

Выбор рациональных параметров распределенной силовой установки дальнемагистрального самолета с учетом влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы

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

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: 30105@ciam.ru

Рассмотрена концепция распределенной силовой установки при различных условиях ее интеграции с перспективным дальнемагистральным пассажирским самолетом с учетом влияния пограничного слоя на входе в вынесенные вентиляторные модули. Представлена методика расчетных исследований и варианты рациональных параметров установки при различном уровне потерь полного давления на входе в вентиляторные модули. Выполнен предварительный анализ влияния падения среднего значения полного давления на входе в двигатель и неоднородности давления на экономичность и массогабаритные характеристики силовой установки.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, дальнемагистральный самолет, распределенная силовая установка, вентиляторный модуль, проектирование.

The choice of rational parameters of distributed power-plant for long-range aircraft taking into account boundary layer influence on the fans' inlet

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

CIAM, Moscow

The distributed power-plant concept is considered under various conditions of its integration with long-range aircrafts taking into account the influence of boundary layer on a remote fan modules inlets. The influence on thrust of the distributed power-plant is considered separately and influence of ingress boundary layer include two components: falling of a general level of an inlet total pressure and its own non uniformity. The technique of rated researches and distributed power-plant rational parameter sets are presented for various level of an inlet total pressure losses. The preliminary analysis of influence of total pressure losses and non uniformity of pressure upon profitability and weight-and-size of the formed power-plant is made.

Keywords: turbojet bypass engine, long-range airplane, distributed power-plant, fan module, designing.

Введение

Тенденция к использованию высоких степеней двухконтурности в ТРДД традиционной схемы для повышения экономичности двигателя сопряжена с увеличением размера вентилятора и, как следствие, сопротивления мотогондолы. В связи с этим степень возможного повышения двухконтурности таких двигателей существенно ограничена.

Распределенная силовая установка (PCY) позволяет получить более высокое значение степени двухконтурности при относительно небольших размерах каждого из выносных вентиляторных модулей. При этом выносные модули легче скомпоновать с планером, в частности, располагая над крылом либо оставляя утопленными в фюзеляж. Это может повысить экономичность двигателя большой двухконтурности и дать дополнительные возможности для его интеграции с ЛА.

В то же время при использовании двигателя, отдельные модули которого расположены в мотогондоле на уровне верхней поверхности фюзеляжа, в плоскости входа в его вентиляторы имеет место определенная неравномерность полного давления.

Утопленное расположение двигателя внутри летательного аппарата (ЛА) предполагает наличие достаточно длинного подводящего криволинейного канала. В нем неизбежно возникают местные отрывы и вихри, приводящие к дополнительным потерям полного давления. Это обстоятельство, а также след от отрыва пограничного слоя с фюзеляжа ЛА, попадающий на вход в расположенный в задней части аппарата двигатель, могут приводить к возникновению неравномерного поля полного давления. Наличие такого поля на входе в двигатель ведет к ухудшению его основных параметров, в первую очередь – к уменьшению тяги вследствие двух причин. Падение общего уровня полного давления по тракту двигателя, в том числе и из-за дополнительных потерь при размывании областей с различным уровнем полного давления, приводит к снижению перепада давлений на реактивном сопле и, соответственно, удельной тяги двигателя. Кроме того, из-за уменьшения общего уровня давления на входе снижается физический расход воздуха через двигатель. В связи с этим было исследовано влияние неоднородности и падения общего уровня полного давления на входе на тягу двигателя.

Следует отметить, что дальнейшее развитие расчетных методов для исследования влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы РСУ требует обязательного привлечения обширного экспериментального материала, получаемого как на испытательном стенде с имитацией потока на входе, так и на реальном входном устройстве ЛА. Учет влияния реальных газодинамических условий на входе представляет собой достаточно сложную многодисциплинарную задачу, включающую многомерные пространственные подходы в нестационарной постановке, которая требует отдельного исследования.

Оценка влияния падения общего уровня полного давления на входе в двигатель

Сравнительная оценка параметров РСУ при различном (газодинамическом, механическом и электрическом) способе передачи мощности к вынесенным вентиляторным модулям представлена в работах [1, 5, 6].

Оцененный уровень массогабаритных параметров двигателя с электрическим способом передачи мощности (при прогнозируемых весовых данных электрических генераторов, преобразователей, электромоторов и электропровода уровня 2030-х гг.) оказался значительно хуже, чем РСУ с газовым и механическим приводом.

Предварительные данные по параметрам РСУ с газовым приводом, представленные в работе [6], показывают, что потери в газовом канале к вентиляторному модулю могут существенным образом влиять на топливную экономичность РСУ, а вопросы создания и оптимизации такого канала и устройств дополнительного подогрева газа в нем относятся к критическим технологиям для данной схемы двигателя.

По результатам исследований предложен механический способ передачи мощности как более проработанный (использование механической трансмиссии для передачи мощности от газотурбинного модуля к отдельному винту применяется на современных вертолетах). Механический способ передачи мощности для РСУ рассматривался в качестве основного и в ряде зарубежных работ [2–4], где дополнительно исследовалась возможность значительного отсоса пограничного слоя с поверхности планера в двигатель.

В работе [4] осредненный коэффициент восстановления полного давления на входе в вентилятор для центрального двигателя РСУ составлял 0,946. При этом рассматривались два варианта РСУ с уровнем КПД вентилятора на расчетном режиме 92 и 90%.

Значение КПД вентилятора 92% соответствовало предположению, что вентилятор не затронут попаданием неравномерности, и являлось оптимистичной оценкой. Величина КПД вентилятора при наличии неравномерности принималась равной 90%, что отмечалось как более реалистичная оценка его эффективности.

Из результатов работы [4] следует, что для второго варианта рассмотренная конфигурация двигателя по топливной эффективности оказывается не лучше, чем конфигурация двигателя в гондоле на пилоне (сравнение проведено при одинаковом значении степени повышения давления в вентиляторе).

С учетом этих данных для проведения оценки влияния пограничного слоя были использованы результаты предварительной проработки параметров РСУ в варианте без рассмотренного в работе [4] стремления существенно увеличить отсос пограничного слоя и улучшить аэродинамические параметры ЛА за счет усложнения условий работы двигателя.

При проведении оценочных исследований использованы результаты предварительной проработки РСУ, состоящей из ТРДД и вынесенных вентиляторов (ВВ) с приводом с помощью механической трансмиссии от турбины ТРДД [1].

Эту схему, условно названную РСУ «ВВ + ТРДД», в варианте с двумя вынесенными модулями (рис. 1) исследуют и за рубежом. В частности, она рассмотрена в работе по концепции ЛА с РСУ, представленной Исследовательским центром им. Гленна с участием фирмы Boeing по заданию и при финансировании

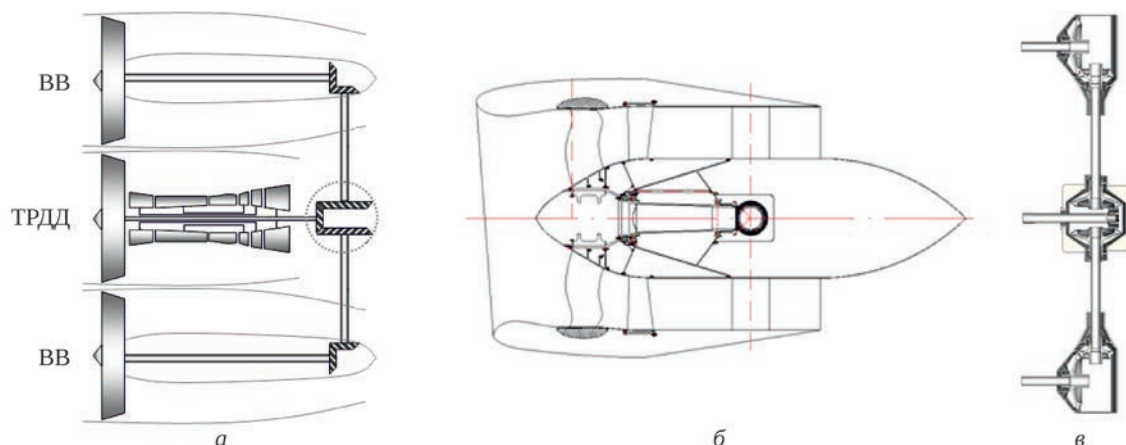


Рис. 1. Схема РСУ «ВВ + ТРДД» (а), вынесенный вентиляторный модуль (б) и трансмиссия РСУ (в)

NASA [2], а также в совместном проекте SAX-40 (Silent Aircraft Experimental – Экспериментальный бесшумный самолет) Кембриджского университета и Массачусетского технологического института [3, 4].

Проведенные исследования по определению предварительного облика РСУ «ВВ + ТРДД» применительно к перспективным самолетам гражданской авиации [1] позволили выбрать рациональное сочетание основных параметров цикла двигателя, соответствующее наименьшим значениям удельного расхода топлива на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $M = 0,85$), где, согласно самолетным требованиям, тяга $R = 3520$ кгс при коэффициенте сохранения полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх} = 0,997$ и отборе мощности на самолетные нужды $N_{отб} = 320$ кВт.

Параметры РСУ «ВВ + ТРДД» на крейсерском режиме

$\sigma_{вх}$	1
m	22
$\pi_{к\Sigma}^*$	57
$\pi_{в}^*$	1,3
$\pi_{ВВ}^*$	1,3
$T_{г}^*$, К	1635
C_R , кг/(кгс·ч)	0,4922
$M_{дв}$, кг	3500

Здесь и далее по тексту оценка массы двигателя $M_{дв}$ приведена без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей.

На данном этапе оценка влияния потерь общего уровня полного давления на входе в вентилятор на оптимальную степень двухконтурности и степень повышения давления в нем проведена для ряда средних значений коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор с учетом различного размещения РСУ на ЛА: $\sigma_{вх} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$.

При каждом заданном коэффициенте восстановления полного давления на входе в вентилятор варьировали расчетная степень двухконтурности РСУ в диапа-

зоне $m = 16 \dots 24$ и степень повышения полного давления в вентиляторе $\pi_{в}^* = \pi_{ВВ}^* = 1,2 \dots 1,4$. Температура в критическом сечении первого соплового аппарата (СА) турбины высокого давления (ТВД) и суммарная степень повышения полного давления в компрессоре сохраняли постоянные значения, представленные выше.

Значения КПД основных узлов РСУ «ВВ + ТРДД» на расчетном крейсерском режиме и переменная система отбора воздуха на охлаждение турбин в зависимости от температуры газа $T_{г}^*$ в критическом сечении СА ТВД (близкая к линейной функция $\Delta G_{охл}$ с ростом от 7,5% расхода воздуха через газогенератор при $T_{г}^* = 1500$ К до 13,5% при $T_{г}^* = 1900$ К) приняты аналогичными данным в работе [1] в соответствии с проведенными ранее прогнозными исследованиями [5].

КПД элементов РСУ «ВВ + ТРДД»

$\eta_{в.пол}^*$	0,93
$\eta_{трансм}$	0,98
$\eta_{пол\ КНД+КВД}^*$	0,91
$\eta_{ад\ ТВД}^*$	0,90
$\eta_{ад\ КНД}^*$	0,951
$\eta_{мех\ ВД}$	0,99
$\eta_{мех\ НД}$	0,995
$\eta_{ад\ СТ}^*$	0,93

Методика проведения параметрических расчетов и обработки результатов соответствует методике для исследований РСУ с механическим приводом вынесенных вентиляторных модулей [6].

Требования по тяге для перспективного дальнемагистрального самолета с РСУ «ВВ + ТРДД» на двух основных режимах:

- взлетном режиме: $H = 0$, $M = 0$, $p_H = 730$ мм рт. ст., $T_H = +30^\circ\text{C}$, $\sigma_{вх0} = \sigma_{вх.кр}$, $N_{отб} = 320$ кВт, $R = 22\ 000$ кгс;
- крейсерском режиме: $H = 11$ км, $M = 0,85$, МСА, $\sigma_{вх.кр} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$, $N_{отб} = 320$ кВт, $R = 3520$ кгс (отбор мощности на самолетные нужды производится от турбины низкого давления (ТНД)).

Основные ограничения:

- максимальная температура газа в критическом сечении СА ТВД $T_{г\max}^*$ не более 1900 К;
- максимальная температура воздуха за компрессором $T_{к\max}^*$ ~1000 К;
- лобовая производительность вентилятора по приведенным параметрам $G_F < 200$ кг/(с·м²).

Расчеты проведены с помощью математической модели авиационного ГТД первого уровня, основные положения которой описаны в работе [7].

Оценка влияния изменения параметров двигателя на его массу $M_{дв}$ выполнена с использованием модульной методики [8], согласно которой 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 ТРДД, определялись на основе расчетных оценок, выполненных для детализированной поэлементной математической модели массы в процессе разработки ТРДД нового поколения для самолетов 2030-х гг. [5].

На рис. 2 представлена полученная по результатам параметрических исследований зависимость удельного расхода топлива C_R на крейсерском режиме от выбранной степени двухконтурности m и степени повышения полного давления π_b^* в вентиляторе при различных значениях потерь полного давления в воздухозаборнике для коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор $\sigma_{вх} = 1 \dots 0,95$.

На основании данных по крейсерскому режиму и с учетом дополнительной оценки параметров на взлетном режиме (на котором достигается наибольшая температура газа перед турбиной) выбраны значения степени двухконтурности РСУ и степени повышения полного давления в вентиляторе, соответствующие наименьшим значениям удельного расхода топлива при значениях коэффициента сохранения полного

давления на входе в вентилятор $\sigma_{вх} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$ (табл. 1).

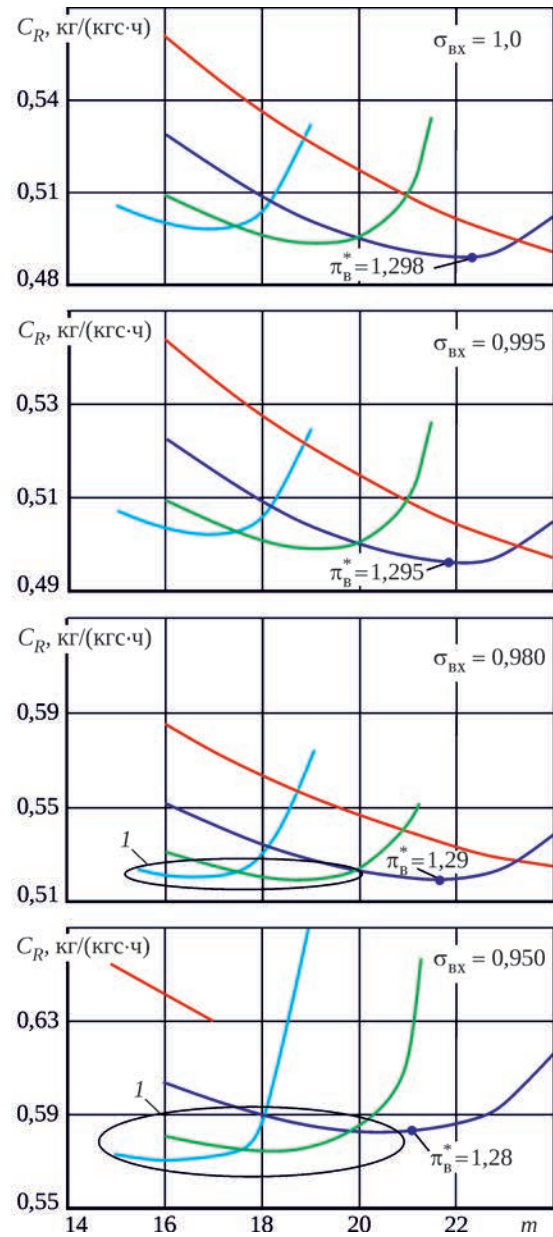


Рис. 2. Зависимость удельного расхода топлива C_R РСУ «ВВ + ТРДД» от степени двухконтурности m при различных значениях $\sigma_{вх}$ и π_b^* :
 — $\pi_b^* = 1,25$; — $\pi_b^* = 1,3$; — $\pi_b^* = 1,35$;
 — $\pi_b^* = 1,4$; 1 – ограничение по $T_{г\max}$

Таблица 1. Параметры РСУ «ВВ + ТРДД» на крейсерском режиме

РСУ	Параметры									
	$\sigma_{вх}$	$G_{вх}$, кг/с	$D_{в}$, м	m	$\pi_{к\Sigma}^*$	π_b^*	$\pi_{вв}^*$	$T_{г}^*$, К	C_R , кг/(кгс·ч)	$M_{дв}$, кг
«ВВ + ТРДД»-1	1,0	513	1,70	22,2	57	1,298	1,298	1635	0,4876	3500
«ВВ + ТРДД»-2	0,995	513	1,70	21,8	57	1,295	1,295	1635	0,4952	3500
«ВВ + ТРДД»-3	0,980	532	1,74	21,5	57	1,290	1,290	1635	0,5201	3650
«ВВ + ТРДД»-4	0,950	588	1,86	21,3	57	1,280	1,280	1635	0,5810	4080

Оценка влияния неравномерности полного давления на входе в двигатель

Снижение «осредненного» коэффициента восстановления полного давления воздухозаборника приводит к пропорциональному уменьшению уровня полного давления рабочего тела вдоль всего проточного тракта двигателя и, соответственно, к снижению тяги силовой установки. Однако, как показывают результаты расчетно-экспериментальных исследований, сведение влияния входной неоднородности поля полного давления на параметры и характеристики двигателя к влиянию только этого снижения является весьма грубым упрощением. Оно не учитывает влияние взаимного смещения рабочих точек на характеристиках каскадов компрессора для зон с различным полным давлением на входе, что вызывает значительное рассогласование режимов их работы. В связи с этим подобная упрощенная постановка может использоваться только для качественной оценки изменения расхода воздуха через двигатель и его тяги. Кроме того, данный подход не позволяет оценить изменение запаса газодинамической устойчивости каскадов компрессора вследствие неоднородности входного потока.

Несмотря на то что само явление – наличие неравномерного поля полного давления на входе в двигатель – имеет пространственный характер, особенности инженерных оценок (необходимость проведения в ограниченное время большого числа расчетов в различных полетных условиях при различных законах регулирования двигателя) требуют упрощенных подходов, основанных на использовании математических моделей двигателя первого уровня с внесением в них определенных дополнений и изменений.

Один из вариантов такого исследования с применением метода параллельных компрессоров представлен в работах [9, 10]. Оценка неравномерности полного давления в данной одномерной постановке выполняется следующим образом. Вся площадь входа разбивается на несколько областей (например, секторов), внутри каждого из которых поле полного давления считается однородным, причем значение $p_{вх}^*$ (или однозначно связанное с ним значение коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх} = p_{вх}^* / p_n^*$) принимается как среднее для этой области.

В качестве показателя неравномерности полного давления используется величина, равная отношению отклонения полного давления в конкретной точке выбранной области от вычисленного среднего $p_{вх.ср}^*$ к среднему давлению.

Следует иметь в виду, что в общем случае для учета влияния нестационарности потока на входе в двигатель используется так называемая пульсационная составляющая полного давления, оценивающая отличие мгновен-

ного значения полного давления в данной точке потока от его осредненного за достаточно продолжительный период времени значения $p_{вх.ср}^*$. Количественной оценкой уровня нестационарности потока служит интенсивность пульсаций ε , равная отношению среднеквадратичного значения пульсационной составляющей к среднему значению $p_{вх.ср}^*$.

Поскольку далее рассматривается влияние неоднородности полного давления на входе в двигатель в стационарных условиях, влияние нестационарной составляющей неоднородности учитываться не будет.

Для оценки влияния входной неравномерности полного давления на параметры ТРДД применена математическая модель первого уровня, основанная на характеристиках основных узлов двигателя [11]. Условия взаимодействия узлов между собой записаны 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) представлены 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 (КНД) задаются в виде двух зон с различным уровнем полного давления [12].

Перед камерой сгорания проводится осреднение потока по расходу рабочего тела, и в дальнейшем поток считается одномерным и однородным. Положение рабочей точки на характеристиках параллельных КВД определяется из граничного осреднения за компрессором, вполне характерного для одномерного установившегося течения.

Положение рабочей точки на характеристиках параллельных КНД выбирается исходя из допущения, что рабочая точка на характеристике части КНД с более низким давлением на входе расположена несколько правее и выше (или только выше – для вертикальных напорных веток), чем точка на характеристике части КНД с более высоким давлением. Такое расположение рабочих точек вполне объяснимо физически и обосновано в ряде исследований (например, в работе [10]). В этом случае в качестве граничного условия используют равенство приведенной плотности тока по выходу. По физическому смыслу допущение достаточно близко к условию равенства скоростей на выходе из двух частей КНД, что вполне справедливо для слоистых течений [13].

Такой подход применен для оценки влияния неравномерности полного давления на входе в вентилятор РСУ дозвукового пассажирского самолета в условиях крейсерского полета ($H = 11$ км, $M = 0,85$).

Таблица 2. Снижение тяги двигателя вследствие неоднородности полного давления на входе

$\sigma_{\text{вх.ср}}$	δR_{σ} , %	δR_H , %	δR_{Σ} , %
1	0	0	0
0,99	-1,65	-0,75	-2,40
0,98	-3,72	-1,25	-4,97
0,97	-7,25	-1,70	-8,95
0,96	-10,85	-2,10	-12,95
0,95	-14,61	-2,45	-17,06

Предполагается, что в двигатель поступает воздух частично при полном давлении, которое соответствует стандартному коэффициенту сохранения полного давления $\sigma_{\text{вх}}$, определяемому скоростью полета по стандартной кривой потерь, частично при пониженном (вследствие дополнительных потерь полного давления в пограничном слое), соответствующем $\sigma_{\text{вх min}}$. При этом осредненное значение $\sigma_{\text{вх.ср}}$ определяется как среднее арифметическое с учетом его доли по площади в общем потоке.

Снижение осредненного коэффициента полного давления на входе наряду с уменьшением физического расхода воздуха через двигатель приводит к снижению общего уровня полного давления по тракту двигателя и, следовательно, располагаемого перепада полного давления в реактивном сопле, скорости истечения и соответственно удельной тяги двигателя.

В табл. 2 представлены результаты оценки снижения тяги двигателя вследствие неоднородного полного давления на входе: δR_{σ} – из-за общего снижения полного давления на входе; δR_H – из-за неравномерности; δR_{Σ} – в результате суммарного влияния. Расчетные данные соответствуют различным уровням потерь полного давления во входном устройстве от $\sigma_{\text{вх.ср}} = \sigma_{\text{вх}}$, определяемому скоростью полета ($\sigma_{\text{вх}} \approx 1$), до $\sigma_{\text{вх.ср}} = 0,95\sigma_{\text{вх}}$. Следует отметить, что расчетные результаты хорошо согласуются с данными работы [14], полученными по неоднократно подтвержденным экспериментально специализированным пространственным моделям.

Заключение

Проведенные параметрические исследования по оценке влияния потерь общего уровня полного давления на входе в вентиляторы РСУ при $\sigma_{\text{вх}} = 1, 0,995, 0,98, 0,95$ позволили выбрать варианты основных параметров, соответствующие лучшей экономичности на крейсерском режиме (для выбранных в базовом варианте $\pi_{\text{кэ}}^* = 57$ и $T_{\text{г}}^* = 1535$ К):

«ВВ + ТРДД»-1: $\sigma_{\text{вх}} = 1,0$; $m = 22,2$; $\pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,298$;
 «ВВ + ТРДД»-2: $\sigma_{\text{вх}} = 0,995$; $m = 21,8$; $\pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,295$;
 «ВВ + ТРДД»-3: $\sigma_{\text{вх}} = 0,98$; $m = 21,53$; $\pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,29$;
 «ВВ + ТРДД»-4: $\sigma_{\text{вх}} = 0,95$; $m = 21,3$; $\pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{ВВ}}^* = 1,28$.

При $\sigma_{\text{вх}} = 1$ вариант РСУ «ВВ + ТРДД»-1, соответствующий наилучшей экономичности на крейсерском режиме, может обеспечить удельный расход топлива $C_{\text{Ркр}} \approx 0,488$ кг/(кгс·ч) при массе двигателя $M_{\text{дв}} \approx 3500$ кг (без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей), диаметре каждого вентилятора $D_{\text{в}} \approx 1,7$ м и суммарном расходе воздуха $G_{\text{вх}} \approx 513$ кг/с.

Увеличение потерь общего уровня полного давления на входе в вентиляторы на 2% (РСУ «ВВ + ТРДД»-3, $\sigma_{\text{вх}} = 0,98$) приводит к росту удельного расхода топлива на $\sim 6,7\%$ до $C_{\text{Р}} \approx 0,52$ кг/(кгс·ч) и росту массы РСУ на $\sim 4,3\%$. Этот вариант двигателя имеет пониженную на $\sim 3\%$ степень двухконтурности и уменьшенную на $\sim 0,6\%$ степень повышения полного давления в вентиляторе.

При увеличении потерь общего уровня полного давления на входе в вентиляторы на 5% сохраняется тенденция к достижению наилучшей экономичности двигателя при выборе более низкой степени двухконтурности и степени повышения полного давления в вентиляторе по отношению к вариантам параметров РСУ «ВВ + ТРДД» с более высокими значениями $\sigma_{\text{вх}}$. При этом суммарный расход воздуха на входе в двигатель возрастает примерно на 10,5% (для обеспечения потребной тяги). Значение удельного расхода топлива на крейсерском режиме и масса РСУ возрастают более чем на 11% по сравнению с вариантом при $\sigma_{\text{вх}} = 0,98$ и достигают $C_{\text{Р}} \approx 0,58$ кг/(кгс·ч) и $M_{\text{дв}} \approx 4080$ кг.

Кроме влияния изменения осредненного значения коэффициента полного давления на входе в двигатель следует также учитывать эффекты, связанные с собственно неравномерностью поля полного давления. Так, изменение параметров воздушного потока на входе в двигатель для уже выбранного варианта РСУ и уровня температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ приведет к изменению его тяговых показателей.

Анализ эффектов, связанных с наличием неравномерного поля полного давления и приводящих к снижению его осредненного уровня на входе в вентилятор, показал, что влияние собственно неравномерности может составлять 15...30% суммарного влияния на тягу двигателя, что необходимо принимать во внимание при выборе оптимального облика РСУ рассматриваемой компоновки.

Для более глубокого анализа эффектов, связанных с попаданием пограничного слоя в вентиляторные модули РСУ «ВВ + ТРДД», необходимы исследования, включающие моделирование ЛА с расположенной на нем силовой установкой, а также параметров обтекающей поверхность лайнера воздушного потока. Результаты данного моделирования могут быть использованы для уточнения параметров на входе в вентиляторные модули РСУ и проведения модельных испытаний специально спроектированного вентилятора.

Литература

1. 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»: сборник тезисов докладов. М.: ЦИАМ, 2015. С. 59–61.
2. 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: 8–12 June, 2009. NASA/TM-2009-215680, 2009. 9 p. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090042817.pdf>
3. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines // J. of Engineering for Gas Turbines and Power. 2008. Vol. 130. No 4. P. 117–125. doi: 10.1115/1.2901190
4. 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 Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, Engineering Department, University of Cambridge, Cambridge, UK. 21 p.
5. Ланшин А.И., Полев А.С. Концепция ТРДД нового поколения для магистральных самолетов // АВИАСОЮЗ. 2013. № 6. С. 52–54.
6. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Морзеева Т.А., Кизеев И.С. Анализ концепции распределенной силовой установки с газовым приводом вынесенного вентиляторного модуля // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 2. С. 31–41.
7. Деменченков В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л. и др. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
8. Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С. Оценка массовых показателей ТРДД на начальной стадии его проектирования // Вестник МАИ. 2017. Т. 24. № 1. С. 26–38.
9. Longley J.P., Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration // Paper 92-AD-20694. (AD-P007-895). 16 p.
10. 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. № 3. С. 1–19.
11. Хорева Е.А., Эрохи Ю.А. Ординарные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. № 1. С. 1–14.
12. Горюнов А.И., Горюнов И.М. Учет влияния неравномерности параметров рабочего тела на характеристики узлов ГТД и ЭУ // Вестник УГАТУ. 2010. № 3. С. 57–61.
13. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. М.: Наука, 1991. 600 с.
14. Краснов С.Е. Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // Техника воздушного флота. 2016. № 2–3. 86 с.

References

1. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. Issledovanie putei povysheniia toplivnoi ekonomichnosti SU samoletov grazhdanskoi aviatsii 2030 godov za schet vybora ratsional'nogo skhemno-tekhnicheskogo oblika dvigatelei netraditsionnykh skhem [Improving fuel efficiency of propulsion systems for civil aircraft 2030 by choosing of nontraditional engine schemes]. Vserossiiskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Aviadvigateli XXI veka»: sbornik tezisov dokladov. Moscow: TsIAM. 2015. P. 59–61.
2. 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: 8–12 June, 2009. NASA/TM-2009-215680, 2009. 9 p. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090042817.pdf>
3. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines // J. of Engineering for Gas Turbines and Power. 2008. Vol. 130. No 4. P. 117–125. doi: 10.1115/1.2901190
4. 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 Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, Engineering Department, University of Cambridge, Cambridge, UK. 21 p.

-
5. Lanshin A.I., Polev A.S. Kontsepsiia TRDD novogo pokoleniia dlia magistral'nykh samoletov [Conception of perspective propulsion system for civil aircrafts]. AVIASOIuZ. 2013. No. 6. P. 52–54.
 6. Ezrokhi Iu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Kizeev I.S. Analiz kontsepsii raspredelennoi silovoi ustanovki s gazovym privodom vynesennogo ventilatornogo modulia [Analysis of distributed power-plant concept with gas-powered remoted fans]. Vestnik MAI. 2017. Vol. 24. No. 2. P. 31–41.
 7. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L. i dr. Teoriia dvukhkonturnykh turboreaktivnykh dvigatelei [Theory of turbojet engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1979. 432 p.
 8. Ezrokhi Iu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. Otsenka massovykh pokazatelei TRDD na nachal'noi stadii ego proektirovaniia [Estimation of engine weight on the preliminary design]. Vestnik MAI. 2017. Vol. 24. No. 1. P. 26–38.
 9. Longley J.P. Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration // Paper 92-AD-20694. (AD-P007-895). 16 p.
 10. Ezrokhi Iu.A., Khoreva E.A. Primenenie metodov matematicheskogo modelirovaniia dlia otsenki vliianiia neodnorodnosti vkhodnogo potoka na parametry i kharakteristiki aviatsionnogo GTD [Using of mathematical simulation for estimation of the influence of input stream non-uniform on parameters of aviation gas turbine engine]. Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal. 2017. No. 3. P. 1–19.
 11. Khoreva E.A., Ezrokhi Iu.A. Ordinarnye matematicheskie modeli v zadachakh rascheta parametrov aviatsionnykh GTD [Using the ordinary mathematical models for aviation engine parameters calculation]. Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal. 2017. No. 1. P. 1–14.
 12. Goriunov A.I., Goriunov I.M. Uchet vliianiia neravnomernosti parametrov rabocheho tela na kharakteristiki uzlov GTD i EU [Accounting for influence of gas flow non-uniformity on parameters of aviation engine and propulsion system]. Vestnik UGATU. 2010. No. 3. P. 57–61.
 13. Abramovich G.N. Prikladnaia gazovaia dinamika [Applied gas dynamics]. Part 1. Moscow: Nauka, 1991. 600 p.
 14. Krasnov S.E. Ustoichivost' aviatsionnykh GTD (opyt matematicheskogo modelirovaniia) [Stability of aviation GTE (experience of mathematical simulation)]. Tekhnika vozdushnogo flota. 2016. No. 2–3. 86 p.