

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ И ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ НА ОСНОВЕ СУЩЕСТВУЮЩИХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ В РАМКАХ ПРОГРАММЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ



ФГУП ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова":

Александр Сергеевич Новиков, заместитель генерального директора института, д.т.н.
Олег Дмитриевич Селиванов, главный научный сотрудник, к.т.н.
Юрий Александрович Эзрохи, начальник сектора, к.т.н.
Виктор Савельевич Захарченко, начальник сектора, к.т.н.
Татьяна Андреевна Морзеева, ведущий специалист
Тимур Абдулович Нуруллаев, старший научный сотрудник
Геворк Георгиевич Иджиян, старший научный сотрудник
Тамара Сергеевна Ерченкова, ведущий инженер

В статье представлен анализ возможности и технологий создания двигателей-демонстраторов на основе газогенераторов серийных и опытных отечественных двигателей для последующей ремоторизации самолетов и вертолетов российского производства

The study of creation capability and technologies of engines-demonstrators based on produced and developed domestic engine cores for Russian manufacture aircrafts and helicopters is presented.

Ключевые слова: силовая установка, двигатель, агрегаты, самолёт, вертолёт, базовый газогенератор, импортозамещение, ремоторизация.

Keywords: powerplant, engine, units, aircraft, helicopter, base core, replacement of import products, re-engine.

Состояние проблемы

В настоящее время проблема импортозамещения авиационных двигателей является одной из наиболее острых и трудноразрешимых проблем для российской авиадвигателестроительной отрасли и российской авиации в целом.

Острота проблемы импортозамещения связана не только с трудностями обеспечения производства воздушных судов в рамках Гособоронзаказа и поддержки эксплуатирующихся парков двигателей государственной авиации, но и с риском необеспечения мобилизационной готовности гражданской авиации в угрожаемый период и в военное время, обусловленным резким ростом применения в гражданской авиации воздушных судов западного производства (см. табл. 1). Так, в 2014 году на долю самолетов зарубежного производства приходилось более 95 % выполненного пассажирооборота и более 88 % грузооборота [1].

Выполненный анализ номенклатуры (парков) авиационных двигателей, эксплуатируемых на летательных аппаратах государственной и гражданской авиации России, показал, что в Российской Федерации эксплуатируется 19 типов маршевых двигателей иностранного производства для самолётов, 10 типов маршевых двигателей для вертолётов и 7 типов ВСУ.

Следует также обратить внимание на опасность продолжающейся практики продвижения двигателей зарубежного производства на отечественный рынок рядом отечественных государственных предприятий и/или предприятий, осуществляющих реализацию проектов за счет бюджетного финансирования. В частности, холдинг "Технодинамика" организует производство ВГТД Saphir 15 ("Microturbo", Франция) для поставок в АО "Вертолеты России"; ФГУП "СибНИИ им. С.А. Чаплыгина" предусматривает установку ТВД ТРЕ-331-12 "Honeywell", США с винтом "Hartzell Propeller Inc.", США на Ан-2МС; АО "Камов" применяет на вертолете Ка-62 ТВГТД Ardiden 3G "Turbomeca", Франция, а также трансмиссию компании "Zoerkler Gears GmbH", Австрия; ОАО "Авиадвигатель" для ТРДД ПД-14 также использует импортную продукцию. Поэтому в рамках реализации государственной политики в области импортозамещения целесообразно предусмотреть меры, способствующие исключению действий по увеличению импортозависимости.

Таблица 1 Состав действующего парка воздушных судов в российских авиакомпаниях на июнь 2014 года. По данным ГосНИИГА [1]

Магистральные самолеты – 728 ед.		Региональные самолеты – 276 ед.		Грузовые самолеты – 137 ед.		Легкие многоцелевые самолеты – 437 ед.		Вертолеты – 1117 ед.	
Отечественного производства		Отечественного производства		Отечественного производства		Отечественного производства		Отечественного производства	
Ил-96-300	13	Ту-134	27	Ан-124	18	Ан-2	304	Ми-26Т	25
Ту-204/214	28	Ан-148	14	Ил-76	49	Ан-3	8	Ми-8МГ	210
Ил-62М	4	Ан-24/26	100	Ту-204С	5	Бе-103	1	Ми-8	579
Ту-154М	17	Ан-140	2	Ил-62М	1			Ка-32	26
Як-42	43	Як-40	32	Ан-12	6			Ми-2	77
SSJ-100	19	Ан-38	3	Ан-74	12			Ка-26	14
				Ан-32/30/26	31			Ка-226	2
Итого	124	Итого	178	Итого	122	Итого	313	Итого	933
Западного производства		Западного производства		Западного производства		Западного производства		Западного производства	
В-777	30	Dash-8	9	В-747-8Г	5	Ан-28	8	АW-139	14
В-747-400	20	ATR-42/72	20	В-747-400Г	7	Л-420	23	W-3	1
А330	24	CRJ-100/200	56	В-757-200Г	1	Л-410УВПО	8	EC-155	3
В-767	44	SAAB 2000	2	В-737-400SF	2	ДПС-6-400	2	Вк-117	6
B757-200	39	ERJ-135	4			Бесш В300	4	Белл-430/429	3
В737	188	SAAB 340	4			PC-12	11	AW-119	2
А320/321	187	EMB-120	3			Cessna	30	А-109	4
А319	70					Итого	86	FC-135/130	14
ERJ-195	2					Бизнес-класс	38	Белл-407	4
								AS-355/350	35
								R-44	86
								R-66	2
Итого	604	Итого	98	Итого	15	Итого	124	Итого	184

Маршевые двигатели для самолётов

Перечень основных маршевых зарубежных авиационных двигателей, эксплуатируемых на самолётах российского производства, представлен в табл. 2 и 3.

Анализ табл. 2 и 3 показывает, что для импортозамещения зарубежных двигателей указанных самолетов необходимы прежде всего двигатели российской разработки следующих классов тяги и мощности:

- ТРДД классов тяги 7000-10000 кгс и 22000-25000 кгс;
- ТВД классов мощности 2500-3000 л.с. (1800-2200 кВт) и 4000-6000 л.с. (2900-4400 кВт).



Таблица 2. ТРДД зарубежного производства самолетов России

Самолёт	Двигатель	Взлётная тяга, кгс
SSJ-100 «СуперДжет»	ТРДД SaM146 Франция, Россия	2×7220
Ту-334	ТРДД Д-436Т1-148/ТП Украина	2×6400
Ан-148	ТРДД Д-436-148 Украина	2×6400
Бе-200	ТРДД Д-436ТП Украина	2×7500
Ан-124 «Руслан»	ТРДД Д-18Т Украина	4×23430

Таблица 3. ТВД зарубежного производства самолетов России

Самолёт	Двигатель	Взлётная мощность, л.с. (кВт)
Ан-2МС	TPE-331-12 "Honeywell" США	1×1000 (736)
Ан-24	ТВД АИ-24А Украина	2×2550 (1876)
Ан-140	ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1 Украина	2×2500 (1839)
Ан-26	ТВД АИ-24ВТ Украина	2×2820 (2074)
Ил-114-100	ТВД PW-127Н Канада	2×2750 (2023)

Маршевые двигатели для вертолетов

Известно, что СУ практически всех вертолетов России основываются на двигателях зарубежного производства. Из них большую часть составляют двигатели ТВ3-117 разных модификаций производства Мотор Сич (Украина). На данный момент ведутся активные работы по замене указанных двигателей на двигатели ВК-2500 производства АО "Климов". Поэтому в дальнейшем анализе не рассматриваются СУ вертолетов, оснащенных двигателями класса ТВ3-117.

В табл. 4 представлена общая картина применения авиационных двигателей зарубежного производства на вертолетах разных весовых категорий: от сверхлегких (включая БЛА) до тяжелых.

Данные табл. 4 показывают, что для импортозамещения зарубеж-

Таблица 4. Силовые установки вертолетов России

Класс вертолёта	Вертолёт	Двигатель	Взлётная мощн., л.с. (кВт)
Сверхлёгкие	Ка-137	ЦД Hirth 2706 R05 Германия	1×65 (48)
	Актай	ЦД Mistral G-300 Швейцария	1×300 (220)
	Ми-34А	ТВГТД RR 250-С20R Великобритания/США	1×450 (330)
Лёгкие	Ми-2А	ТВГТД ГТД-350 Польша	2×400 (295)
	Ми-2М	ТВГТД АИ-450 Украина	2×400 (295)
	Ка-226	ТВГТД RR 250-С20R Великобритания/США	2×450 (330)
	Ка-226Г	ТВГТД Agius 2G1 Франция	2×500 (368)
	Ансат, Ансат-У	ТВГТД PW207 Канада	2×630 (464)
Средние и тяжёлые	Ка-62	ТВГТД Ardiden 3G Франция	2×1525 (1122)
	Ми-26	ТВГТД Д-136 Украина	2×10000 (7355)

ных двигателей производимых в России вертолетов необходимы двигатели российской разработки следующих классов:

- поршневые двигатели классов мощности 60-90 л.с. (45-70 кВт) и 250-350 л.с. (180-260 кВт);
- турбовальные ПД классов мощности 400-700 л.с. (290-500 кВт), 1300-1800 л.с. (1000-1300 кВт) и 8000-11000 л.с. (6000-8000 кВт).

Первоочередные задачи импортозамещения авиадвигателей

Из анализа приведённых выше примеров, а также более широкого рассмотрения проблем в российском авиадвигателестроении следует, что в качестве первоочередных задач комплексной проблемы импорто-

замещения в части создания силовых установок, предназначенных как для вновь создаваемых российских ЛА, так и для замены их зарубежных аналогов, предварительно целесообразно считать следующие:

- организацию производства в России агрегатов системы автоматического управления, топливпитания и других комплекующих изделий, обеспечивающих работу двигателей самолётов стратегической авиации, военно-транспортной и авиации специального назначения;
- завершение переноса в Россию полного цикла производства ряда двигателей (АИ-222-25, SaM146) и рассмотрение возможности незамедлительного создания (завершения разработки) гаммы других самолётных двигателей:
 - ТРДД в классе тяги 30 тс, обеспечивающего возможность ремоторизации самолёта Ан-124, а также создание широкофюзеляжного магистрального самолёта, перспективного авиационного комплекса транспортной авиации и др. перспективных проектов;
 - ТРДД в классе тяги 7...10 тс для ремоторизации самолётов SSJ-100, Ан-148, Бе-200 и др.;
 - ТВД в классе мощности 2800...5000 л.с. (2000-3700 кВт) для самолётов Ил-112, Ил-114, возможно, Ан-140;
 - ТВД в классе мощности 800...1000 л.с. (600-750 кВт) для ремоторизации самолётов Ан-2 (Ан-3), "Рысачок" и др.;
 - завершение переноса в Россию полного цикла производства двигателей ТВ3-117/ВК-2500 и рассмотрение возможности незамедлительного создания (завершения разработки) гаммы других вертолётных двигателей:
 - в классе мощности 10000 л.с. (7500 кВт) для ремоторизации вертолёта Ми-26 и оснащения российско-китайского перспективного тяжёлого вертолёта;
 - в классе мощности 1300...1800 л.с. (1000-1300 кВт) для ремоторизации вертолёта Ка-62;
 - в классе мощности 600...800 л.с. (400-600 кВт) для ремоторизации вертолётв Ка-226 и Ансат различных модификаций;
 - замену бортовых вспомогательных силовых установок зарубежного производства на самолётах и вертолётах А-50, Ан-24/26/30, Ан-140, Ан-148, Л-39, SSJ-100, Ми-8/17, Ми-28, Ка-27/28/29/31 и др. на равноценные по мощности отечественные ВСУ на базе ТВ7-117, ТА-14, ТА-18-100.

Отметим, что задача возрождения в России производства авиационных двигателей внутреннего сгорания требует специального рассмотрения и в рамках данной статьи не затрагивается.

Очевидно, что оперативная реализация такой обширной программы на высоком качественном уровне, отвечающем перспективным требованиям к авиационным двигателям, с учётом экономической ситуации в стране не представляется возможной. Тем не менее, наличие созданных ранее отечественных газогенераторов двигателей 4 поколения обеспечивает основу для разработки необходимого ряда турбореактивных, турбовинтовых и турбовальных двигателей, способных заполнить все ниши, занимаемые двигателями зарубежного производства, эксплуатируемыми на отечественных летательных аппаратах.

Созданные таким образом двигатели могли бы в значительной степени сократить возможные временные и материальные затраты на разработку новых двигателей, если создание новых газогенераторов для них экономически не оправдано. Эта проблема касается не только класса двигателя большой тяги, который в отечественном двигателестроении в настоящее время полностью отсутствует, но является крайне актуальной и для ряда двигателей других размерностей в силу их важности для обеспечения обороноспособности страны или массовости летательных аппаратов, на которых они используются.

Рассмотрим потенциальные возможности решения указанной задачи.

Постановка задачи. Исходные положения

Следует иметь в виду, что находящиеся в настоящее время в эксплуатации двигатели 4 поколения уступают по уровню параметров рабочего процесса и показателей эффективности основных узлов разрабатываемым двигателям 5 поколения; в связи с этим их массово-габаритные характеристики также несколько отстают от современного уровня. Поэтому с учётом временного фактора в постановке задачи допускалась возможность определенного улучшения в направлении

конструкционных материалов и технологий, в частности, позволяющего некоторое повышение уровня температуры газа перед турбиной без существенного увеличения отборов воздуха на ее охлаждение при условии выполнения характерных для двигателей гражданской авиации требований по ресурсу.

Одним из основных параметров, характеризующих потенциальные возможности газогенератора в направлении создания на его основе новых двигателей, является его размерность, за которую принимается значение приведенного расхода воздуха на выходе из КВД $G_{пр\ вых}$ [2].

В настоящее время номенклатура отечественных двигателей 4 поколения охватывает практически весь диапазон значений размерности газогенератора, начиная от малоразмерных с $G_{пр\ вых} < 2$ кг/с (например, ТРДД АЛ-55И и РД-1700), средней размерности с $G_{пр\ вых} \approx 4...7$ кг/с (например, ТРДДФ РД-33, АЛ-31Ф, ТРДД ПС-90) и большой размерности с $G_{пр\ вых} \geq 7$ кг/с. Кроме того, в качестве варианта рассмотрена возможность создания двигателей в широком диапазоне значений тяги на базе газогенератора разработанного в настоящее время ТРДД 5 поколения ПД-14, имеющего размерность газогенератора $G_{пр\ вых} \approx 2,8$ кг/с.

В связи с этим представляет интерес рассмотреть возможности создания ГД различных типов и назначения на базе газогенераторов указанных четырех характерных размерностей.

- В качестве газогенератора малой размерности ($G_{пр\ вых} = 1,75$ кг/с) выбран одновальный газогенератор ТРДД (далее - ГГ1) с достаточно умеренным уровнем степени повышения давления $\approx 6,3$ и температуры газа перед турбиной, уровнем эффективности узлов и небольшим числом ступеней лопаточных машин, по параметрам близкий к ГГ АЛ-55И ($Z_k + Z_t = 5+1$).

- В качестве газогенератора промежуточной размерности ($G_{пр\ вых} \approx 2,8$ кг/с) рассмотрен одновальный газогенератор современного опытного ТРДД (далее - ГГ2) с высокой степенью повышения давления в компрессоре $\sim 16,7$ и достаточно высоким, но уже освоенным уровнем температуры газа перед турбиной ($T_{г^*} \approx 1650$ К) и современным уровнем эффективности узлов турбокомпрессора, по параметрам близкий к ГГ двигателя 5 поколения ПД-14 ($Z_k + Z_t = 8+2$).

- В качестве газогенератора средней размерности ($G_{пр\ вых} \approx 4$ кг/с) выбран одновальный газогенератор многорежимного ТРДДФ (далее - ГГ3) со степенью повышения давления в компрессоре ~ 7 и с числом ступеней, вполне характерном для двигателей 4 поколения ($Z_k + Z_t = 9+1$), по параметрам близкий к ГГ РД-33. Умеренное значение температуры газа перед турбиной на расчетном (взлетном) режиме исходного двигателя $T_{г^*}$ при заметно более высоком значении $T_{г^* макс} = T_{г^*} + 150$ К дает возможности форсирования этого газогенератора при одновременном увеличении расхода воздуха через двигатель (и соответственно, степени двухконтурности) в создаваемых на его основе ТРДД.

- В качестве газогенератора большой размерности ($G_{пр\ вых} \approx 7$ кг/с) выбран двухвальный газогенератор ТРДДФ, по параметрам близкий к модифицированному ГГ НК-32 (далее - ГГ4) со значением суммарной степени повышения давления в обоих каскадах компрессора $\pi_k \approx 4$ и достаточно высоким для двигателей 4 поколения уровнем КПД лопаточных машин; что должно способствовать получению более высоких показателей экономичности получаемых на его основе ТРДД ($Z_k + Z_t = (3+7)+(1+1)$).

Использование базовых газогенераторов при создании ТРДД

Создание модификации двигателя на основе базового газогенератора предполагает использование вентилятора с измененным по сравнению с исходным двигателем расходом воздуха через двигатель и, соответственно, величины степени двухконтурности. Область применения создаваемых таким образом ТРДД чаще всего требует достаточно высокого уровня степени двухконтурности и неизбежно связанного с ним низкого уровня степени повышения давления в вентиляторе. Для компенсации получаемого при этом снижения суммарной степени повышения давления в компрессорах в данном исследовании предлагается применение каскада подпорных ступеней на валу вентилятора. Такой подход является достаточно типичным и был применен, в частности, фирмой General Electric при создании на базе газогенератора ТРДДФ

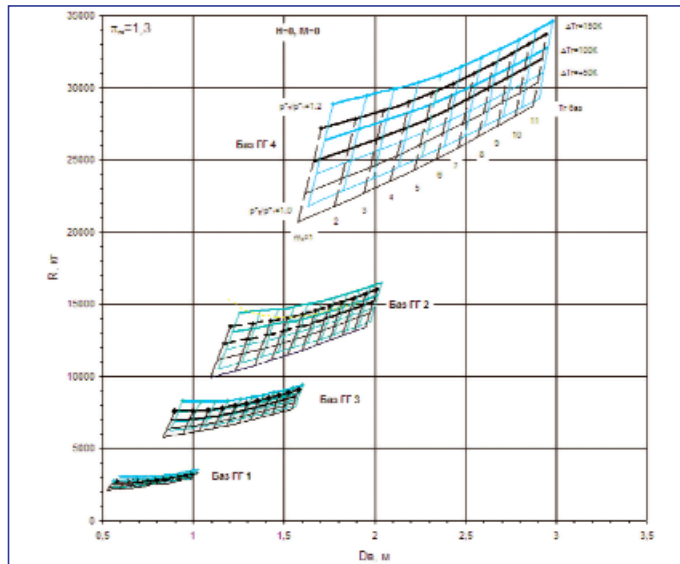


Рис. 1. Диапазоны возможных значений тяги ТРДД на базе рассмотренных газогенераторов: черные линии - $P^*2/P^*1=1,0$, голубые линии - $P^*2/P^*1=1,2$

F101 ($G_{пр\ вых} \approx 3,3$ кг/с) двигателя CFM.56 для дозвукового пассажирского самолета, имеющего степень двухконтурности $m_0 \approx 5,5$ и взлетную тягу $\sim 10...15$ т, в котором за низконапорным вентилятором были установлены три подпорные ступени, что обеспечило практически одинаковую суммарную степень сжатия в обоих двигателях.

Кроме того, увеличение расхода воздуха через вентилятор (по сравнению с исходным двигателем) неизбежно приведет к росту передаваемой через вал низкого давления мощности от турбины к вентилятору и, как следствие, возможному увеличению диаметра этого вала; в связи с этим следует иметь в виду возможные проблемы с "пропусканием" вала низкого давления внутри вала (или валов) газогенератора.

Рассмотрение возможных вариантов двигателя на базе выбранного газогенератора строилось следующим образом:

- сохраняются параметры (приведенный расход воздуха на входе в газогенератор, приведенная частота вращения, температура газа на входе в газогенератор, потери по тракту, эффективность узлов) и геометрические размеры газогенератора двигателя-прототипа;
- изменение степени двухконтурности в широком диапазоне от $m_0=1$ до $m_0=11$ (близкое значение этого параметра имеют такие современные зарубежные ТРДД большой степени двухконтурности как Leap-X объединения CFMI, Trent 1000 фирмы Rolls-Royce и др.);
- эффективность узлов каскада низкого давления (КПД вентилятора и турбины низкого давления), а также потери в канале наружного контура выбраны на современном уровне;
- степень повышения давления в вентиляторе принималась исходя из заданного отношения полных давлений на выходе из наружного и внутреннего контуров $p_{и1}^*/p_{и1}^*$, при этом в качестве характерного примера рассматривались два уровня этого параметра $p_{и1}^*/p_{и1}^*=1$ и $p_{и1}^*/p_{и1}^*=1,2$ (последнее примерно соответствует наиболее рациональному распределению свободной энергии между контурами);
- рассматривались четыре уровня температуры газа перед турбиной $T_{г^*}$ на взлетном режиме (от исходного уровня $T_{г^* исх}$ до $T_{г^* исх} + 150$ К, то есть практически до уровня, достигнутого к настоящему времени за рубежом в двигателях 5 поколения);
- диаметр на входе в двигатель выбирался исходя из освоенного на сегодняшний день значения лобовой производительности вентилятора на уровне $G^F=190$ кг/с m^2 .

Результаты проведенных расчетных оценок представлены на рис. 1 и 2.

На рис. 1 показаны четыре возможных диапазона уровня тяг ТРДД на взлетном режиме, которые могут быть достигнуты для различных уровней температуры газа перед турбиной, степени двухконтурности и отношения полных давлений на выходе из контуров $p_{и1}^*/p_{и1}^*$ для газогенераторов трех выбранных размерностей.

Как показано на рис. 1, с учетом принятых условий



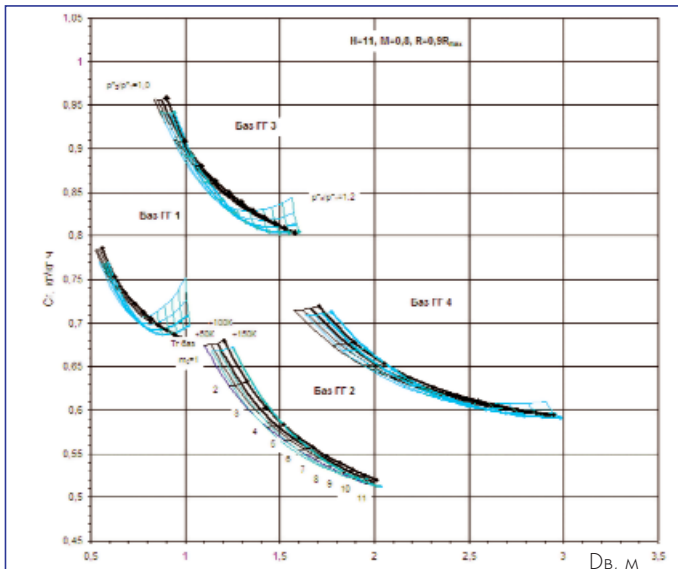


Рис. 2. Диапазоны возможных значений удельного расхода топлива ТРДД в крейсерских условиях полета при запасе тяги 10% на базе рассмотренных газогенераторов: черные линии - $P^*2/P^*1=1,0$, голубые линии - $P^*2/P^*1=1,2$

- на базе газогенератора большой размерности ГГ4 может быть создано семейство ТРДД с уровнем взлетной тяги от 20 до 35 тс,
- на базе газогенератора ГГ2 опытного ТРДД 5 поколения - с тягой от 10 до 16,5 тс,
- на базе газогенератора средней размерности ГГ3 - от 6 до 9 тс,
- на базе малоразмерного газогенератора ГГ1 - от 2 до 3,5 тс.

Такое, на первый взгляд, несоответствующее размерности ГГ2 положение семейство ТРДД на его базе занимает вследствие, прежде всего, достаточно высокого значения суммарной степени повышения давления в компрессоре и современного уровня эффективности узлов турбокомпрессора при более высоком, чем у других газогенераторов, исходном значении температуры газа перед турбиной.

На рис. 2 показана оценка возможного диапазона изменения удельного расхода топлива на крейсерском режиме $H=11$ км, $M=0,8$; уровень потребной тяги условно принят с 10%-ным запасом по сравнению с максимальным режимом в соответствующих условия полета ($R_{потр}=0,9R_{max}$).

Как следует из полученных результатов, наилучшую экономичность, естественно, имеют двигатели на базе газогенератора ГГ2 в силу более высоких значений суммарной степени повышения давления $\pi_{к\sigma}^*$ и показателей эффективности лопаточных машин. Наихудшие по удельному расходу топлива показатели имеет семейство двигателей на базе ГГ3 в связи с достаточно умеренными значениями $\pi_{к\sigma}^*$ и низкими (даже для двигателей 4 поколения) значениями КПД лопаточных машин. Семейство ТРДД на базе газогенератора ГГ1 и ГГ4 занимает в этом сравнении промежуточное положение.

Специально следует отметить влияние отношения полных давлений на выходе из контуров p_{II}^*/p_I^* на удельный расход топлива в крейсерских условиях полета за счет влияния соотношения скоростей истечения из сопел контуров. Из проведенной расчетной оценки видно, что увеличение величины p_{II}^*/p_I^* (то есть степени повышения давления в наружном контуре) приводит к некоторому повышению тяги на взлетном режиме (см. рис. 1), причем по мере увеличения степени двухконтурности это влияние ослабевает. Так, для рассмотренного диапазона степени двухконтурности повышение p_{II}^*/p_I^* от 1 до 1,2 при $m_0=1$ позволяет получить на $\approx 5,5\%$ большую величину тяги, а при $m_0=11$ - этот эффект снижается почти втрое (до $\approx 2\%$).

Оценка влияния величины p_{II}^*/p_I^* на удельный расход топлива в условиях крейсерского полета также показывает, что для некоторого диапазона значений степени двухконтурности увеличение этого отношения благоприятно влияет на улучшение экономичности двигателя (снижение расхода топлива до $\approx 2,5\%$); в связи с этим может потребоваться оптимизация этого параметра с целью дополнительного снижения удельного расхода топлива (см. рис. 2).

Рассчитанное семейство кривых удельной массы двигателей (не приводится), основанных на рассматриваемых газогенераторах, вполне укладывается в приемлемый для летательного аппарата диапазон значений.

Аналогичное семейство кривых может быть рассчитано для зависимостей удельной массы двигателей, основанных на определенных газогенераторах.

Использование базовых газогенераторов при создании ТВД и ТВГТД

В связи с возможностью применения рассмотренных газогенераторов ГГ1, ГГ2, ГГ3 и ГГ4 в качестве базовых при создании турбовинтовых и турбовальных ГД различного класса мощности представляет интерес оценка их показателей мощности и удельного расхода в условиях взлета ($M=0, H=0$) (см. табл. 5).

Из анализа представленных данных следует, что, как и ожидалось, наибольший показатель мощности и вполне приемлемую экономичность имеет ГД на базе газогенератора ГГ4 наибольшей размерности из рассмотренных. Наилучшую экономичность имеет ГД на базе ГГ2 в связи с достаточно высоким уровнем степени повышения давления в компрессоре и современным уровнем эффективности узлов турбокомпрессора. Экономичность двух других ГД (на базе ГГ1 и ГГ3) на 25...30 % хуже, в основном, вследствие более низкой степени повышения давления в компрессоре (см. таблицу). Худшая из рассмотренных вариантов экономичность двигателя на базе ГГ1, по-видимому, связана с более низким значением эффективного КПД из-за достаточно умеренных значений показателей эффективности узлов турбокомпрессора (что связано с его малой размерностью) и наиболее низким уровнем температуры газа перед турбиной ($T_r^* \approx 1400K$).

Представляет заметный интерес параметр, косвенно отражающий удельную располагаемую мощность газогенератора и равный отношению располагаемой мощности к его размерности, то есть к $G_{пр\ вых}$. Эта величина, естественно, существенно зависит от степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к}^*$ (точнее, от близости этой величины к ее оптимальному значению с точки зрения работы термодинамического цикла), уровня температуры газа перед турбиной и степени совершенства узлов турбокомпрессора; используя эту величину можно оценить необходимую размерность того или иного газогенератора для получения требуемого уровня мощности ГД. Так, например, для получения характерного уровня мощности $\approx 7...8$ МВт необходимое уменьшение ГГ2 по расходу воздуха может составить 50...60%.

Второй путь повышения мощности получаемого таким образом ГД состоит в создании дополнительного наддува базового газогенератора путем установки дополнительных ступеней на входе в КВД. Такой способ не только позволит увеличить мощность двигателя, но и повысить его экономичность. Так, установка дополнительной ступени в КВД ГГ1 со степенью повышения давления $\pi_{к\sigma\Gamma}^* \approx 1,4$ даст прирост мощности на $\approx 40\%$ (до $N_{расп} = 3,14$ МВт) с одновременным снижением удельного расхода топлива на $\approx 0,5\%$ (до $C_e = 0,273$ кг/ч кВт).

В случае применения модернизации исходных газогенераторов путем повышения температуры газа перед турбиной по аналогии с рассмотренными выше для ТРДД на 50, 100 и 150 К располагаемая мощность может быть существенно увеличена (на $\approx 10...35\%$) по сравнению с вариантом, имеющим базовую температуру газа перед турбиной (рис. 3).

При этом улучшение экономичности может составить $\approx 1,3...2,8\%$ для $\pi_{tr}^* = 50$ К и $\approx 3...6,5\%$ для $\pi_{tr}^* = 150$ К (рис. 4).

Таблица 5. Параметры базовых газогенераторов

	ГГ1	ГГ2	ГГ3	ГГ4
$G_{пр\ вых}$ – размерность газогенератора, кг/с	1,75	2,8	4	7
$\pi_{к}^*$ – степень повышения давления в КВД	6,3	16,7	7,0	14,2
$N_{расп}$ – располагаемая мощность, МВт	2,25	12,86	6,50	26,61
C_e – удельный расход топлива, кг/час кВт	0,305	0,211	0,290	0,226
$\bar{N}_{расп} = \frac{N_{расп}}{G_{пр\т\ max}}$, МДж/кг	1,28	4,74	1,82	3,88

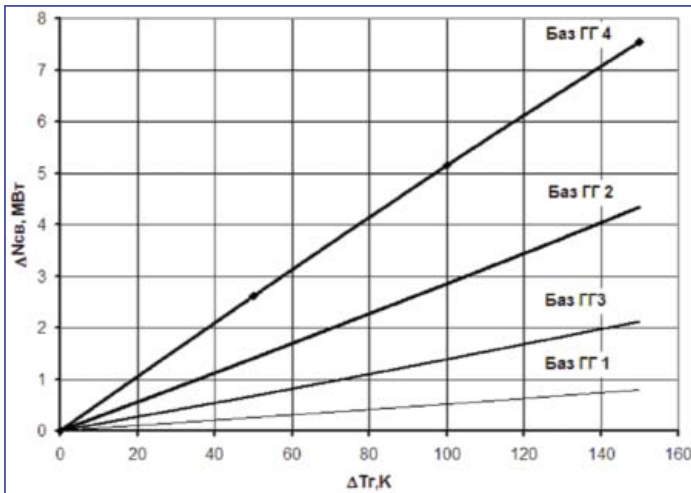


Рис. 3. Изменение располагаемой мощности при увеличении температуры газа перед турбиной базового газогенератора

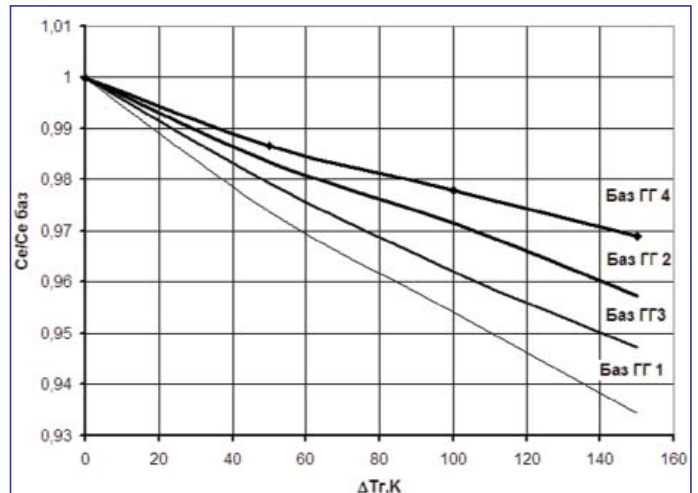


Рис. 4. Относительное изменение расхода топлива при увеличении температуры газа перед турбиной базового газогенератора

Сравнительная оценка технико-экономической эффективности замещающих двигателей

Были проведены оценки технико-экономической эффективности замещения зарубежных двигателей на российские аналоги на ряде самолётов (Ан-124, SSJ-100, SSJ-130, Ан-140 и др.) и вертолётов (Ми-26, "Ансат" и др.). Детальный анализ этих результатов выходит за рамки данной статьи, здесь же в качестве иллюстрации приведём два характерных примера. В первом случае оценивалась эффективность применения возможного ТРДД большой тяги ПД-26 ($R_0 = 26$ тс) на основе газогенератора двигателя НК-32 для ремоторизации самолёта Ан-124 "Руслан", во втором - применения ТВГТД с $N_{e_{вал}} = 10000$ л.с. (7355 кВт) на базе газогенератора двигателя ПД-14, обеспечивающего ремоторизацию вертолёта Ми-26. Результаты соответствующих оценок приведены в табл. 6 и 7.

Таблица 6. Сравнительные показатели эффективности тяжёлых самолётов транспортной авиации

Самолет, первый вылет	Ан-124 (4 пок.) 1982 г.	Ан-124	С-5В (4 пок.) 1982 г.
	Двигатель, число и взл. тяга, тс	Д-18Т 4 × 23.4	ПД-26 4 × 26.0
Взлётная масса самолета, т	405	405	380
Взлётная тяговооруженность	0,231	0,257	0,205
Масса снаряжен. самолета, т	175	175	170
Максимальная грузоподъемность, т	150	150	118
Удельный расход топлива в системе СУ, кг/(кгс·ч)	0,626	0,589	~0,62
Дальность полета, км	3700 5800 (120 т)	4000 6250 (120 т)	5000
Топливная эффективность, г/т·км	118	111	129
Длина ВПП, м	3000	2500	3150

Анализ этих материалов показывает, что вынужденное использование в качестве основы газогенераторов двигателей, заложенных в большинстве случаев достаточно давно и оптимизированных иногда для двигателей другого назначения, не позволяет сразу получить радикальное улучшение показателей самолёта или вертолёта - для этого необходима серьёзная работа по модернизации базовых газогенераторов, и, что не менее важно, по тщательному согласованию проектных

параметров двигателя и летательного аппарата. Так, в приведённых примерах двигатель ПД-26 на основе газогенератора двигателя 4 поколения НК-32 обеспечил самолёту существенное улучшение лётных данных не только вследствие усовершенствования базового ГГ, но и в результате более полной реализации возможностей самолёта при увеличении его коммерческой нагрузки до 150 т. Во втором случае в примере с импортозамещением СУ вертолёта Ми-26 замещающий двигатель 5 поколения ПД-12В не обеспечивает увеличение дальности полета базового варианта вертолёта с двигателями Д-136, что связано с переразмеренностью газогенератора двигателя ПД-14 относительно варианта, оптимального для МИ-26. В данном случае возможности ГГ ПД-14 были бы в более полной мере реализованы на вертолёте большей размерности.

Таблица 7. ЛТХ вертолета Ми-26 с альтернативными двигателями

Основные ЛТХ	Двигатель	
	Д-136	ПД-12В
Взлётная масса вертолета, кг	49650	
Масса топлива, кг	9150	8750
Дальность полета, км	811	795
Время полета, ч	3,5	3,47
Средняя скорость, км/ч	229	229
Средний расход топлива за полет, кг/ч	2290	2155
Высота крейсерского полета, м	500	
Расчётная крейсерская скорость, км/ч	260	260
Статический потолок, м	2462	2600
Динамический потолок, м	4314	4500

Технико-экономический анализ программ создания ГТД для ремоторизации эксплуатирующихся в России самолётов, вертолётов и ВГТД

Для обеспечения возможности принятия объективных решений с учетом наиболее важного фактора - объема затрат на проведение соответствующих ОКР для обеспечения возможности ремоторизации самолётов и вертолётов, находящихся в производстве и/или в эксплуатации, проведен укрупненный технико-экономический анализ 9 актуальных программ создания ГТД для ремоторизации эксплуатирующихся в России самолётов, вертолётов и ВГТД.

Анализ выполнен с использованием моделей, разработанных ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова". При этом моделирование осуществляется на основе величин основных параметров двигателя (тяга/мощность, удельный расход топлива, расход воздуха, степень повышения давления, температура газа, степень двухконтурности, масса двигателя). Специально вводится параметр (коэффициент преемственности), позволяющий учесть степень конструктивно-технологического заимствования у существующего двигателя/газогенератора. Полученные результаты технико-экономического анализа в возможных случаях



сравниваются с результатами расчетов, выполненных предприятиями-разработчиками двигателя.

Следует подчеркнуть, что полученные по модели оценки стоимости ОКР по разработке двигателей не включают затраты на НТЗ, которые не входят в состав затрат на ОКР конкретного двигателя. В расчетах также не учитываются габаритные и присоединительные размеры двигателя, и, соответственно, затраты на разработку/модификацию мотогондолы.

Полученные оценки для ряда наиболее актуальных программ по срокам и стоимости соответствующих ОКР представлены в табл. 8.

Следует учитывать, что в условиях имеющей место нестабильности в финансовой сфере России приведенные данные следует рассматри-

маршевых двигателей иностранного производства для самолётов, 10 типов маршевых двигателей для вертолётов и 7 типов ВСУ.

- Существенное ускорение решения проблемы импортозамещения в отношении авиадвигателей может быть обеспечено в результате использования в качестве основы для ускоренной разработки необходимых двигателей имеющихся отечественных газогенераторов, прежде всего газогенераторов двигателей 4 поколения.

- Имеющиеся отечественные газогенераторы без их модернизации обеспечивают возможность создания на их базе ТРДД в диапазоне тяг от 2...3 тс (на базе ГГ малой размерности) до 20...28 тс (на базе ГГ наибольшей размерности) и турбовинтовых и турбовальных ГД в классе мощности от 2 до 25 МВт.

Таблица 8.

Оценка стоимости и продолжительности ОКР по созданию отечественных двигателей, обеспечивающих выполнение программы импортозамещения

№ п/п	Замена двигателя на самолёте	Программы создания двигателей для ремоторизации	Полученные оценки	
			Т _{о_кр} , годы	С _{о_кр} , млрд руб.
1	Замена Д-18Т на Ан-124	НК-23 Д – на базе ГГ НК-32	6,5	44,4
		ПД-28 – на базе ГГ ПД-14	7,6	99,0
2	Замена SaM-146 на SSJ-100	Д277-8 – на базе ГГ изд.77	5,4	26,3
		Д277-8 – на базе ГГ изд.77 + каскад НД SaM-146	4,7	19,5
3	Замена Д-436 на Бе-200	ПД-10 – на базе ГГ ПД-14	5,0	31,1
		Д277-10 – на базе ГГ изд.77	5,5	29,9
4	Замена Д-136 на Ми-26	ПД-12В – на базе ГГ ПД-14	4,8	4,9
5	Замена Ardiden 3G на Ка-62	РД-600ВМ – на базе РД-600	3,8	2,24
6	Замена АИ-24УБЭ на А-50	ВГТД (500 кВт) – на базе ТВ7-117	3,8	2,3
		УБЭ-1700 оригинальной разработки	5,4	4,1
7	Замена АИ-24 и ТВ3-117ВМС-СБМ1 на Ан-24/26/30 и Ан-140	ТВД (2500-3000 л.с.) – на базе ТВ7-117	3,9	2,6
8	Замена АИ-20 на Ан-12, Ил-18/20/22/38, Бе-12	ТВД (5000 л.с.) – на базе масштабированного ГГ ТВ7-117	4,8	10,6
9	Замена PW207К и Arrisus2G1 на Ансат и Ка-226Т	ТВГТД (500-800 л.с.) – на базе ВК-800	6,5	4,3

вать как сугубо предварительную качественную оценку, прежде всего при сопоставлении отдельных программ друг с другом.

Заключение

- В авиации Российской Федерации эксплуатируется 19 типов



мирового опыта создания авиатехники и угроз национальной безопасности в современных условиях. ГосНИИ ГА, 2014.

2. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. М. Машиностроение. 1979.

- Вынужденное использование в качестве основы газогенераторов двигателей, заложенных в большинстве случаев десятилетия назад, не позволяет получить радикальное улучшение показателей самолёта - для этого необходима серьёзная работа по модернизации базовых газогенераторов.

- Ряд отечественных государственных предприятий и/или предприятий, осуществляющих реализацию проектов за счет бюджетного финансирования, продолжают активное продвижение двигателей зарубежного производства на отечественный рынок. Представляется необходимым ввести в практику реализации государственной политики в области импортозамещения меры, способствующие исключению действий по увеличению импортозависимости. **□**

Литература

1. Шапкин В.С. Определение приоритетов развития авиационной промышленности России с учетом

ПЕРЕЧЕНЬ

рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени

доктора наук (2015 г.)

Страница 166

№ 1630. Научно-технический журнал "Двигатель"

Включён в перечень 29.12.2015

- 01.02.00 - механика;
- 05.02.00 - машиностроение и машиноведение;
- 05.04.00 - энергетическое, металлургическое и химическое машиностроение;
- 05.05.00 - транспортное, горное и строительное машиностроение;
- 05.07.00 - авиационная и ракетно- космическая техника.

ИЗВИНЕНИЯ

Сообщаем, что в статье "Высокоэнергетическая томография ракетных двигателей малой тяги", "Двигатель" № 101, среди авторов ошибочно указан И.Н. Боровик. Редакция приносит свои извинения Игорю Николаевичу Боровику, не являющемуся автором данной статьи.