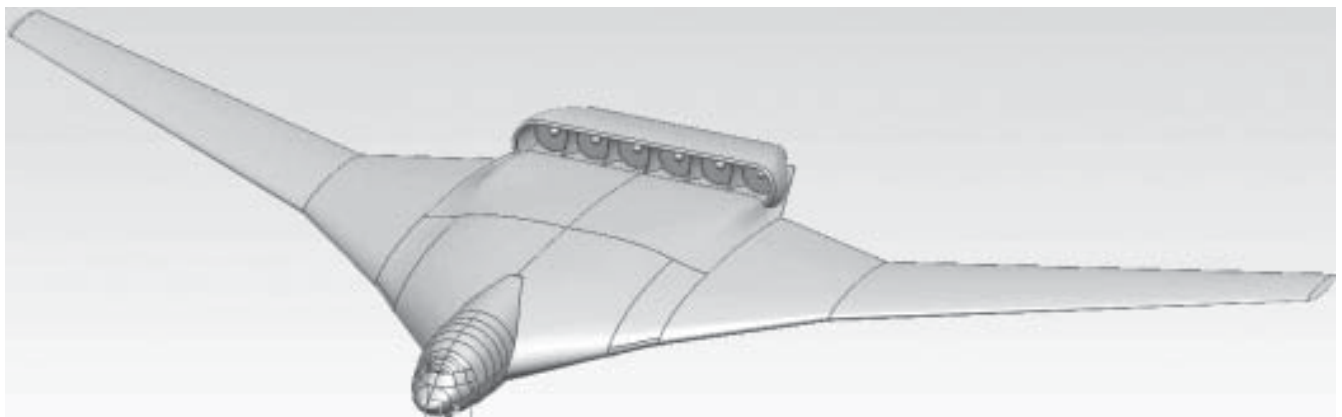


Рис. 2. Общий вид ДМС типа «летающее крыло» с РСУ

Результаты проведенных исследований были использованы для оценки влияния неоднородности потока на входе в двигатель. В табл. 1 представлены наиболее значимые для работы двигателя показатели окружной неравномерности перед вентиляторами в условиях старта и крейсерского режима полета при угле атаки  $\alpha$ , числах Маха полета  $M_{\Pi}$  и числе Маха на входе в двигатель  $M_{д}$ .

Для определения окружной неравномерности в контрольном сечении перед вентилятором исполь-

зуется стандартная методика, представленная в виде следующей системы соотношений:

$$\sigma_r = \int_0^1 \sigma(\varphi, r) 2\bar{r} d\bar{r}; \quad (1)$$

$$\sigma_o = \frac{1}{\Delta\varphi_o} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sigma_r(\varphi) d\varphi; \quad (2)$$

$$\Delta\sigma_o = \sigma_{cp} - \sigma_o; \quad (3)$$

$$\overline{\Delta\sigma_o} = \Delta\sigma_o / \sigma_{cp} \cdot 100. \quad (4)$$

Здесь  $\sigma(r, \varphi) = p^*(r, \varphi) / p_n^*$  — коэффициент сохранения (восстановления) полного давления как функция окружного угла  $\varphi$  и радиуса  $r$ , проведенного из центра сечения, где  $p^*(r, \varphi)$  — полное давление в точке окружности с координатами  $(r, \varphi)$ ,  $p_n^*$  — давление в набегающем потоке;

$\sigma_r(\varphi)$  — радиальная неравномерность полного давления (осредненный по радиусу коэффициент сохранения полного давления при заданном угле  $\varphi$ );

$\overline{\Delta\varphi_o} = \varphi_1 - \varphi_2$  — относительный (в долях от  $2\pi$ ) угол, определяющий размер «провала» осредненно по радиусу полного давления.

В соотношениях (1)—(4) нижние индексы:  $r$  — показатель радиальной неравномерности,  $o$  — показатель окружной неравномерности.

Приведенные в табл. 1 данные указывают на то, что:

— для условия старта среднее значение потерь и параметры неравномерности перед вентиляторами различаются несущественно (порядок величин  $\sigma_{cp} \approx 0,98$ ;  $\overline{\Delta\varphi_o} \approx 110^\circ$ ;  $\overline{\Delta\sigma_o} \approx 2,5\%$ );

Таблица 1

## Параметры окружной неравномерности РСУ

Параметры	Режим работы: $M_n=0,05, \alpha=0$		
	Вентилятор 1	Вентилятор 2	Вентилятор 3
$\sigma_{cp}, \%$	98,14	98,20	98,19
$\overline{\Delta\varphi_0}, \text{град}$	112,5	101,25	123,75
$\sigma_0, \%$	95,41	95,39	96,05
$\Delta\sigma_0, \%$	2,73	2,81	2,14
$\overline{\Delta\sigma_0}, \%$	2,78	2,86	2,18
Параметры	Режим работы: $M_n=0,85, \alpha=0, M_d=0,65$		
	Вентилятор 1	Вентилятор 2	Вентилятор 3
$\sigma_{cp}, \%$	92,27	95,15	95,77
$\overline{\Delta\varphi_0}, \text{град}$	135,00	112,5	101,25
$\sigma_0, \%$	86,23	90,19	90,85
$\Delta\sigma_0, \%$	6,05	4,96	4,92
$\overline{\Delta\sigma_0}, \%$	6,55	5,21	5,14
Параметры	Режим работы: $M_n=0,85, \alpha=0, M_d=0,70$		
	Вентилятор 1	Вентилятор 2	Вентилятор 3
$\sigma_{cp}, \%$	93,79	94,99	95,74
$\overline{\Delta\varphi_0}, \text{град}$	168,75	101,25	78,75
$\sigma_0, \%$	90,76	89,83	90,11
$\Delta\sigma_0, \%$	3,03	5,16	5,63
$\overline{\Delta\sigma_0}, \%$	3,23	5,43	5,88
Параметры	Режим работы: $M_n=0,85, \alpha=0, M_d=0,75$		
	Вентилятор 1	Вентилятор 2	Вентилятор 3
$\sigma_{cp}, \%$	93,66	94,95	95,51
$\overline{\Delta\varphi_0}, \text{град}$	146,25	112,50	101,25
$\sigma_0, \%$	89,82	90,92	91,51
$\Delta\sigma_0, \%$	3,84	4,04	4,00
$\overline{\Delta\sigma_0}, \%$	4,10	4,25	4,19

— для условий крейсерского полета данные параметры существенно различные как для каждого из модулей, так и при различных числах Маха на входе в двигатель  $M_d$  (порядок осредненных для трех модулей величин  $\sigma_{cp} \approx 0,938 \div 0,958$ ;  $\overline{\Delta\varphi_0} \approx 168^\circ \div 79^\circ$ ;  $\overline{\Delta\sigma_0} \approx 3,2 \div 5,9 \%$ ).

Согласно расчетам, при торможении потока до уровня ниже  $M_d = 0.65$  происходит критический

рост толщины (отрыв) пограничного слоя в той части канала воздухозаборника, которая расположена у плоскости симметрии, соответственно параметры неоднородности перед вентиляторами в этом случае возрастают и дальнейшего учета требует, прежде всего именно этот случай.



### Оценка влияния падения полного давления на входе в двигатель на базе уточненной математической модели

Как уже отмечалось, для проведения оценки параметров и характеристик РСУ при отличающихся условиях на входе в каждый вентиляторный модуль было выполнено уточнение разработанной ранее математической модели, представленной в работе [11] и базирующейся на модели авиационного газотурбинного двигателя первого уровня (основные положения описаны в [14, 15]).

В уточненной модели РСУ возможен индивидуальный выбор размерности и параметров как вентилятора турбореактивного двигателя (ТРДД), так и каждого из вынесенных модулей, а также передаточных чисел редуктора и параметров трансмиссии для их привода. Кроме того, данная модель РСУ теперь позволяет осуществлять раздельное независимое регулирование выходного устройства канала внешнего контура ТРДД и выходных устройств каждого вентиляторного модуля, что важно, в частности, для проведения исследований концепции использования двухпозиционных сопел (с различной площадью выходного сечения на крейсерском и взлетном режиме).

Задаваемая схема расчета турбокомпрессорной группы в модифицированной ММ (имеющей блочную структуру) изменена путем подключения блока расчета каждого вентиляторного модуля со своими параметрами и дополнена соответствующими уравнениями баланса работы вентиляторов и турбины, а также блоком расчета канала и сопла каждого вентиляторного модуля.

В качестве основных исходных данных на расчетном режиме в модифицированной ММ РСУ «ВВ+ТРДД» (рис. 3), включающей двухконтурный турбореактивный двигатель, от турбины вентилятора которого с помощью механической трансмиссии осуществляется привод двух вынесенных вентиляторных модулей (ВВ1) и (ВВ2), задаются:

— потребная тяга двигателя  $R$  в крейсерских условиях полета, соответствующая выбранной высоте  $H$  и скорости полета  $M$  при указанных атмосферных условиях и потерях полного давления на входе в каждый из вентиляторов РСУ;

— основные параметры термодинамического цикла (степень двухконтурности  $m$ , соотношение расходов воздуха или площадей входа для вентиляторов РСУ, температура газа в критическом сечении первого соплового аппарата турбины высокого давления (СА ТВД)  $T_r^*$ , общая степень повышения давления в компрессорах  $\pi_{K\Sigma}^*$ , степень повы-

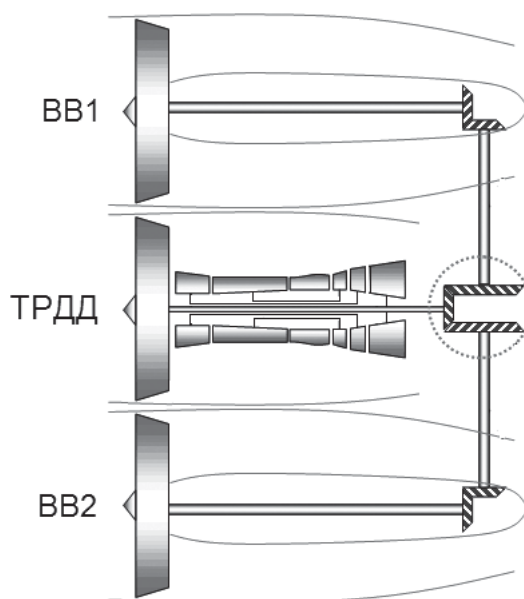


Рис. 3. Схема «ВВ+ТРДД»

шения давления в вентиляторе ТРДД  $\pi_B^*$  и степень повышения давления в вентиляторе каждого вынесенного модуля ( $\pi_{ВВ1}^*$ ,  $\pi_{ВВ2}^*$ );

— схема турбокомпрессорной группы;

— КПД и коэффициенты потерь в элементах проточной части двигателя, а также допустимые значения показателей, характеризующих работу узлов (ограничения).

С помощью разработанной методики был выполнен проверочный расчет варианта РСУ «ВВ+ТРДД», представленного ранее в [5] ( $m = 21$ ,  $\pi_B^* = 1,3$ ,  $\pi_{K\Sigma}^* = 59$ ,  $T_r^* = 1605K$ ). Расчетный крейсерский режим (высота полета  $H = 11$  км, число Маха  $M = 0,85$ , величина отбора мощности на самолетные нужды  $N_{отб} = 280$  кВт, тяга на крейсерском режиме  $R_{кр} = 3800$  кгс в условиях МСА — международной стандартной атмосферы) соответствовал одинаковым значениям коэффициента сохранения полного давления на входе в вентиляторные модули ( $\sigma_{вх ВВ1} = \sigma_{вх ВВ2} = 0,997$ ) и ТРДД ( $\sigma_{вх В} = 0,997$ ). Проверочный расчет показал совпадение результатов расчета по уточненной ММ с данными работы [5] как в контрольных сечениях тракта двигателя, так и по его интегральным характеристикам.

Следует отметить, что представленное выше численное моделирование течения для варианта исходной конфигурации планера перспективного магистрального самолета (за основу взята модифицированная модель планера ДМС типа «летающее

крыло» разработки ПАО «Туполев») с интегрированными в хвостовую часть двумя РСУ «ВВ+ТРДД» выявило, что:

— для условий крейсерского полета среднее значение коэффициента сохранения полного давления для блока вентиляторов существенно различается и монотонно зависит от параметров торможения потока в воздухозаборнике РСУ. Согласно расчетам, при торможении потока до уровня ниже числа Маха на входе в двигатель  $M_d = 0,65$  средние величины коэффициента сохранения полного давления для вентиляторных модулей РСУ «ВВ+ТРДД» составляют

$$\sigma_{\text{вхВВ1}} \approx 0,923; \sigma_{\text{вхВ}} \approx 0,952; \sigma_{\text{вхВВ2}} \approx 0,958;$$

— для условий старта ( $M_{\text{п}} = 0,0 \div 0,3$  при угле атаки  $\alpha = 0$ ) характеристики неоднородности перед вентиляторами РСУ различаются несущественно; потери полного давления в этом случае наименьшие, ниже 1.5—2.0 %. В частности, при  $H = 0$ ,  $M_{\text{п}} = 0$  средние значения коэффициента сохранения полного давления для вентиляторов могут составить

$$\sigma_{\text{вхВВ1}} \approx 0,981; \sigma_{\text{вхВ}} \approx 0,982; \sigma_{\text{вхВВ2}} \approx 0,982.$$

Проведенный с помощью разработанной математической модели расчет выбранного ранее в работе [5] варианта РСУ «ВВ+ТРДД» при данных значениях потерь полного давления перед вентиляторами показал, что тяга на крейсерском режиме уменьшается с  $R_{\text{кр}} = 3800$  кгс до  $R_{\text{кр}} = 3245$  кгс (т.е. на ~14,6%).

Обеспечить потребную тягу на крейсерском режиме без регулирования сопел наружного контура ТРДД и вентиляторных модулей оказалось практически невозможно, так как требуется увеличение температуры газа перед турбиной на ~260 К. Применение регулирования сопел вынесенных модулей и наружного контура ТРДД позволяет обеспечить работу вентиляторов в области оптимума КПД, это может позволить снизить увеличение температуры газа перед турбиной до ~70 К.

Для уточнения рациональных параметров РСУ «ВВ+ТРДД» для схемы без регулирования сопел на крейсерском режиме были проведены параметрические исследования по методике, представленной ранее в работе [11]. На расчетном крейсерском режиме при полученных согласно [5] коэффициентах сохранения полного давления на входе в вентиляторы варьировалась расчетная степень двухконтурности РСУ в диапазоне  $m = 16...22$ , степень повышения полного давления в вентиляторе  $\pi_{\text{В}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,275...1,4$  и температура газа в критичес-

ком сечении первого соплового аппарата турбины высокого давления  $T_{\text{Г}} = 1600...1670$  К.

В дополнение к крейсерскому режиму рассматривались:

— режим с наибольшим приведенным расходом воздуха (максимальный режим —  $H = 11$  км,  $M = 0,85$ , МСА,  $N_{\text{отб}} = 280$  кВт,  $R_{\text{макс.кр}} = 4200$  кгс, МСА). Отбор мощности на самолётные нужды производится от турбины низкого давления (ТНД);

— режим с наибольшей температурой газа перед турбиной  $T_{\text{Г}}^*$  (взлётный режим —  $H = 0$ ,  $M = 0$ ,  $N_{\text{отб}} = 0$  кВт,  $R_{\text{взл}} = 27000$  кгс, в условиях  $t_{\text{Н}} = +30^\circ\text{C}$ ,  $P_{\text{Н}} = 760$  мм рт. ст.).

Были рассмотрены три варианта РСУ:

— «ВВ+ТРДД-1» с одинаковыми по размерности и степени повышения давления ( $\pi_{\text{В}}^* = \pi_{\text{ВВ1}}^* = \pi_{\text{ВВ2}}^*$ ) вентиляторами на расчетном крейсерском режиме;

— РСУ «ВВ+ТРДД-2» с увеличенной на 5% степенью повышения давления на крейсерском режиме в вынесенном вентиляторном модуле с худшими условиями на входе ( $\sigma_{\text{вхВВ1}} \approx 0,923$ ) по

отношению к вентилятору ТРДД ( $\pi_{\text{ВВ1}}^* = \pi_{\text{В}}^* \cdot 1,05$

при  $\pi_{\text{ВВ2}}^* = \pi_{\text{В}}^*$ );

— РСУ «ВВ+ТРДД-3» с уменьшенным на 50% расходом воздуха в этом же вынесенном вентиляторном модуле на крейсерском режиме по отношению к вентилятору ТРДД ( $G_{\text{вхВВ1}} = G_{\text{вхВ}} \cdot 0,5$  при  $G_{\text{вхВВ2}} = G_{\text{вхВ}}$ ).

Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре ТРДД сохраняла выбранное ранее [5] постоянное значение для всех рассмотренных вариантов РСУ  $\pi_{\text{КС}}^* = 59$ . Оценка массы двигателя  $M_{\text{дв}}$  производилась аналогично подходу, изложенному в [11,16].

На рис. 4 показана полученная по результатам параметрических исследований зависимость удельного расхода топлива  $C_R$  на крейсерском режиме от указанных варьируемых параметров  $m$ ,  $\pi_{\text{В}}^*$  для РСУ «ВВ+ТРДД-1» с  $\pi_{\text{В}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^*$  при  $T_{\text{Г}}^* = 1660$  К (область параметров, где был достигнут минимальный удельный расход топлива).

На рис. 5 и 6 приведены аналогичные зависимости  $C_R$  от  $m$ ,  $\pi_{\text{В}}^*$  и  $T_{\text{Г}}^*$  для РСУ «ВВ+ТРДД-2» ( $\pi_{\text{ВВ1}}^* = \pi_{\text{В}}^* \cdot 1,05$ ;  $\pi_{\text{ВВ2}}^* = \pi_{\text{В}}^*$ ) и РСУ «ВВ+ТРДД-3»

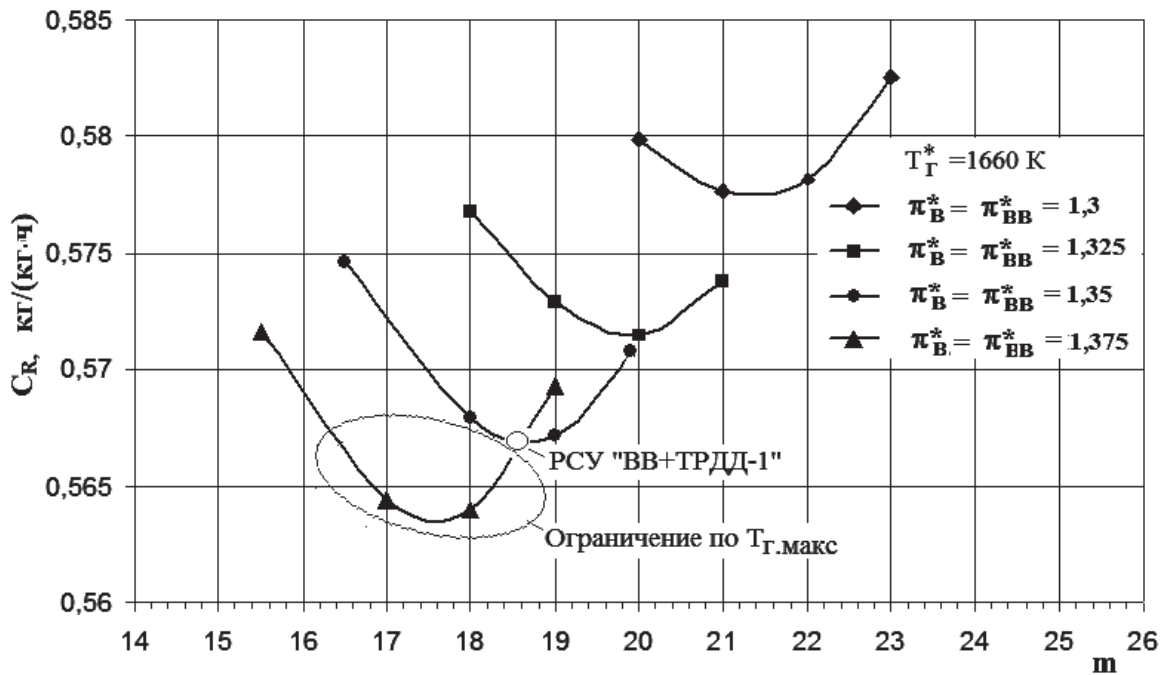


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива для PSU «BB+TRDD-1» ( $\pi_B^* = \pi_{BB}^*$ ) от  $m$  и  $\pi_B^*$  при  $T_G^* = 1660$  К

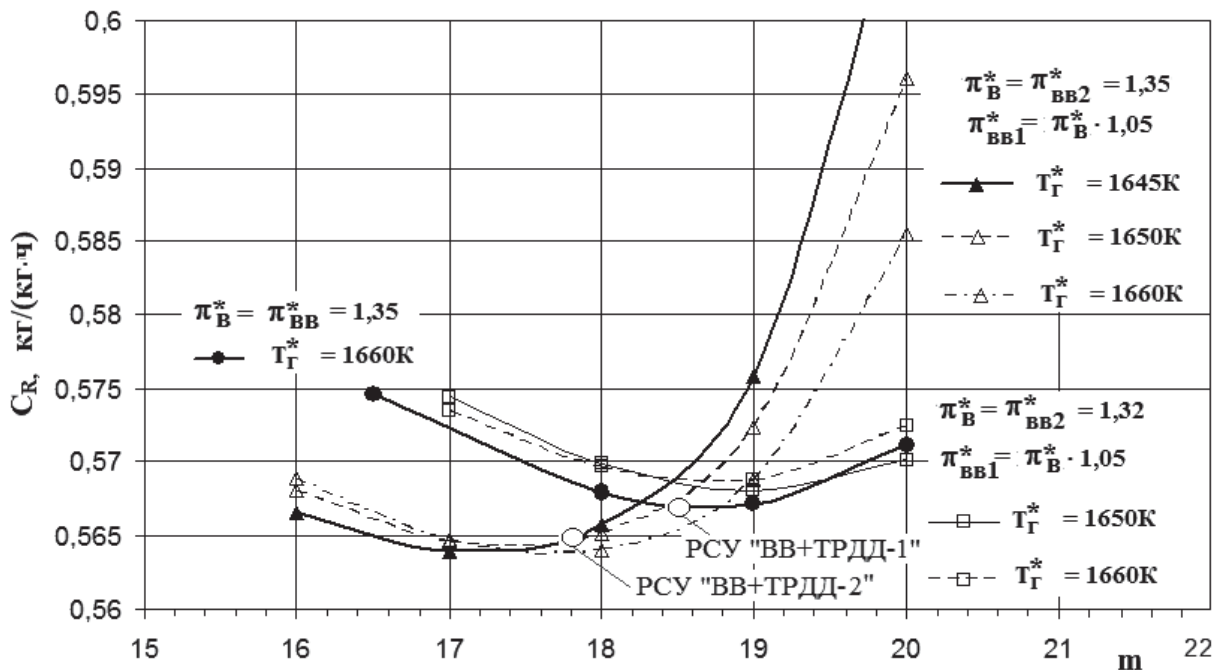


Рис. 5. Зависимость удельного расхода топлива для PSU «BB+TRDD-2» ( $\pi_{BB1}^* = \pi_B^* \cdot 1,05$ ;  $\pi_{BB2}^* = \pi_B^*$ ) от  $m$ ,  $\pi_B^*$  и  $T_G^*$

( $G_{\text{вх}BB1} = G_{\text{вх}B} \cdot 0,5$ ;  $G_{\text{вх}BB2} = G_{\text{вх}B}$ ) в окрестности выбранного ранее варианта с минимальным удельным расходом топлива для PSU «BB+TRDD-1».

На основании полученных данных на крейсерском режиме (с учетом дополнительной оценки параметров на взлетном режиме) выбраны значения  $m$ ,  $\pi_B^*$ ,  $\pi_{BB}^*$  и  $T_G^*$  (табл. 2), соответствующие наименьшим значениям удельного расхода топлива при заданных согласно представленному выше числен-

ному моделированию значениях коэффициентов сохранения полного давления на входе в вентиляторы ( $\sigma_{\text{вх}BB1} = 0,923$ ;  $\sigma_{\text{вх}B} = 0,952$ ;  $\sigma_{\text{вх}BB2} = 0,958$ ). Для сравнения в табл. 2 приведены также значения основных параметров PSU «BB+TRDD», полученные ранее в работе [5] ( $\sigma_{\text{вх}BB1} = \sigma_{\text{вх}B} = \sigma_{\text{вх}BB2} = 0,997$ ).



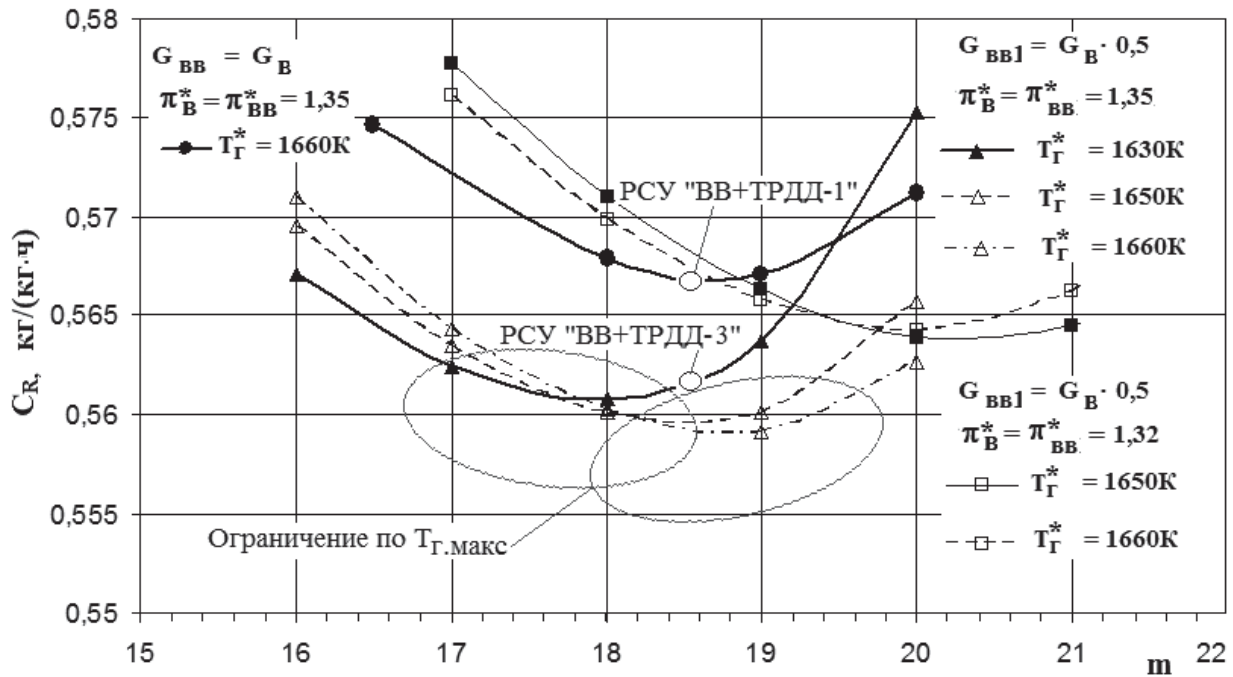


Рис. 6. Зависимость удельного расхода топлива для PCY «BB+TRDD-3» ( $G_{\text{вхВВ1}} = G_{\text{вхВ}} \cdot 0,5$ ;  $G_{\text{вхВВ2}} = G_{\text{вхВ}}$ ) от  $m$ ,  $\pi_{\text{В}}^*$  и  $T_{\text{Г}}^*$

Таблица 2

Параметры PCY «BB+TRDD» (крейсерский режим)

Параметр	$G_{\text{вх}}$ , кг/с	$D_{\text{в}}$ , м	$D_{\text{вВ1}}$ , м	$m$	$\pi_{\text{КС}}^*$	$\pi_{\text{В}}^*$	$\pi_{\text{ВВ1}}^*$	$T_{\text{Г}}^*$ , К	$C_{\text{R}}$ , кг/(кг·ч)	$M_{\text{дв}}^*$ , кг
PCY «BB+TRDD»	556	1,77	1,77	21,0	59	1,3	1,3	1605	0,4905	5145
PCY «BB+TRDD-1»	529	1,74	1,74	18,5	59	1,35	1,35	1660	0,5671	5400
PCY «BB+TRDD-2»	519	1,72	1,72	17,8	59	1,35	1,42	1645	0,5653	5340
PCY «BB+TRDD-3»	545	1,93	1,37	18,5	59	1,35	1,35	1630	0,5616	5600

\* Оценка массы двигателя приведена без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей.

### Оценка влияния неравномерности полного давления на входе в двигатель

Как было показано в [11], влияние неравномерности поля полного давления на входе на основные параметры двигательной установки и, в первую очередь, на ее тягу необходимо оценивать как сумму двух составляющих. Первая составляющая возникает вследствие общего уменьшения полного давления по тракту двигателя за счет снижения «осредненного» коэффициента сохранения полного давления воздухозаборника и вызывает падение как удельной тяги, так и массового расхода через двигатель, вторая — вследствие неоднородного потока на входе, условно состоящего из нескольких зон с различным уровнем полного давления, а следовательно, и скоростей потока, взаимодействие которых вдоль всего тракта сжатия вызывает дополнительные потери [17].

Для оценки влияния входной неравномерности полного давления на параметры TRDD была использована математическая модель первого уровня, основанная на характеристиках основных узлов двигателя [18]. Условия взаимодействия этих узлов записываются в виде уравнений неразрывности рабочего тела по проточному тракту двигателя, баланса мощности компрессора и турбины, расположенных на одном валу, законов сохранения энергии, импульса и т.д.

Элементы тракта сжатия (компрессора) представляются в виде параллельно расположенных узлов, имеющих одинаковые характеристики, но различные по полному давлению условия на входе; при этом граничные условия на входе в компрессор низкого давления задаются в виде двух зон с различным уровнем полного давления [15, 19]. Перед основной камерой сгорания проводится осреднение

потока по расходу рабочего тела, и в дальнейшем поток рабочего тела считается одномерным и однородным.

Именно описанный выше и неоднократно использованный ранее [11, 15, 19, 20 и др.] подход и был применен для оценки влияния неравномерности полного давления на входе в вентилятор распределенной силовой установки дозвукового пассажирского самолета в условиях его крейсерского полета при  $M = 0,85$  и  $H = 11$  км. Предполагается, что в двигатель поступает воздух частично со значением полного давления, соответствующим стандартному коэффициенту сохранения полного давления  $\sigma_{вх}$ , определяемому скоростью полета, а частично — с пониженным вследствие дополнительных потерь полного давления в пограничном слое значением —  $\sigma_{вх\ min}$ ; при этом осредненное значение  $\sigma_{вх\ ср}$  определяется как среднее арифметическое с учетом его доли по площади в общем потоке.

Оценка снижения тяги рассматриваемой распределенной силовой установки вследствие наличия неоднородного полного давления на входе проводилась следующим образом. На первом этапе оценивалось возможное снижение тяги ТРДД  $\Delta R_{дв.мод}$  и каждого из вынесенных вентиляторных модулей  $\Delta R_{мод1}$ ,  $\Delta R_{мод2}$  в соответствии с уровнем окружной неоднородности на входе  $\overline{\Delta\sigma_0}$  (5,21%; 6,55% и 5,14%) и значением потерь полного давления  $\sigma_{вх}$  (0,952; 0,923 и 0,958 соответственно). Затем определялось суммарное падение тяги как в абсолютном, так и в относительном виде (по отношению к исходной тяге РСУ).

Вредное влияние снижения «осредненного» значения коэффициента сохранения полного давления на входе в двигатель на его тягу было учтено при выборе технического облика и проектных

параметров РСУ и компенсировано, в том числе, ее частичным «переразмериванием» (по расходу воздуха и температуре газа перед турбиной). В табл. 3 представлены результаты оценки снижения тяги рассматриваемой распределенной силовой установки только за счет наличия неравномерного поля полного давления на входе в вентиляторные модули рассматриваемой РСУ.

Данные по снижению тяги первоначально были получены для каждого модуля отдельно ( $\Delta R_{ТРДД}$ ,  $\Delta R_{мод1}$ ,  $\Delta R_{мод2}$ ), затем суммированы ( $\Delta R_{\Sigma} = \Delta R_{ТРДД} + \Delta R_{мод1} + \Delta R_{мод2}$ ) и отнесены к суммарной тяге РСУ на крейсерском режиме  $R_{кр} = 3800$  кгс ( $\overline{\Delta R}_{\Sigma} = \Delta R_{\Sigma} / R_{кр}$ ) для выбранных выше вариантов силовой установки (РСУ «ВВ+ТРДД-1», РСУ «ВВ+ТРДД-2» и РСУ «ВВ+ТРДД-3»).

Следует отметить, что расчетные результаты хорошо согласуются с данными работы [17], в свою очередь полученными по специализированным пространственным моделям и неоднократно подтвержденными экспериментально.

Полученные результаты показывают достаточно заметное влияние входной неравномерности поля полного давления на тягу двигателя, что необходимо учитывать при выборе размерности как газогенераторов, так и выносных вентиляторов РСУ для обеспечения требуемого уровня тяги на основных режимах полета летательного аппарата.

## Выводы

В ходе проведения расчётных исследований с помощью усовершенствованной ММ (учитывающей различие в параметрах и размерности вентиляторных модулей) для РСУ схемы «ВВ+ТРДД» с потерями полного давления на входе, соответствующими варианту размещения ее на верхней поверхности хвостовой части планера ДМС типа «летающее крыло» разработки ПАО «Туполев», получены следующие результаты:

Таблица 3

Результаты оценки снижения тяги

	РСУ «ВВ+ТРДД-1»	РСУ «ВВ+ТРДД-2»	РСУ «ВВ+ТРДД-3»
$\Delta R_{ТРДД}$ , кгс	39,40	34,48	41,81
$\Delta R_{мод1}$ , кгс	44,42	52,58	27,44
$\Delta R_{мод2}$ , кгс	23,56	23,36	29,49
$\Delta R_{\Sigma}$ , кгс	107,98	110,44	98,74
$\overline{\Delta R}_{\Sigma}$ , %	2,84	2,91	2,60

1. Для выбранного в работе [5] варианта параметров РСУ «ВВ+ТРДД» (крейсерский режим:  $m = 21$ ,  $\pi_B^* = 1,3$ ,  $\pi_{K\Sigma}^* = 59$ ,  $T_r^* = 1605$  К,  $\sigma_{\text{вхВ}} = \sigma_{\text{вхВВ}} = 0,997$ ) при ухудшении значений потерь полного давления перед вентиляторами ( $\sigma_{\text{вхВВ1}} = 0,923$ ;  $\sigma_{\text{вхВ}} = 0,952$ ;  $\sigma_{\text{вхВВ2}} = 0,958$ ) тяга на крейсерском режиме уменьшается с  $R_{\text{кр}} = 3800$  кгс до  $R_{\text{кр}} = 3245$  кгс (на  $\sim 14,6\%$ ).

Обеспечить потребную тягу на крейсерском режиме без регулирования сопел наружного контура ТРДД и вентиляторных модулей практически невозможно, так как требуется увеличение температуры газа перед турбиной на  $\sim 260$  К. При регулировании на крейсерском режиме площади данных сопел (для обеспечения оптимума по КПД вентиляторов РСУ) требуется увеличение температуры газа перед турбиной на  $\sim 70$  К.

2. Определены рациональные параметры для трех различных вариантов двигателя при отсутствии регулирования сопел на крейсерском режиме РСУ «ВВ+ТРДД-1» с вентиляторами одинаковой размерности и степенью повышения давления ( $\pi_B^* = \pi_{\text{ВВ1}}^* = \pi_{\text{ВВ2}}^*$ ); РСУ «ВВ+ТРДД-2» с увеличенной на 5% степенью повышения давления в вентиляторном модуле с худшими условиями на входе ( $\sigma_{\text{вхВВ1}} = 0,923$ ) по отношению к вентилятору ТРДД ( $\pi_{\text{ВВ1}}^* = \pi_B^* \cdot 1,05$ ;  $\pi_{\text{ВВ2}}^* = \pi_B^*$ ) и РСУ «ВВ+ТРДД-3» с уменьшенным на 50% расходом воздуха в том же вынесенном вентиляторном модуле по отношению к вентилятору ТРДД ( $G_{\text{вхВВ1}} = G_{\text{вхВ}} \cdot 0,5$ ;  $G_{\text{вхВВ2}} = G_{\text{вхВ}}$ ):

РСУ «ВВ+ТРДД-1»

$$m=18,5, \pi_B^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,35, \pi_{K\Sigma}^* = 59, T_r^* = 1660 \text{ К};$$

РСУ «ВВ+ТРДД-2»

$$m=17,8, \pi_B^* = \pi_{\text{ВВ2}}^* = 1,35, \pi_{\text{ВВ1}}^* = 1,42;$$

$$\pi_{K\Sigma}^* = 59, T_r^* = 1645 \text{ К};$$

РСУ «ВВ+ТРДД-3»

$$m=18,5, \pi_B^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,35, G_{\text{вхВВ1}} = G_{\text{вхВ}} \cdot 0,5,$$

$$\pi_{K\Sigma}^* = 59, T_r^* = 1630 \text{ К}.$$

3. Ухудшение коэффициентов сохранения полного давления на входе в вентиляторы (в среднем на 5,3%) приводит к тому, что минимальный удель-

ный расход топлива на крейсерском режиме будет достигаться в РСУ с пониженной степенью двухконтурности, при более высокой степени повышения полного давления в вентиляторах и температуре перед турбиной.

При этом удельный расход топлива (при сохранении уровня суммарной потребной тяги) для варианта РСУ «ВВ+ТРДД-1» возрастает на  $\sim 15,5\%$  до  $C_R \sim 0,567$  кг/(кгс·ч), а масса РСУ по данным предварительной оценки может возрасти на  $\sim 5\%$  (без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей).

Использование вентилятора вынесенного модуля с худшими условиями на входе со степенью повышения полного давления на 5% больше, чем в вентиляторе ТРДД (вариант РСУ «ВВ+ТРДД-2»), способно незначительно уменьшить удельный расход топлива (менее 0,5%), а также снизить массу двигателя (без трансмиссии) на  $\sim 50...60$  кг (1,1%) по сравнению с вариантом РСУ «ВВ+ТРДД-1» (при увеличении передаваемой на вынесенные вентиляторы мощности на  $\sim 500$  кВт).

Уменьшение на 50% расхода воздуха в вынесенном вентиляторном модуле с худшими условиями на входе по отношению к вентилятору ТРДД (вариант РСУ «ВВ+ТРДД-3»)  $G_{\text{вхВВ1}} = G_{\text{вхВ}} \cdot 0,5$ ;  $G_{\text{вхВВ2}} = G_{\text{вхВ}}$  способно снизить удельный расход топлива на  $\sim 1\%$ , но приводит к увеличению оцениваемой массы двигателя (без трансмиссии) на  $\sim 200$  кг (4,8%) по сравнению с РСУ «ВВ+ТРДД-1» при одновременном снижении передаваемой мощности на  $\sim 640$  кВт.

Изменение параметров воздушного потока на входе в двигатель для уже выбранного варианта РСУ при неизменном уровне температуры газа перед турбиной  $T_r^*$  будет приводить к изменению его тяговых показателей. При этом, кроме влияния изменения осредненного значения коэффициента сохранения полного давления на входе  $\sigma_{\text{вх}}$ , компенсировать которое несложно частичным «переразмериванием» силовой установки по расходу воздуха и температуре газа перед турбиной, следует учитывать и эффекты, связанные с собственно влиянием неравномерности поля полного давления на входе.

Анализ эффектов, связанных с наличием неравномерного поля полного давления и приводящих к снижению его осредненного уровня на входе в вентилятор, проведенный в [11], показал, что влияние собственно наличия неравномерности может составлять от 15 до 30% от суммарного влияния на тягу двигателя.

В то же время при выборе параметров силовой установки на крейсерском режиме с учетом ухудшенных осредненных коэффициентов сохранения полного давления перед вентиляторами падение уровня тяги за счет собственно неравномерности может составить ~2,5—3% на данном режиме, что необходимо принимать во внимание при выборе оптимального облика РСУ рассматриваемой компоновки.

### Библиографический список

1. *Tong M.T., Jones S.M., Haller W.J., Handschuh R.F.* Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft // ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air (Orlando, Florida, USA, June 8-12, 2009). 2009, 9 p. DOI: 10.1115/GT2009-59568
2. *Greitzer E.M.* Some Aerodynamic Problems of Aircraft Engines: Fifty Years After -The 2007 IGTI Scholar Lecture // Journal of Turbomachinery. 2009. No. 131(3), 13 p. DOI:10.1115/1.2992515
3. *Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A.* Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2007, Reno, Nevada), 21 p. DOI: 10.2514/6.2007-450
4. *Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Гуревич Б.И.* и др. Особенности концепции пассажирского самолета в схеме «летающее крыло» // Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. М.: Физматлит, 2005. С. 262-273.
5. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Рябов П.А., Исянов А.М.* Определение рационального схемно-технического облика силовых установок распределенных и гибридных схем для перспективных пассажирских самолетов // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ-2016 / Под общ. ред. В.И. Бабкина, А.И. Ланшина, М.Я. Иванова. — М.: ЦИАМ, 2016. С. 51-54.
6. *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.) / Под общ. ред. В.И. Бабкина, В.А. Скибина, М.Я. Иванова. М.: ЦИАМ, 2015. С. 56-65.
7. *Ланшин А.И., Полев А.С.* Концепция ТРДД нового поколения для магистральных самолетов // АвиаСоюз. 2013. №6 (48). С. 52-54.
8. *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.
9. *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. Солонина. — М.: ЦИАМ, 2010. — 672 с.
10. *Lord W.K., Suciu G.L., Hasel K.L., Chandler J.M.* Engine Architecture for High Efficiency at Small Core Size // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (2015, Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2015-0071
11. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Хорева Е.А.* Учет влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы при интеграции распределенной силовой установки и летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т.25. №1. С. 57-66.
12. *Гуляев В.В., Заляев Р.Р., Икрянников Е.Д., Карпенко В.В., Смелер Ю.В.* Результаты исследований аэродинамических характеристик летательного аппарата, выполненного по схеме «летающее крыло» // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. №97. С. 22-26.
13. *Луковников А.В., Полев А.С., Исянов А.М., Селиванов О.Д.* и др. Сравнительная оценка различных типов силовых установок перспективного дальнемагистрального ЛА // Полет. 2014. Т. 6. № 6. С. 29-34.
14. *Шляхтенко С.М., Сосунов В.А., Деменченков В.П.* и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
15. *Горюнов А.И., Горюнов И.М.* Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14. № 3(38). С. 57-61.
16. *Кулагин В.В., Бочкарев С.К., Горюнов И.М.* и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / Под общ. ред. В.В. Кулагина. — М.: Машиностроение, 2005. Кн. 3. — 464 с.
17. *Краснов С.Е.* Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // Техника воздушного флота. 2016. №2-3. 86 с.
18. *Хорева Е.А., Эрохи Ю.А.* Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. Т. 3. № 1. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/15>
19. *Эрохи Ю.А., Хорева Е.А.* Применение методов математического моделирования для оценки влияния неоднородности входного потока на параметры и характеристики авиационного ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. Т. 3. № 3. С. 1-19. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19>
20. *Эрохи Ю.А., Хорева Е.А., Кизеев И.С.* Определение тяги авиационного газотурбинного двигателя со смешением потока в полете при условии неравномерности полного давления на входе в двигатель // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т.24. №4. С. 46-51.



## ANALYSIS OF A CONCEPT OF THE DISTRIBUTED POWER PLANT WITH MECHANICAL FANS DRIVE WHILE INTEGRATION WITH A “FLYING WING” TYPE FLYING VEHICLE

Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A.

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

### Abstract

The article presents analysis of a concept of the distributed power plant (DDP) while its integration with a “flying wing” type flying vehicle.

A modified airframe model of a prospective long-range aircraft (LRA) of PJSC “Tupolev” development with two power plants integrated into the tail-end was selected as a flying vehicle.

Those power plants represent a bypass turbojet engine where two taken-out fan modules are driven by mechanical transmission from fan turbine of this turbojet. The choice in favor of a mechanical way of power transfer for the aircraft of 2030 level is based on the results earlier performed studies on the engines of new schemes in CIAM named after P.I. Baranov.

The results obtained while numerical modeling of the flow on the upper surface of an LRA airframe were also employed. This modeling revealed that for a long-range flight the mean values of the full pressure’s losses prior to the fans differed greatly and depended monotonously on the flow deceleration level in the air intake. According to the calculations, the average value the full pressure restoration coefficients was correspondingly  $\sim 0,923$  for the first fan module,  $\sim 0,952$  for the bypass turbojet and  $\sim 0,958$  for the second fan module.

Refining of the earlier developed model of the distributed power plant was performed to evaluate the impact of the conditions at the inlet of each of fan modules. The performed of mathematical model refinement allowed implementing independent selection of parameters, dimensionality and gear-ratios of reducing gear for DPP fan modules drive, as well as performing independent regulation of output devices of these modules.

The article considers separately the impact of the two main factors on the engine thrust, namely, the fall of the full pressure level at the inlet, and its proper heterogeneities.

Calculations revealed that for the earlier selected DPP option while its integration into the flying vehicle under consideration, regulation of nozzles of the turbojet bypass loop and fan modules was required at the cruising mode. With this, gas temperature increase prior to the turbine by  $\sim 70$  K was required.

Three different variants of the engine which allow excluding the above said regulation were investigated while this work.

The first variant is a version with fans equal by dimensionality and pressure ratio at the designed cruising mode.

The second variant is a version with the first fan module with the pressure ratio increased by 5% relative to the BTJE’s fan at the cruising mode.

The third variant is a version with first fan module air consumption decreased by 50% at the cruising mode.

Parametric studies performed employing the develop methodology allowed selecting the degree of bypassing and the degree of pressure increase in the fan optimal by the specific fuel consumption at the cruising mode for each DPP option. The dimensionality of fan modules and main DPP units was refined with account for various losses levels at the inlet.

Analysis of effects associated with the presence of a non-uniform field of the full pressure and leading to its average level decrease at the fan inlet revealed that impact of the presence of non-uniformity might be from 15 to 30% of total impact on the engine thrust.

At the same time, while the power plant parameters selection at the cruising mode with account for the degraded coefficients of the full pressure preservation prior to the fan, the fall of the thrust level due to the proper non-uniformity might be  $\sim 2,5$ – $3\%$  at the given mode. This should be accounted for while selecting an optimal DPP appearance of the configuration under consideration.

**Keywords:** turbojet bypass engine, perspective long-range aircraft, core of gas-generator of a turbojet bypass engine, fan module, turbojet bypass engine designing, distributed power plant.

### References

1. Tong M.T., Jones S.M., Haller W.J., Handschuh R.F. Engine Conceptual Design Studies for a Hybrid Wing Body Aircraft. *ASME Turbo Expo 2009 “Power for Land, Sea, and Air” (Orlando, Florida, USA, June 8-12, 2009)*, 2009, 9 p. DOI: 10.1115/GT2009-59568



2. Greitzer E. M. Some Aerodynamic Problems of Aircraft Engines: Fifty Years After -The 2007 IGTI Scholar Lecture. *Journal of Turbomachinery*, 2009, no. 131(3), 13 p. DOI:10.1115/1.2992515
3. Plas A.P., Sargeant M.A., Madani V., Crichton D., Greitzer E.M., Hynes T.P., Hall C.A. Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2007, Reno, Nevada)*, 21 p. DOI: 10.2514/6.2007-450
4. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Gurevich B.I. *Problemy sozdaniya perspektivnoi aviatsionno-kosmicheskoi tekhniki. Sbornik statei*. Moscow, Fizmatlit, 2005, pp. 262-273.
5. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ryabov P.A., Isyanov A.M. *Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti TsIAM-2016*, Moscow, TsIAM, 2016, pp. 51-54.
6. Tskhovrebov M.M., Khudyakov E.I., Polev A.S. *Osnovnye rezul'taty nauchno-tekhnicheskoi deyatel'nosti TsIAM (2010-2014)*, Moscow, TsIAM, 2015, pp. 56-65.
7. Lanshin A.I., Polev A.S. *AviaSoyuz*, 2013, no. 6 (48), pp. 52-54.
8. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.
9. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompanii v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei* (Works of leading aircraft engine manufacturers on ensuring development of advanced aircraft engines), Moscow, TsIAM, 2010, 672 p.
10. Lord W.K., Suci G.L., Hasel K.L., Chandler J.M. Engine Architecture for High Efficiency at Small Core Size. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-0071
11. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Khoreva E.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 1, pp. 57-66.
12. Gulyaev V.V., Zalyaev R.R., Ikryannikov E.D., Karpenko V.V., Smeler Yu.V. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2006, no. 97, pp. 22-26.
13. Lukovnikov A.V., Polev A.S., Isyanov A.M., Selivanov O.D. *Polet*, 2014, vol. 6, no. 6, pp. 29-34.
14. Shlyakhtenko S.M., Sosunov V.A., Demenchenok V.P. *Teoriya dvukhkонтурnykh turboreaktivnykh dvigatelei*, Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
15. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2010, vol. 14, no. 3(38), pp. 57-61.
16. Kulagin V.V., Bochkarev S.K., Goryunov I.M. *Teoriya, raschet i proektirovaniya aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Theory, calculation and design of aviation engines and power plants), Moscow, Mashinostroenie, 2005. Book 3 – 464 p.
17. Krasnov S.E. *Tekhnika vozdušnogo flota*, 2016, no. 2-3, 86 p.
18. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 1, available at: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/15>
19. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 1, available at: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19>
20. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 46-51.