

УЧЕТ ВЛИЯНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ВХОДЕ В ВЕНТИЛЯТОРЫ ПРИ ИНТЕГРАЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

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) перспективных дальнемагистральных пассажирских самолетов, предназначенной обеспечить более глубокую интеграцию силовой установки и летательного аппарата (ЛА) и повысить его топливную эффективность. Сформирована методика расчетных исследований. Получены возможные варианты рациональных параметров PCY, выбранные при различном уровне потерь полного давления на входе в вентиляторные модули. Проведена также оценка влияния на двигатель неравномерности полного давления на входе. По полученным результатам параметрических расчетов сделан предварительный анализ влияния падения полного давления на входе в двигатель на его экономичность и массогабаритные данные. В заключение дано сравнение основных параметров PCY рассмотренной схемы при различном уровне потерь полного давления на входе и сделан вывод о возможности использования полученных результатов по влиянию пограничного слоя на параметры PCY при анализе вопросов интеграции двигателя с летательным аппаратом.

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

Введение

Использование распределенной силовой установки, в которой от одного газогенератора осуществляется привод нескольких различных вентиляторных модулей, способно в определенных пределах снять ограничения на повышение степени двухконтурности двухконтурного турбореактивного двигателя. Это, в свою очередь, позволит повысить его экономичность и даст дополнительные возможности по интеграции двигателя большой двухконтурности и летательного аппарата.

В то же время при использовании такого авиационного двигателя, отдельные модули которого могут располагаться как в мотогондоле, так и внутри фюзеляжа самолета, в плоскости входа в его вентиляторы имеется определенная неравномерность полного давления. Утопленное расположение двигателя внутри ЛА (например, в схеме «летающее крыло» — для снижения сопротивления самолета, а также из соображений лучшей аэродинамической компоновки) предполагает наличие достаточно длинного подводящего криволинейного канала, в

котором неизбежно возникают местные отрывы и вихри, приводящие к дополнительным потерям полного давления. Кроме этого, возможный след от «отрыва» пограничного слоя с фюзеляжа самолета, попадающий на вход в расположенный в задней части ЛА двигатель, также бывает причиной возникновения неравномерного поля.

Наличие неравномерного поля полного давления на входе в двигатель приводит к ухудшению его основных параметров, в первую очередь тяги. Уменьшение общего уровня полного давления по тракту двигателя, в том числе и из-за дополнительных потерь при «размывании» областей с различным уровнем полного давления, снижает перепад давлений на реактивном сопле и удельную тягу двигателя. При этом вследствие снижения общего уровня давления на входе происходит уменьшение и физического расхода воздуха через двигатель, поэтому целесообразно рассмотреть отдельно влияние на тягу двигателя двух составляющих факторов: падения общего уровня полного давления вследствие дополнительных его потерь на входе и

собственно неоднородности входного поля полного давления.

Дальнейшее развитие расчетных методов для исследования влияния пограничного слоя на входе в вентиляторы РСУ требует обязательного привлечения обширного экспериментального материала, получаемого как в условиях испытательного стенда с имитацией реального потока на входе, так и реального входного устройства ЛА. Учет возможного влияния реальных газодинамических условий на входе представляет собой достаточно сложную многодисциплинарную задачу, включающую неоднородные «пространственные» подходы в нестационарной постановке, которая требует отдельного специального исследования и выходит за рамки данной работы.

Для оценки влияния данных составляющих были использованы результаты предварительной проработки параметров РСУ, полученные в ходе выполнения исследований двигателей новых схем в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» [1, 2].

В ряде работ, проведенных ранее [3, 4], была выполнена сравнительная оценка параметров РСУ при различных способах передачи мощности к вынесенным вентиляторным модулям: газодинамическом, механическом и с использованием электрической мощности для привода вентиляторов.

Оцененный уровень массогабаритных параметров двигателя с электрическим способом передачи мощности (при прогнозируемых весовых данных [5] электрических генераторов, преобразователей, электромоторов и электропровода уровня 2030 г.) оказался в несколько раз хуже варианта РСУ с газовым и механическим приводом вентиляторов.

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

По результатам исследований был предложен механический способ передачи мощности как более проработанный (механическая трансмиссия для передачи мощности от газотурбинного модуля к отдельному винту применяется на современных вертолетах).

Данный способ также рассматривался в качестве основного и в ряде зарубежных работ, в частности, по концепции самолета с распределенной силовой установкой, представленной исследовательским центром им. Гленна с участием фирмы «Боинг» по

заданию и при финансировании NASA [7], а также в совместном проекте Кембриджского университета и Массачусетского института SAX-40 (Silent Aircraft Experimental — Экспериментальный бесшумный самолет) [16].

Дальнейшие работы по интеграции РСУ с механической передачей мощности применительно к самолету SAX-40 [9] проводились при исследовании возможности значительного отсоса пограничного слоя (Boundary layer ingestion — BLI) с поверхности планера (~16,6%).

Осредненный коэффициент восстановления полного давления на входе в вентилятор для центрального двигателя составлял — 0.946 (для варианта при полном смещении вне двигателя — 0.959) и имел несколько более высокое значение для выносных вентиляторов с ухудшенной характеристикой, полученной при оценке влияния неравномерности.

При этом рассматривались два уровня КПД вентилятора на расчетном режиме — 92% и 90%. Более высокое значение КПД 92% соответствовало предположению, что вентилятор не затронут попаданием неравномерности, и являлось оптимистической оценкой. Величина КПД вентилятора при наличии неравномерности принималась равной 90%, что разработчиками отмечалось как более реалистическая оценка эффективности вентилятора. В случае если КПД вентилятора действительно падает до 90%, то вместе с учетом возможных дополнительных потерь входного воздухозаборника из результатов [9] следует, что конфигурация двигателя на самолете SAX-40 по топливной эффективности оказывается не лучше, чем конфигурация двигателя в гондole на пилоне (сравнение проводилось при одинаковом значении степени повышения давления в вентиляторе).

С учетом этих данных для оценки влияния пограничного слоя были использованы результаты предварительной проработки параметров РСУ в варианте без рассмотренного в [9] стремления увеличить отсос пограничного слоя и улучшить аэродинамические параметры ЛА за счет усложнения условий работы двигателя.

Как отмечено выше, для учета влияния пограничного слоя на входе в РСУ рассмотрены две его составляющие: падение полного давления и неравномерность поля полного давления на входе в двигатель.

Оценка влияния падения полного давления на входе в двигатель

Для оценки влияния падения полного давления на входе в вентилятор на выбор оптимальной (по удельному расходу топлива на крейсерском режи-

ме полета) степени двухконтурности и степени повышения давления в вентиляторе использованы результаты предварительной проработки [1] РСУ с механическим приводом (рис. 1) тяговых вентиляторов (рис. 2) схемы РСУ («ВВ+ТРДД-м») (рис. 3, ВВ — вынесенный вентилятор). В данной схеме, известной и по зарубежной публикации [7], от турбины низкого давления ТРДД с помощью системы редукторов осуществляется привод двух вынесенных вентиляторных модулей.



Рис. 1. Трансмиссия РСУ

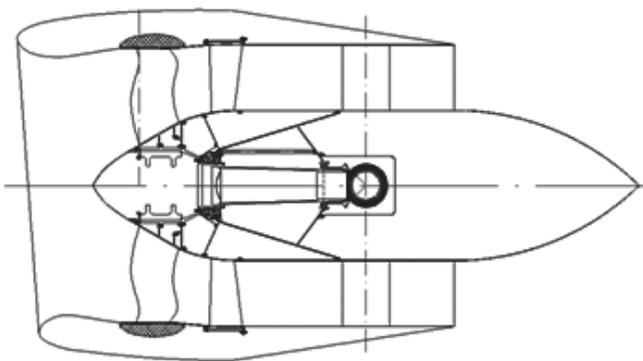


Рис. 2. Вынесенный вентиляторный модуль

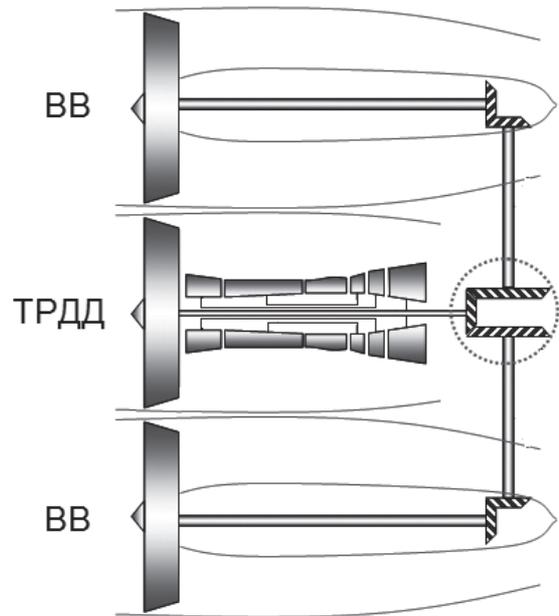


Рис. 3. Схема «ВВ+ТРДД-м»

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

Оценка влияния потерь на входе в вентилятор на оптимальную степень двухконтурности и степень повышения давления в вентиляторе на данном этапе проводилась при ряде значений коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор с учетом различного размещения РСУ на ЛА, а именно $\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$.

При каждом заданном коэффициенте сохранения полного давления на входе в вентилятор варьировались расчетная степень двухконтурности РСУ

Таблица 1

Параметры РСУ «ВВ+ТРДД-м» (крейсерский режим)

Параметр	$\sigma_{вх.в}$	m	π_k^*	π_b^*	$\pi_{вв}^*$	$T_{г}^*$, К	C_R , кг/кгс-ч	$M_{дв}^1$, кг
РСУ «ВВ+ТРДД-г-1»	1	22	57	1,3	1,3	1635	0,4922	3515

¹ Оценка массы двигателя приведена без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей.

в диапазоне $m = 16 \div 24$ и степень повышения полного давления в вентиляторе $\pi_b^* = \pi_{bb}^* = 1,2 \div 1,4$. Температура в критическом сечении первого соплового аппарата турбины высокого давления и суммарная степень повышения полного давления в компрессоре сохраняли постоянные значения, представленные в табл. 1.

Значения КПД основных узлов РСУ «ВВ+ТРДД-м» на расчетном крейсерском режиме (табл. 2) и переменная система отбора воздуха на охлаждение турбин в зависимости от температуры газа в критическом сечении соплового аппарата турбины высокого давления (СА ТВД) T_r^* (функция, близкая к линейной: с ростом величины отбора воздуха на охлаждение турбины, отнесенной к расходу воздуха через газогенератор от $\Delta G_{охл} = 7,5\%$ при $T_r^* = 1500$ К до $\Delta G_{охл} = 13,5\%$ при $T_r^* = 1900$ К) приняты аналогичными [1] в соответ-

3. Лобовая производительность вентилятора по приведенным параметрам $G_F < 200$ кг/(с·м²).

Расчеты проводились с помощью математической модели авиационного газотурбинного двигателя первого уровня, основные положения которой описаны в [10, 11].

Оценка влияния изменения параметров двигателя на его массу $M_{дв}$ проводилась с помощью модульной методики [12], 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 зависимости составляющих удельной массы выделенных модулей от параметров рабочего процесса двигателя (степени повышения давления в компрессоре, в вентиляторе, степени двухконтурности и т.д.). Значения коэффициентов модульной методики, характеризующих весовую долю выде-

Таблица 2

КПД элементов РСУ «ВВ+ТРДД-м»

$\eta_{в.пол}^*$	$\eta_{трансм}$	$\eta_{пол\ КНД+КВД}^*$	$\eta_{ад\ ТВД}^*$	$\eta_{ад\ ТНД}^*$	$\eta_{мех\ ТВД}$	$\eta_{мех\ ТНД}$	$\eta_{ад\ СТ}^*$
0,93	0,98	0,91	0,9	0,915	0,99	0,995	0,93

ствии с проведенными ранее прогнозными исследованиями [2].

Методика проведения параметрических расчетов и обработки результатов соответствует представленной в [6] и использованной ранее для исследований РСУ с механическим приводом вынесенных вентиляторных модулей [1]. Требования по тяге для рассматриваемого перспективного дальнемагистрального самолета с РСУ «ВВ+ТРДД-м» на основных режимах аналогичны принятым в [1]:

1. Крейсерский режим: $H = 11$ км, $M = 0,85$, МСА, $(\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв})_{кр} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$; $N_{отб} = 320$ кВт, $R = 3520$ кгс. (Отбор мощности на самолётные нужды производится от турбины низкого давления — ТНД.)

2. Режим с наибольшей температурой газа перед турбиной: T_r^* — взлётный режим: $H = 0$, $M = 0$, $T_H = +30$ °С, $p_H = 730$ мм рт. ст., $(\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв})_0 = (\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв})_{кр}$, $N_{отб} = 320$ кВт, $R = 22000$ кгс.

Основные ограничения:

1. Максимальная температура газа в критическом сечении СА ТВД $T_{г\ макс}^*$ не более 1900 К.

2. Максимальная температура воздуха за компрессором $T_{к\ макс}^* \sim 1000$ К.

ленных модулей ТРДД, определялись на основе обобщения результатов расчетных оценок, выполненных в ходе работ по ТРДД нового поколения для магистральных самолетов 2030 г. [2].

На рис. 4 представлена полученная по результатам параметрических исследований зависимость удельного расхода топлива на крейсерском режиме от выбранной степени двухконтурности и степени повышения полного давления в вентиляторе при различных величинах потерь полного давления в воздухозаборнике, т.е. при изменении коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор в диапазоне $\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв} = 1 \div 0,95$.

На основании полученных данных на крейсерском режиме и с учетом дополнительной оценки параметров на взлетном режиме (на котором достигается наибольшая величина температуры 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 $\sigma_{вх.в} = \sigma_{вх.вв} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$ (табл. 3).

Полученные результаты параметрических исследований свидетельствуют, что при отсутствии по-

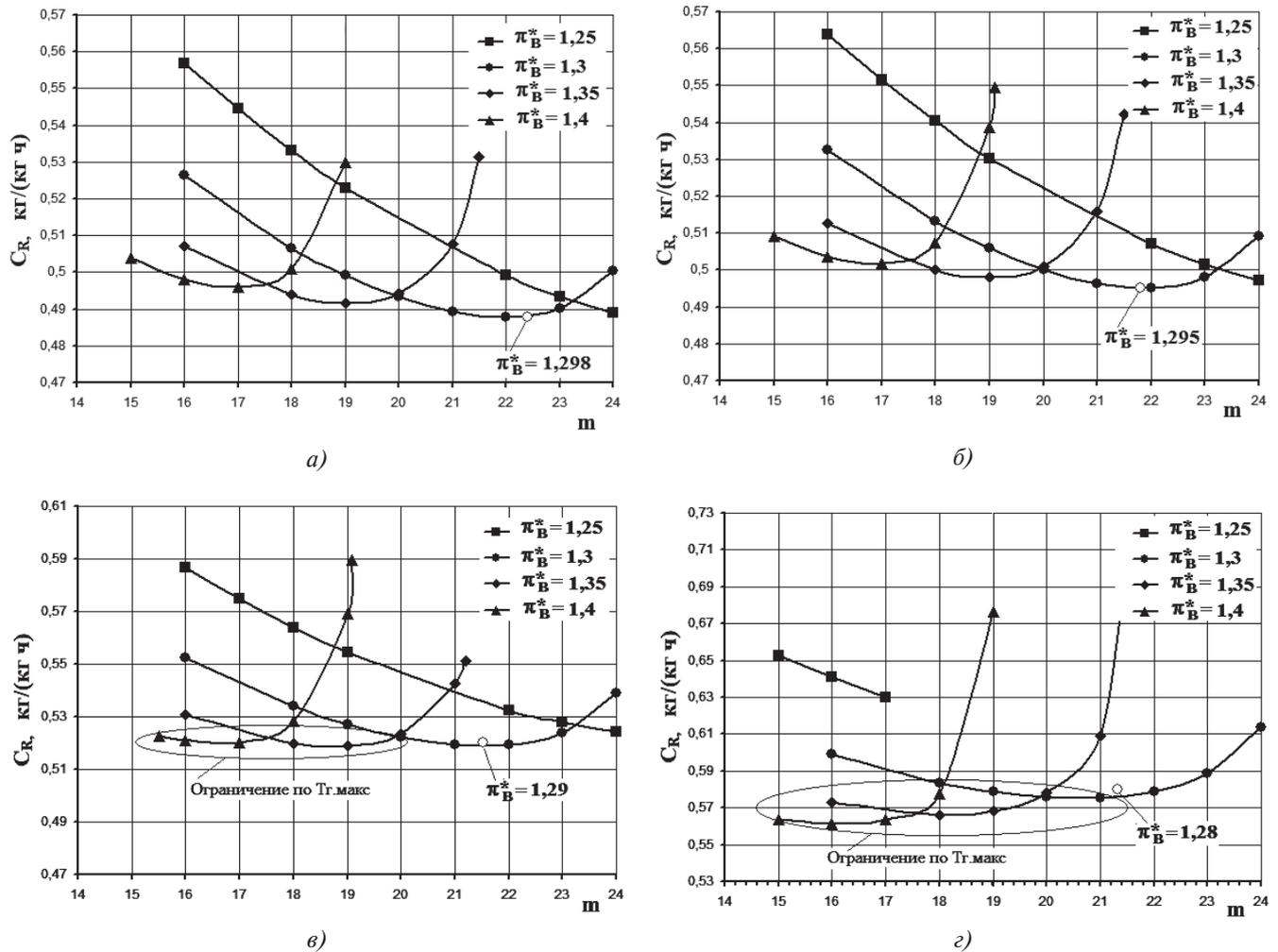


Рис. 4. Зависимость удельного расхода топлива в РСУ «ВВ+ТРДД-м» от степени двухконтурности и степени повышения давления в вентиляторе: а – $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 1$; б – $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 0,995$; в – $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 0,98$; г – $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 0,95$

Таблица 3

Параметры РСУ «ВВ+ТРДД-м» (крейсерский режим)

Параметр	$\sigma_{\text{ВХ.В}}$	$G_{\text{В}}$, кг/с	$D_{\text{В}}$, м	m	$\pi_{\text{К}}^*$	$\pi_{\text{В}}^*$	$\pi_{\text{ВВ}}^*$	$T_{\text{Г}}^*$, К	C_{R} , кг/(кг·ч)	$M_{\text{дв}}^1$, кг
«ВВ+ТРДД-м»-1	1.0	513	1,7	22,2	57	1,298	1,298	1635	0,4876	3500
«ВВ+ТРДД-м»-2	0,995	513	1,7	21,8	57	1,295	1,295	1635	0,4952	3500
«ВВ+ТРДД-м»-3	0,98	532	1,74	21,5	57	1,29	1,29	1635	0,5201	3650
«ВВ+ТРДД-м»-4	0,95	588	1,86	21,3	57	1,28	1,28	1635	0,5810	4080

¹ Оценка массы двигателя приведена без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей.

терь в воздухозаборнике $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 1$ наилучший по экономичности вариант двигателя РСУ «ВВ+ТРДД-м»-1 имеет степень двухконтурности $m = 22,2$, $\sigma_{\text{ВХ.В}} = \sigma_{\text{ВХ.ВВ}} = 1,298$, $C_{\text{R}} = 0,4876$ кг/(кг·ч) при диаметре каждого вентилятора $D_{\text{В}} = 1,7$ м и расходе воздуха $G_{\text{В}} = 513$ кг/с.

Оценка влияния неравномерности полного давления на входе в двигатель

Снижение «среднего» 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 [13, 14]. Одна-

ко, как показывают результаты многочисленных расчетно-экспериментальных исследований, сводить все влияние входной неоднородности поля полного давления на параметры и характеристики двигателя только к влиянию этого снижения было бы весьма грубым упрощением.

Такое допущение не учитывает влияния взаимного «смещения» рабочих точек на характеристиках каскадов компрессора для зон с различным полным давлением на входе, что вызывает значительное рассогласование их режимов работы. В связи с этим такого рода упрощенная постановка может использоваться только для качественной оценки изменения расхода воздуха через двигатель и его тяги. Кроме того, этот 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 — носит 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 (ММД) первого уровня с внесением определенных дополнений и изменений. Один из вариантов такого рассмотрения с применением известного метода «параллельных компрессоров» представлен в [15–17].

Оценка неравномерности полного давления при рассматриваемой одномерной постановке производится следующим образом. Вся площадь входа разбивается на несколько областей (например, секторов), внутри которых поле полного давления считается однородным, причем само значение $p_{вх}^*$ (или однозначно связанный с ним коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{вх} = p_{вх}^* / p_{н}^*$) принимается как среднее для этой области.

В качестве показателя неравномерности полного давления используется величина, равная отношению отклонения полного давления в конкретной точке выбранной области $p_{вх}^*(r, \varphi)$ от вычисленного среднего $p_{вх.ср}^*$ к величине среднего давления.

Следует иметь в виду, что в общем случае для учета влияния нестационарности потока на входе в двигатель используется т.н. «пульсационная» составляющая полного давления, оценивающая отношение мгновенного значения полного давления в данной точке потока к его осредненному за достаточно продолжительный период времени значению $p_{вх.ср}^*$. Количественной оценкой уровня нестацио-

нарности потока служит так называемая интенсивность пульсаций ϵ , равная отношению среднеквадратичного значения пульсационной составляющей к среднему значению $p_{вх.ср}^*$.

В дальнейшем будет рассматриваться влияние неоднородности полного давления на входе в двигатель в стационарных условиях, поэтому влияние нестационарной составляющей неоднородности учитываться не будет.

Для оценки влияния входной неравномерности полного давления на параметры ТРДД была использована математическая модель первого уровня, основанная на характеристиках основных узлов двигателя [18]. Условия взаимодействия этих узлов между собой 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 [17, 11].

Перед основной камерой сгорания проводится осреднение потока по расходу рабочего тела, и в дальнейшем поток рабочего тела считается одномерным и однородным.

Положение рабочей точки на характеристиках элементов сжатия (компрессоров низкого и высокого давления) определялось исходя из принятого граничного условия — равенства статического давления в плоскости за каждым каскадом «параллельных» компрессоров, которое вполне характерно для одномерного установившегося течения [19].

Принятое допущение соответствует расположению рабочей точки на характеристике части компрессора с более низким давлением на входе несколько левее и выше (или только выше — для вертикальных напорных веток), чем точки на характеристике части компрессора с более высоким уровнем давления. Такое «расползание» рабочих точек вполне физично и обосновывается в целом ряде работ, например в [17].

Именно описанный выше подход и был применен для оценки влияния неравномерности полного давления на входе в вентилятор РСУ дозвукового пассажирского самолета в условиях крейсерского полета при $M = 0,85$ и $H = 11$ км. Предполагается, что в двигатель поступает воздух частично со значением полного давления, соответствующим стан-

дартному коэффициенту полного давления $\sigma_{\text{вх}}$, определяемому скоростью полета, а частично — с пониженным вследствие дополнительных потерь полного давления в пограничном слое значением $\sigma_{\text{вх, мин}}$; 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, кроме уменьшения физического расхода воздуха через двигатель, приводит к общему снижению уровня полного давления по тракту двигателя и, следовательно, располагаемого перепада полного давления в реактивном сопле, скорости истечения и удельной тяги двигателя.

В табл. 4 представлены результаты оценки снижения тяги двигателя вследствие наличия неоднородного полного давления на входе: δR_{σ} — за счет общего снижения полного давления на входе; $\delta R_{\text{нерав}}$ — только за счет наличия неравномерности; δR_{Σ} — суммарное влияние. Расчетные данные соответствуют различным уровням потерь полного давления во входном устройстве от $\sigma_{\text{вх, ср}} = \sigma_{\text{вх}}$, определяемого скоростью полета ($\sigma_{\text{вх}} \sim 1$), до $\sigma_{\text{вх, ср}} = 0,95 \sigma_{\text{вх}}$. Следует отметить, что расчетные результаты хорошо согласуются с данными [20], полученными по специализированным пространственным моделям и неоднократно подтвержденными экспериментально.

Таблица 4

Результаты оценки снижения тяги двигателя
из-за неравномерности полного давления на входе

$\sigma_{\text{вх, ср}}$	$\delta R_{\sigma}, \%$	$\delta R_{\text{нерав}}, \%$	$\delta R_{\Sigma}, \%$
1	0	0	0
0,99	-1,65	-0,75	-2,4
0,98	-3,72	-1,25	-4,97
0,97	-7,25	-1,7	-8,95
0,96	-10,85	-2,1	-12,95
0,95	-14,61	-2,45	-17,06

Полученные результаты по влиянию входной неравномерности поля полного давления на тягу двигателя следует учитывать при выборе размерности как газогенераторов, так и выносных вентиляторов РСУ для обеспечения требуемого уровня тяги на основных режимах полета летательного аппарата.

Выводы

В результате расчётных исследований по оценке влияния потерь на входе в вентилятор на опти-

мальную степень двухконтурности и степень повышения давления в вентиляторе по критерию наилучшей экономичности на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $M = 0,85$, $R = 3520$ кгс) при заданных значениях коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор: $\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 1; 0,995; 0,98; 0,95$ и с учетом принятых ограничений по температуре за компрессором высокого давления (КВД) и перед турбиной получены следующие параметры цикла (при выбранных $T_{\text{г}}^* = 1535$ К и $(\pi_{\text{к}\Sigma}^* = 57)$:

- РСУ «ВВ+ТРДД-м -1»

$$\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 1, m = 22,2, \pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{вв}}^* = 1,298;$$

- РСУ «ВВ+ТРДД-м -2»

$$\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 0,995, m = 21,8, \pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{вв}}^* = 1,295;$$

- РСУ «ВВ+ТРДД-м -3»

$$\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 0,98, m = 21,53, \pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{вв}}^* = 1,29;$$

- РСУ «ВВ+ТРДД-м -3»

$$\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 0,95, m = 21,3, \pi_{\text{в}}^* = \pi_{\text{вв}}^* = 1,28.$$

При отсутствии потерь в воздухозаборнике $\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 1$ наилучший по экономичности вариант двигателя РСУ «ВВ+ТРДД-м -1» имеет удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_R = 0,4876$ кг/(кгс·ч) при диаметре каждого вентилятора $D_{\text{в}} = 1,7$ м, расходе воздуха $G_{\text{в}} = 513$ кг/с и оцениваемой массе (без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей) $M_{\text{дв}} = 3500$ кг.

При снижении значения коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор на 2% ($\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 0,98$) минимальный удельный расход топлива на крейсерском режиме будет достигаться в РСУ «ВВ+ТРДД-м-3» с пониженной на ~3% степенью двухконтурности и уменьшенной на ~0,6% степенью повышения полного давления в вентиляторе. При этом удельный расход топлива возрастает на ~6,7% до $C_R \sim 0,52$ кг/(кгс·ч), а масса РСУ, по данным предварительной оценки, может возрасти на ~4,3% (без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей). Рост массы РСУ связан с увеличением размерности двигателя (расход воздуха через вентилятор повышается на ~3,6%).

При дальнейшем уменьшении коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор до $\sigma_{\text{вх, в}} = \sigma_{\text{вх, вв}} = 0,95$ сохраняется тенденция к достижению наилучшей экономичности на крейсерском режиме при выборе более низкой степени двухконтурности и степени повышения полного

давления в вентиляторе по отношению к предыдущим вариантам параметров РСУ с более высокими значениями $\sigma_{\text{вх.в}} = \sigma_{\text{вх.вв}}$. Расход воздуха через вентилятор для обеспечения потребной тяги возрастает на величину $\sim 10,5\%$, также возрастают наименьшее значение удельного расхода топлива и масса РСУ на величину более 11 % по отношению к предыдущему варианту $\sigma_{\text{вх}} = 0,98$ и могут составить: $C_R \sim 0,58$ кг/(кгс·ч), $M_{\text{дв}} \sim 4080$ кг (без учета массы трансмиссии для привода вынесенных вентиляторных модулей).

Изменение параметров воздушного потока на входе в двигатель (вследствие, например, попадания пограничного слоя) для уже выбранного варианта РСУ при неизменном уровне температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ будет приводить к изменению его тяговых показателей. При этом, кроме влияния изменения осредненного значения коэффициента полного давления на входе $\sigma_{\text{вх.в}}$, следует учитывать и эффекты, связанные с наличием неравномерного поля полного давления.

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

Для всестороннего анализа влияния засасывания пограничного слоя вентилятором РСУ необходимы дальнейшие исследования, включающие моделирование ЛА с выбранной силовой установкой и параметров обтекающей поверхность ЛА воздушного потока. Результаты данного моделирования могут быть использованы для уточнения параметров на входе в вентиляторные модули РСУ и проведения модельных испытаний специально спроектированного вентилятора.

Библиографический список

1. *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.
2. *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.): Сб.

- статей / Под общ. ред. В.И. Бабкина, В.А. Скибина, М.Я. Иванова. — М.: ЦИАМ, 2015. С. 56-65.
3. *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): Сб. тезисов докладов. — М.: ЦИАМ, 2015. С. 59-61.
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. *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. Солонины. — М.: ЦИАМ, 2010. — 672 с.
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 Московского авиационного института. 2017. Т.24. №2. С. 31-41.
7. *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 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090042817.pdf>
8. *Greitzer E.M.* Some aerodynamic problems of aircraft engines — fifty years after // Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, MA 02139, USA Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air May 14-17, 2007, Montreal, Canada. GT2007-28364. 17 p.
9. *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. DOI: 10.2514/6.2007-450
10. *Деменченко В.П., Дружинин Л.Н., Пархомов А.Л., Сосунов В.А., Цховребов М.М., Шляхтенко С.М., Эльперина А.С.* Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. — М.: Машиностроение, 1979. — 432 с.
11. *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.
12. *Эрохи Ю.А., Каленский С.М., Кизеев И.С.* Оценка массовых показателей ТРДД на начальной стадии

- его проектирования // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т.24. №1. С. 26-38.
13. *Эзрохи Ю.А., Хорева Е.А., Кизеев И.С.* Определение тяги авиационного газотурбинного двигателя со смещением потока в полете при условии неравномерности полного давления на входе в двигатель // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т.24. №4. С. 46-51.
 14. *Пудовкин И.Ю., Кизеев И.С., Эзрохи Ю.А.* Способ определения тяги в полете турбореактивного двухконтурного двигателя со смещением потоков / Свидетельство о государственной регистрации №2596413 от 10.08.2016.
 15. *Longley J.P., Greitzer E.M.* Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration // Fundamentals and Special Problems of Synthetic Aperture Radar (SAR). AGARD Lecture Series, 1992. Paper 92-AD-20694. 16 p.
 16. *Kurzke J.* Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2008. Vol. 130. No. 4, pp. 117-125. DOI: 10.1115/1.2901190
 17. *Эзрохи 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. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19> DOI: <http://dx.doi.org/10.24108/aersp.0317.0000064>
 18. *Хорева Е.А., Эзрохи Ю.А.* Обыкновенные математические модели в задачах расчета параметров авиационных ГТД // Аэрокосмический научный журнал. 2017. Т. 3. № 1. URL: <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/15> DOI: <http://dx.doi.org/10.24108/rdopt.0117.0000059>
 19. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика: Учебн. руководство для вузов. — М.: Наука, 1991. Т. 1. — 600 с.
 20. *Краснов С.Е.* Устойчивость авиационных ГТД (опыт математического моделирования) // Техника воздушного флота. 2016. №2-3. — 86 с.

ACCOUNTING FOR THE EFFECT OF THE BORDER LAYER AT THE INLET TO THE FANS WHILE INTEGRATING THE DISTRIBUTED POWER PLANT AND A 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 the analysis of a distributed power plant concept for perspective long haul passenger aircraft, which is intended for ensuring more deep integration of a power plant and a flying vehicle, as well as enhancing its fuel efficiency.

While employing an aircraft engine of such kind, separate modules of a power plant may be installed both in the engine nacelle and inside an airplane fuselage, made according to a “flying wing” scheme.

A portion of a boundary layer, formed at the surface of an aircraft, gets into the inlet plane of fan modules, located at the top surface of the fuselage.

The variant of a submerged engine inside an aircraft assumes the presence of a rather long curvilinear intake channel, in which local separations and vortexes inevitably occur. It leads to additional losses of full pressure at the engine inlet.

The article considers separately the effect of two main factors on the engine thrust, namely, the drop of overall level of the total pressure at the engine inlet and its non-uniformity.

To evaluate the effect of the above said components, the results of preliminary work out of the distributed power plant parameters, obtained at CIAM, named for Baranov, in the activities progress on the engines' schemes of new types, were applied.

Calculations were performed employing the first level model of an aircraft gas turbine engine.

Parametrical studies performed using the developed technique allowed select an optimal degree of double-flowness on specific fuel consumption at course speed, and the degree of pressure increase in the fan. The fan modules' and main engine components dimensionality was redetermined with account for various losses levels at the inlet.

The effect of engine parameters changing on the its mass estimation value was performed with the developed modular technique, based on the idea of impeller machine mass proportionality to compression specific work and corrected specific air consumption. The modular technique coefficients characterizing the weight fraction of the turbojet modules were determined based on estimations obtained for detailed element-by-element

mathematical model of mass, in the activities progress on the engines' schemes of new types, at CIAM, named for Baranov.

The obtained results of the parametrical studies make it clear that on deterioration of the factor of total pressure preservation at the inlet by 2%, minimum specific fuel consumption at a cruising mode would be achieved in the distributed power plant with double-flowness reduced by 3%, and the total pressure increase degree in the fan reduced by 0.6%. At the same time specific fuel consumption increases on 6-7 % of percent. The specific fuel consumption herewith is increases by 6-7%.

The power plant weight, without account for the weight of the remote fan modules transmission drive may increase by approximately 4-5 %.

Analysis of the effects associated with the presence of non-uniform total pressure field, resulting in its averaged level reduction at the fan inlet, revealed that the effect of non-uniformity presence itself might be of 15 to 30% of the total effect on the engine thrust. It should be accounted for selection of the distributed power plant shape of the configuration under consideration.

Keywords: turbojet bypass engine, perspective long haul airplane, gas-generator of a turbojet bypass engine, fan module, turbojet bypass engine design, distributed power plant.

References

1. 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.
2. 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.
3. Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Ezrokhi Yu.A. *Vserossiiskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya "Aviadvigateli XXI veka" (24-27 November 2015). Sbornik statei*, Moscow, TsIAM, 2015, pp. 59-61.
4. Karasev D.A., Arutyunov A.G., Zagordan A.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 132-139.
5. 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 companies to ensure creation of advanced aircraft engines), Moscow, TsIAM, 2010, 672 p.
6. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Morzeeva T.A., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 31-41.
7. 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 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090042817.pdf>
8. Greitzer E. M. Some aerodynamic problems of aircraft engines - fifty years after. *Gas Turbine Laboratory, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, MA 02139, USA Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air May 14-17, 2007, Montreal, Canada*. GT2007-28364, 17 p.
9. 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.
10. Demenchenok V.P., Druzhinin L.N., Parkhomov A.L., Sosunov V.A., Tskhovrebov M.M., Shlyakhtenko S.M., El'perina A.S. *Teoriya dvukhkonturnykh turboreaktiv-nykh dvigatelei* (Theory of turbojet engines), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 432 p.
11. Goryunov A.I., Goryunov I.M. *Vestnik UGATU*, 2010, no. 3, pp. 57-61.
12. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 26-38.
13. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A., Kizeev I.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 46-51.
14. Pudovkin I.Yu., Kizeev I.S., Ezrokhi Yu.A. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm No 2596413*, 10.08.2016.
15. Longley J.P., Greitzer E.M. Inlet Distortion Effects in Aircraft Propulsion System Integration. *Fundamentals and Special Problems of Synthetic Aperture Radar (SAR). AGARD Lecture Series*, 1992. Paper 92-AD-20694, 16 p.
16. Kurzke J. Effects of Inlet Flow Distortion on the Performance of Aircraft Gas Turbines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, vol. 130, no. 4, pp. 117-125. DOI: 10.1115/1.2901190
17. Ezrokhi Yu.A., Khoreva E.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 3, <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/19> DOI: <http://dx.doi.org/10.24108/aersp.0317.0000064>
18. Khoreva E.A., Ezrokhi Yu.A. *Aerokosmicheskii nauchnyi zhurnal*, 2017, vol. 3, no. 1, <http://aerospace.elpub.ru/jour/issue/view/15> DOI: <http://dx.doi.org/10.24108/rdopt.0117.0000059>
19. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas speaker), Moscow, Nauka, 1991, vol. 1 - 600 p.
20. Krasnov S.E. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2016, no. 2-3 - 86 p.