

ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.452.3

КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГИБРИДНЫХ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ГАЗОВЫХ И КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВАХ

Рябов П.А.* , Каленский С.М.**

*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
ЦИАМ, Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

**e-mail: ryabovp@ciam.ru*

***e-mail: 30105@ciam.ru*

Рассматриваются перспективные концепции авиационных силовых установок (СУ) с гибридными газотурбинными двигателями (ГТД), имеющие потенциал в улучшении экономических и эмиссионных характеристик для самолетов 2030-х годов. Проанализированы результаты прогноза в этой области зарубежных фирм, таких, как Boeing и NASA. Приводятся основные проектные параметры ГТД и результаты исследований по оценке эффективности применения ГТД на перспективных магистральных самолетах, использующих в качестве топлива керосин и сжиженный природный газ (СПГ). Выполнен анализ и приведены основные расчетные проектные параметры концепций маршевых ГТД, исследуемых в настоящее время в ЦИАМ, на различных типах топлива, в том числе газовых и криогенных. Сделан прогноз перспектив развития рассматриваемых концепций ГТД на 2030-е годы и после 2045 года.

Ключевые слова: гибридный двигатель, топливный элемент, топливо, перспективный самолет, эффективность, экология.

Введение

Целевые показатели, принятые NASA для пассажирских самолётов периода 2025—2030 гг. (снижение на 60—70 % расхода топлива и эмиссии CO₂; уменьшение вдвое уровня воспринимаемого шума и др.) — так называемое «поколение N+3» (в терминологии NASA) — могут быть достигнуты только при комплексном совершенствовании планера и СУ пассажирских и транспортных самолетов (рис. 1).

Столь существенного повышения экономичности авиационных двигателей (второй столбец на

рис. 1) только лишь традиционными способами (повышение параметров рабочего процесса, степени двухконтурности и КПД узлов) добиться практически невозможно. Необходимо исследование новых прорывных конструктивно-схемных решений в области авиационных двигателей и СУ, ряд из которых представлены в табл. 1.

Рассмотрим лишь некоторые особенности рабочего процесса и схемы некоторых типов гибридных СУ самолетов. Начнем рассмотрение перспективных концепций СУ с ГТД на примере гибридных

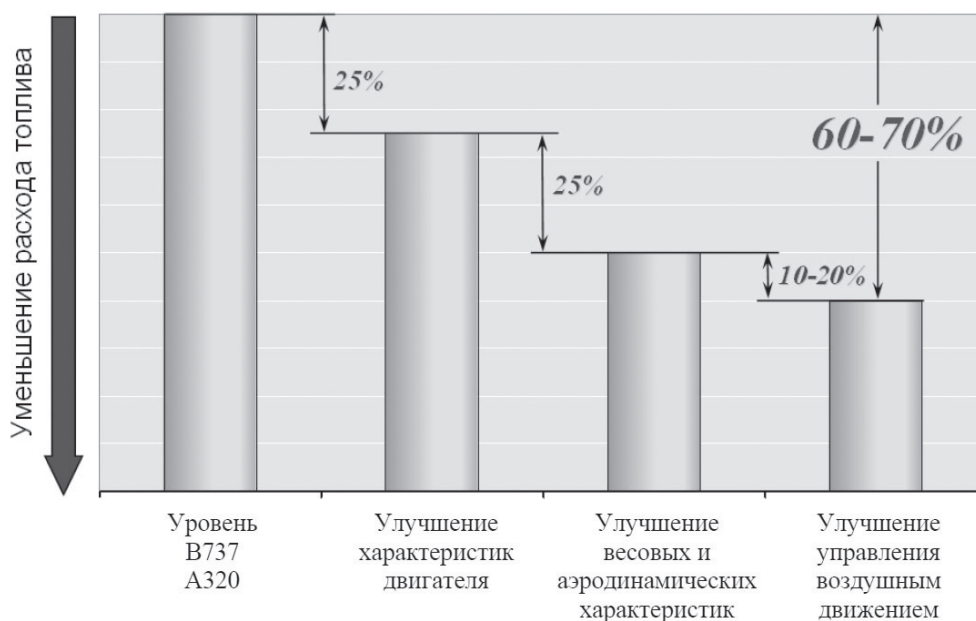


Рис. 1. Вклад двигателя, самолета и управления воздушным движением в уменьшение удельного расхода топлива к 2025—2030 гг.

Таблица 1

Перспективные схемы авиационных двигателей и силовых установок [1]

№ п/п	Двигатель	Удельный расход топлива ($H=11$ км, $M=0,8$), кг/(кгс·ч)	Снижение шума по сравнению с нормой Гл. 4, ЕPNдБ	Снижение эмиссии NO_x , % к Нормам 2008 г.	Технический риск, %
1	ТРДД со сложными термодинамическими циклами	0,44–0,47	15–20	75–80	50
2	ТВВД – «открытый ротор»	0,44–0,47	10	60	50
3	Распределенная силовая установка	0,44–0,47	> 40	75–80	50
4	Гибридный ГТД	< 0,47–0,49	> 40	75–80	50

двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД), имеющих, по оценкам зарубежных и отечественных специалистов, наибольший потенциал в улучшении эмиссионных характеристик самолетов.

Обзор зарубежных исследований в области ГТТД

Концепции ГТТД на керосине. Обычно под гибридным двигателем понимается устройство, в котором привод движителя может осуществляться от различных источников мощности. На рис. 2 приведена схема и конструктивные особенности ГТТД hFan на базе газогенератора перспективного ТРДД с повышенными параметрами цикла (ППЦ) gFan+ компании General Electric, в котором подача электроэнергии на электромотор (ЭМ), помогающий газовой турбине приводить вентилятор, осуществляется от аккумуляторной батареи [2].

При практически идентичных газогенераторах ГТТД hFan по сравнению с перспективным ТРДД обычной схемы при той же самой величине степени повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* \approx 1,35$ имеет большую тягу для компенсации увеличения массы СУ за счет наличия аккумуляторных батарей (АБ) и редуктора.

Применение ГТТД в составе СУ самолета обеспечивает гибкость в выборе режима привода вентилятора — от газотурбинного контура или ЭМ — в зависимости от его назначения. ГТТД наиболее целесообразно использовать в СУ самолетов, эксплуатируемых на относительно коротких маршрутах (дальность полета до 1500—2000 км), когда можно найти рациональное соотношение между массой топлива и массой АБ. В этом случае при использовании электрического привода вентилятора в

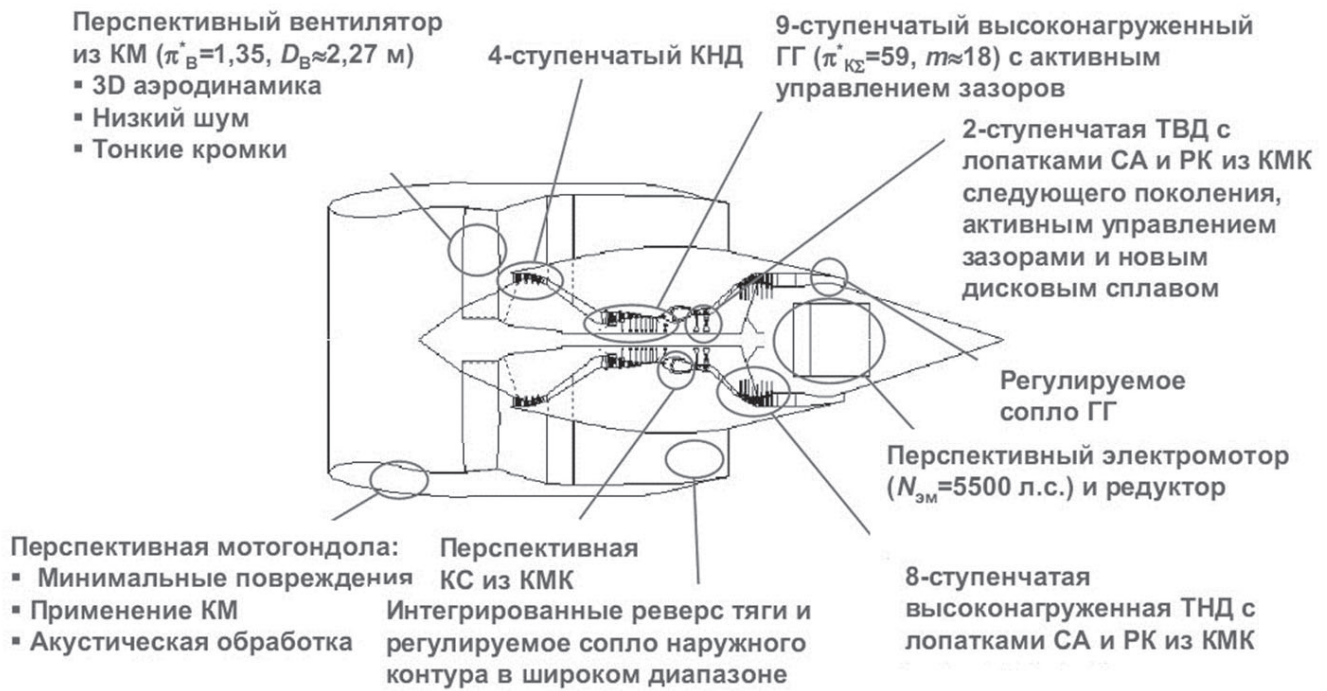


Рис. 2. ГТТД hFan компании General Electric для самолета N+3 с питанием электромотора от аккумуляторной батареи

условиях крейсерского полета, когда газотурбинный контур работает на режиме полетного малого газа или авторотации, можно существенно сократить затраты топлива, а мощности ЭМ в 5500 л.с. достаточно для того, чтобы обеспечить максимальную требуемую величину тяги в условиях крейсерского полета (высота полета $H_{кр} = 10,7$ км, крейсерское число Маха $M_{кр} = 0,74$). Однако для взлета и набора высоты такой мощности ЭМ недостаточно (потребная величина мощности для привода вентилятора в условиях $H = 0$ км, $M = 0$ может достигать величины более 20000 л.с.) и необходимо осуществлять привод вентилятора традиционным способом — от газотурбинного контура, в данном случае — от турбины низкого давления (ТНД).

Специфическим вопросом для данной схемы двигателя является выбор величины максимальной тяги в условиях крейсерского полета при электрическом приводе вентилятора. Как показано в [2], в этих условиях целесообразно использовать комбинированный режим привода вентилятора — и от газотурбинного контура ГТТД, и от ЭМ.

Наличие двойного источника мощности в ГТТД позволяет подбирать режимы работы газотурбинного контура и ЭМ в разных условиях полета и, тем самым, оптимизировать затраты топлива, уровни шума и эмиссии вредных веществ.

На дальнемагистральных самолетах (ДМС), где для привода вентилятора требуется большая мощность, применение ГТТД hFan не целесообразно,

так как существенно возрастают проблемы, связанные с выработкой и передачей такой электрической мощности и прогнозируемый срок реализации необходимых технологий не соответствует рассматриваемому периоду.

Для питания ЭМ в схеме hFan в качестве внешнего источника электрического тока могут применяться: АБ, энергоустановка (ЭУ) на топливных элементах (ТЭ) как твердооксидных (ТОТЭ), так и твердополимерных (ТПТЭ), работающая на штатном топливе, суперконденсаторная батарея (СКБ) и др. В настоящее время наиболее перспективными считаются АБ и ТЭ.

На рис. 3 приведена схема ГТТД fFan компании General Electric, в котором подача электроэнергии на ЭМ осуществляется от батареи ТОТЭ на авиационном керосине [2].

При использовании такого ГТТД в СУ самолета взлет и набор высоты осуществляются при газотурбинном приводе вентилятора, а крейсерский режим полета — при электрическом, с работой газотурбинного контура на режиме полетного малого газа. Выбор электрического привода вентилятора в условиях крейсерского полета при использовании в качестве источника энергии ЭУ на ТЭ объясняется более высокой эффективностью преобразования энергии в ней, чем в газотурбинном двигателе.

В ГТТД fFan используются: вентилятор со степенью повышения давления в нем $\pi_B^* \approx 1,4$, одно-

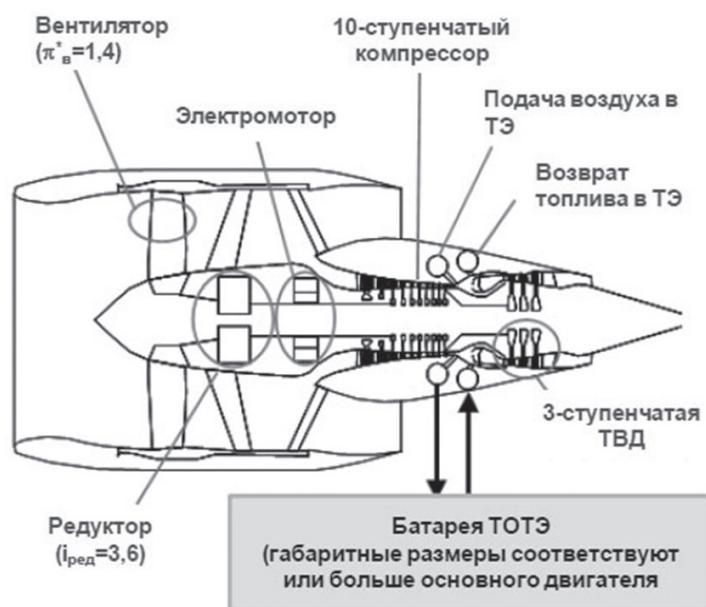


Рис. 3. ГТВД fFan компании General Electric для самолета N+3 с питанием электромотора от батареи ТОНЭ

важный газогенератор (состоящий из 10-ступенчатого компрессора высокого давления (КВД) с умеренной степенью повышения давления, малоэмиссионной камеры сгорания (КС) и 3-ступенчатой турбины), редуктор, ЭМ и батарея ТОНЭ, работающая на углеводородном топливе. Вал газогенератора (ГГ) связан с валом вентилятора через редуктор с передаточным отношением $i_{ред} = 3,6$.

При заданной величине потребной мощности в условиях крейсерского полета относительно низкие объемно-массовые удельные показатели батареи ТОНЭ не позволяют разместить ее внутри мотогондолы. Единственное место для нее — фюзеляж самолета.

В качестве еще одной нетрадиционной схемы маршевого двигателя в работе [2] представлена схема eFan, выполненная в виде закапотированного вентилятора с приводом только от ЭМ (полностью электрическая СУ).

Несмотря на очевидные плюсы концепций fFan и eFan, в работе [2] выбор перспективного двигателя периода 2030-х годов был сделан в пользу гибридного ГТД (на базе ТРДД и турбовинтового двигателя — ТВД) на базе hFan, рассматриваемого как более близкая перспектива в отношении замены классического ТРДД для магистральных дозвуковых самолетов поколения N+3.

В табл. 2 представлены основные проектные параметры современных и перспективных схем ТРДД и ГТД [2], работающих на керосине (JP). Вариант гибридного ТВД на базе hFan здесь обозначен как hFan-OF — «Open Fan».

Как видно из табл. 2, по мере улучшения характеристик ГТД и ГТВД разработчики предполагают улучшение и характеристик планера ближне-среднего магистрального самолета (БСМС), что оказывает существенное влияние на его облик и требуемые значения тяг СУ.

Проведенные исследования показали [2], что hFan может обеспечить БСМС поколения N+3 выполнение требований NASA по уровню эмиссии NO_x (с запасом) и топливной эффективности. Уменьшение уровня шума БСМС не удовлетворяет перспективным требованиям NASA, но может достичь значительных величин $-50...-60$ EPNдБ, особенно в схеме с закапотированным вентилятором. В силу вышеописанного, предлагаемые технические решения могут частично быть опробованы на самолетах поколения N+2 (2020—2025-е годы).

Результаты проводимых в России и за рубежом исследований в области высокотемпературных ТЭ, к которым относятся и ТОНЭ, показывают, что применение альтернативных видов топлива, таких, как авиационное сконденсированное топливо (АСКТ), СПГ, жидкий водород и др., может дополнительно улучшить экономические и, вместе с тем, экологические характеристики ГТД.

Концепции ГТД на СПГ (метане). Учитывая сложность и проблемы перевода перспективных гибридных двигателей на чисто водородные технологии, ряд ведущих авиационных и двигателестроительных компаний, в том числе Boeing и General Electric, рассматривают концепции ГТД с использованием сжиженного природного газа [4].

В табл. 3 представлены параметры перспективных ГТД и ГТВД различных схем для БСМС 2045-го года (поколение N+4) с применением в качестве основного топлива СПГ (LNG). За базовую схему самолета принята схема БСМС поколения N+3 — SUGAR Volt. В носовой и хвостовой части фюзеляжа располагают два топливных бака для размещения в них необходимого объема СПГ (этот вариант самолета разработчики назвали SUGAR Freeze).

ТРДД gFan++ с уровнем параметров цикла 2045-го года (табл. 4) — это следующее за N+3 gFan+ (см. табл. 3) поколение двигателей. Из табл. 4 видно, что только замена керосина на СПГ позволит улучшить экономические характеристики ТРДД gFan++ на 10%. За счет применения СПГ дополнительно повышается КПД ТОНЭ, используемых в схемах ГТД поколения N+4, что приво-

Таблица 2

Сравнение параметров традиционных и гибридных схем двигателей для БСМС поколения N+3 [2]






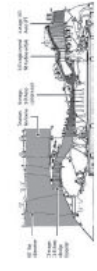


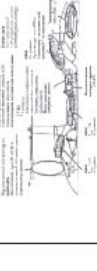
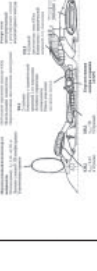
Двигатель	CFM56-7B (ТРДД 2008 г.)	gFan (ТРДД с ПШЦ)	gFan+ (ТРДД с ПШЦ)	hFan (Гибридный ТРДД)	hFan-OF (Гибридный ТВД)
Самолет	 SUGAR Free (Reference)	 Refined SUGAR	 SUGAR High	 SUGAR Volt	 SUGAR Volt
Схема двигателя, количество ступеней в каскадах компрессора-турбины	 1+3+9-1+4	 1+4+9-2+7	 1+4+9-2+8	 1+4+9-2+8	 2+7+9-2+7
Начало эксплуатации, годы (поколение)	2008 (N)	2020 (N+2)	2025 (N+3)	2030 (N+3)	2030 (N+3)
Топливо	керосин	керосин	керосин	керосин	керосин
Источник тока	-	-	-	АБ	АБ/ГЭ
Мощность ЭМ, л.с.	-	-	-	5500	~5500
Тип двигателя	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Закапотированный вентилятор (DF)	Незакапотированный вентилятор (UDF)
Степень двухконтурности <i>m</i>	5,1	9,2	13	18	-
Степень повышения давления в вентиляторе <i>π_v</i>	1,65	1,4	1,35	1,35	~1,07
Суммарная степень повышения давления в компрессоре <i>π_k</i>	32,8	66	59	59	~59
Диаметр вентилятора, м	1,549	1,778	1,956	2,261	~3,658
Длина, м	2,507	3,099	3,099	3,962	-
Масса СУ, кг	2366	2908 (+23%)	3219 (+36%)	4751 (+101%)	-
Режим работы двигателя:	Тяга, кгс				
- максимальный взлетный	12383	8573	8528	8528	-
	-	0,256	0,211	0,211	-
- взлетный	-	6488	6071	6071	-
	-	0,344	0,301	0,301	-
- в конце набора высоты	2704	1918	1427	1980	-
	-	0,534	0,475	0,372+1363 л.с.	-
- крейсерский (М/Н, м)	2486 (0,785/10668) ~0,585	1826 (0,70/11704) 0,528 (-10%)	1373 (0,70/12832) 0,470 (-20%)	1070 (0,70/12801) 0,341+1363 л.с.	- (0,65...0,70/12863) < (0,341+1363 л.с.)
Запас по эмиссии NO _x к нормам CAEP/6 2008 Г.	-30%	-58%	-72%	-72%...-100%	-11% к hFan

Таблица 3

Сравнение параметров традиционных и гибридных схем двигателей для БСМС поколения N+4 на СПГ [4]



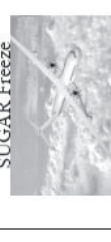


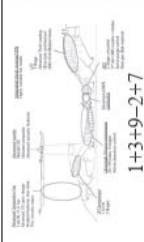
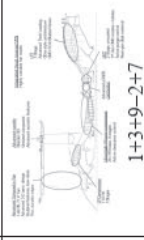

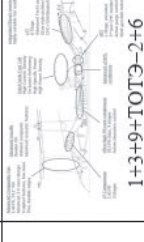
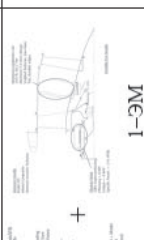
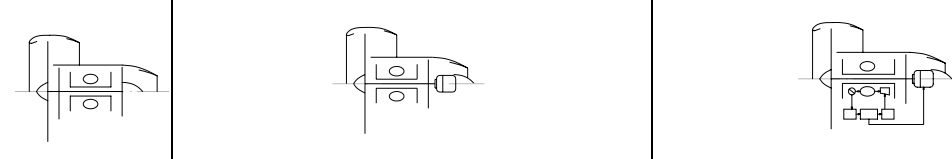
Двигатель	gFan++ (ТРДД с ППП)	gFan++ (ТРДД с ППП)	gFan++ (ТВВД с ППП)	gFan++/SOFC (Гибридный ТРДД с выносным ЭВ)	gFan++/SOFC (Гибридный ТВВД)
Самолет					
Наименование двигателя	JP+2045GT+DF	LNG+2045GT+DF	LNG+2045GT+UDF	LNG+2045GT+SOFC+DF+BLI	LNG+2045GT+SOFC+UDF
Схема двигателя					
количество ступеней в каскадах компрессора-турбины	1+3+9-2+7	1+3+9-2+7	2+7+9-2+7	1+3+9+ТОТЭ-2+6	2+5+9-1+3+ЭМ
Начало эксплуатации. годы (поколение)	2045 (N+4)				
Топливо	керосин				
Источник тока	ТОТЭ				
Мощность ЭМ. л.с.	~3000				
Тип двигателя	Закаптивированный вентилятор (DF)				
Степень двухконтурности <i>m</i>	13...15	13...15	~	~	~
$\pi^*_{\text{в}}$	1,46	1,46	~1,07	1,46 + 1,45	1,07
$\pi^*_{\text{к}}$	28	28	~	28	8,4
$\pi^*_{\text{к}\Sigma}$	59,3	59,3	~59,3	59,3 + 1,45	62,9
Диаметр вентилятора, м	1,814	1,814	~3,658	1,501 + 1,527	3,658
Длина, м	3,226	3,226	~4,943	3,152 + 1,532	4,943
Масса СУ, кг	2894	2894	3475 (+20%)	2933 + 1626 (+58%)	4882 (+69%)
Режим работы двигателя:	Тяга, кг				
- максимальный взлетный	9953	9953	13049	8666	12050
- взлетный	0,214	0,192	0,129	0,188	0,125
- в конце набора высоты	7526	7526	9159	6818	8653
- крейсерский (МН, м)	0,286	0,257	0,186	0,243	0,176
	1783	1783	1783	1783	1427
	0,442	0,406	0,357	0,348	0,321
	3145 (0,70/12101)	3145 (0,70/12162)	3145 (0,70/12101)	3145 (0,70/12649)	2359 (0,70/11491)
	0,442	0,396 (-10%)	0,349 (-21%)	0,339 (-23%)	0,313 (-29%)

Таблица 4

Сравнение параметров ГТД-1 и ГТД-2 с взлетной тягой 8–9 тс в крейсерских условиях ($M = 0,78$; $H = 11$ км) при использовании различных топлив

СХЕМА ГТД								
	Вариант ГТД	ТРДД-К Базовый	ГТД-1(7)-К	ГТД-1(7)-М	ГТД-1(7)-ПБ	ГТД-2(2)-К	ГТД-2(2)-М	ГТД-2(2)-ПБ
Топливо	Керосин	Керосин	Метан	Пропан-бутан	Керосин	Метан	Пропан-бутан	
$N_{э, ГТД}, \%$	-	50	50	50	43	44	45	
$G_{в, ЭГП} / G_{в, КВД}, \%$	-	-	-	-	70	70	70	
m	13,2	20	20	20	17	17,5	17,3	
$\pi_{КВД}$	18,8	20	20	20	20	20	20	
$\pi_{в2}$	1,40	1,39	1,39	1,42	1,48	1,46	1,47	
T_g^*, K	1590	1300	1300	1300	1300	1300	1300	
$D_{в}, M$	1,47	1,51	1,57	1,62	1,45	1,51	1,56	
$N_{э, ГТД}, кВт$	-	1650	1815	2020	1530	1685	1870	
$R, кгс$	1200	1200	1300	1400	1200	1300	1400	
$C_R, кг/(кгс·ч)$	0,490	0,281	0,243	0,257	0,406	0,352	0,381	

Примечание: для ГТД-1 приведен удельный расход топлива только через камеру сгорания, без учета топлива, затрачиваемого в ЭУ.

дит к дополнительному уменьшению удельного расхода топлива гибридных двигателей.

В табл. 3 приводится еще одна схема СУ с гибридным ТРДД с выносным электровентилятором (ЭВ), в которой газотурбинная часть этой СУ аналогична ГТД fFan, а выносная представляет собой концепцию eFan.

По замыслу разработчиков БСМС SUGAR Freeze, расположенные под крылом самолета два гибридных ТРДД с ТОТЭ должны вырабатывать электрическую энергию для вращения одного электровентилятора, размещенного в хвостовой части фюзеляжа, что позволит уменьшить сопротивление самолета и увеличить его аэродинамическое качество на $\Delta K \approx 2$ ед. [4].

Эта схема двигателя не является чисто гибридной. Строго говоря, эту схему следует отнести к варианту гибридной распределенной СУ (PCU), поскольку в ней имеется явное разделение по типам привода движителей — электровентилятор (от концепции eFan) и вентилятор с газотурбинным приводом (в составе ГТД).

Из табл. 2 и 3 видно, что схемы ГТД и ГТД с незакапотированным движителем обладают наименьшим удельным расходом топлива, но при этом будут иметь большую массу.

Важно отметить, что выбор схемы ГТД, типа ЭУ, топлива и концепции использования электрической мощности в создании тяги будет во многом определять облик самолета и параметры его СУ.

Например, сравнение концепций hFan (см. рис. 2) 2010 г. [2] и 2014 г. [5] показывает, что выключение камеры сгорания в полете приводит к необходимости увеличения мощности электромотора. Оптимизация режимов работы hFan в системе самолета приводит к изменению его параметров — увеличению степени повышения давления в вентиляторе и уменьшению диаметра. Несмотря на увеличение мощности ЭМ, разработчикам удалось снизить требования к удельной мощности (энергии) аккумуляторной батареи с 0,75 кВт·ч/кг в 2010 г. [2] до 0,6 кВт·ч/кг в 2014 г. [5].

Патентный анализ и проработка концепции ГГТД

Анализ патентов и разработок гибридных схем ГТД показал, что все больше внимания уделяется высокотемпературным ТОТЭ, для работы которых необходим турбокомпрессор и которые могут заменить КС в традиционной схеме ТРДД. Такие системы предлагаются различного исполнения — для наземного и бортового применения — и могут быть рекомендованы для рассмотрения в качестве маршевой СУ летательного аппарата [1].

Анализ прогнозов ведущих двигателестроительных и авиастроительных компаний: General Electric [2], Boeing [4], NASA [3] и других фирм показывает, что ТРДД с высокой степенью двухконтурности и повышенными параметрами цикла на авиакеросине не будут обеспечивать новым самолетам выполнение экологических требований уже после 2035-го года. Результаты предварительных исследований показывают, что СУ на базе ГГТД на сжиженном природном газе или метане позволит создавать авиационную технику, отвечающую ужесточающимся авиационным стандартам по эмиссии вредных веществ, после 2045 г. [4].

Проведенные на основе данного анализа исследования и первые результаты были представлены в работе [6]. В этом исследовании проведена проработка концепций ГГТД, аналогичных hFan и fFan (см. рис. 2, 3), уточнены их основные проектные параметры, выполнена оценка эффективности БСМС с ГГТД и определены критические технологии создания гибридных двигателей для перспективных дозвуковых пассажирских самолетов. Также была выполнена оценка улучшения характеристик ГГТД с ТЭ при использовании традиционного авиакеросина и экологичных альтернативных

топлив — жидкого метана и пропан-бутановой смеси (пропан-бутана).

Результаты работы [6] основаны на прогнозах отечественных и зарубежных специалистов в области развития конструкторских решений по ЛА и СУ.

В качестве основы при формировании схем ГГТД был выбран классический двухвальный ТРДД сверхвысокой степени двухконтурности ($m = 13 \div 15$) с уровнем параметров и КПД узлов, прогнозируемых к 2025 г. [6, 7].

На рис. 4 представлены исследуемые концепции ГГТД на базе ТРДД с повышенными параметрами цикла [6, 7].

Первая схема — ГГТД-1 (типа hFan) с дополнительным подводом к валу вентилятора механической мощности от ЭМ. Электроэнергия для питания ЭМ вырабатывается внешним источником — ЭУ на ТОТЭ.

Вторая схема — ГГТД-2 (типа fFan) с электрохимическим генератором электроэнергии (ЭХГ) на ТОТЭ, работающим параллельно с основной КС. На вход ЭХГ подаются окислитель и горючее, а на выходе получают продукты окисления горючего и электрическая энергия, которая, как и в схеме ГГТД-1, питает ЭМ, расположенный на валу вентилятора. Образующееся в процессе работы ЭХГ избыточное тепло с продуктами окисления поступает на турбину вентилятора двигателя.

В отличие от hFan и fFan, в схемах ГГТД-1 и ГГТД-2 были убраны подпорные ступени за вентилятором, которые присутствуют в базовом ТРДД. Это вызвано тем, что подвод дополнительной электрической мощности к валу ротора низкого давления при дросселировании ГГ вызывает уменьшение запасов газодинамической устойчивости (ГДУ)

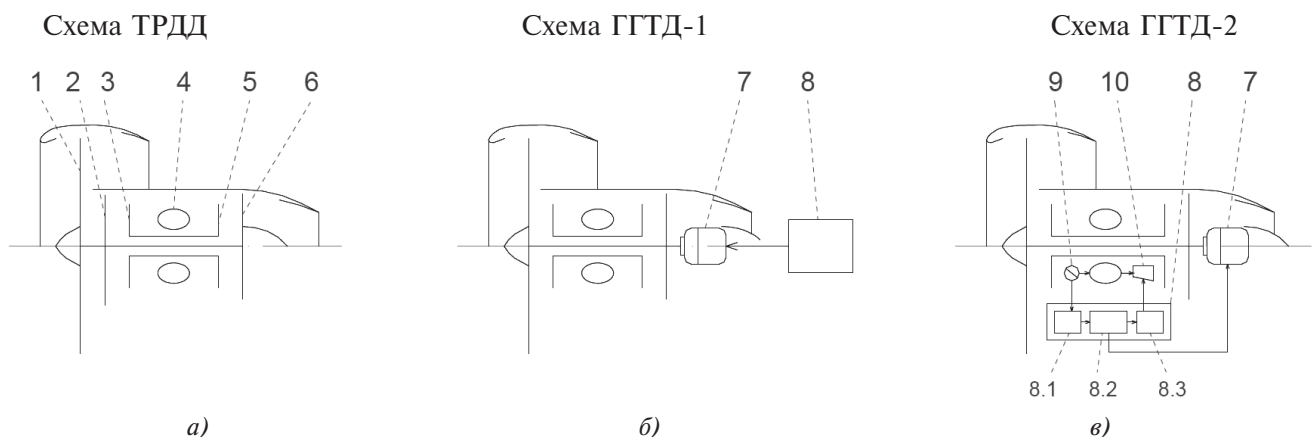


Рис. 4. Схемы ГГТД (б и в), построенные на базе двухвального ТРДД (а): 1 — вентилятор; 2 — подпорные ступени; 3 — компрессор; 4 — камера сгорания; 5 — турбина компрессора; 6 — турбина вентилятора; 7 — электромотор; 8 — энергоустановка в схеме ГГТД-1 или электрохимический генератор в схеме ГГТД-2 (8.1 — реформер, 8.2 — батарея ТОТЭ, 8.3 — камера дожигания); 9 — делитель потока; 10 — смеситель

подпорных ступеней ниже допустимых переделов [6].

Для ГГТД-2, в отличие от *fFan*, предусмотрено наличие одновременно работающих ЭХГ и основной КС, так как было установлено, что наличие полноценного контура с КС позволяет лучше обеспечить согласование работы газодинамической и электрохимической частей ГГТД [8]. На крейсерском режиме основной вклад в получение потребной работы для привода вентилятора вносит ЭХГ, обеспечивая повышение экономичности СУ. На взлете мощности ЭХГ, сформированного под условия крейсерского режима, недостаточно, и вклад традиционных КС и ТНД увеличивается примерно в 2,5 раза за счет перераспределения в этот канал большей части воздуха из-за компрессора и большей подачи топлива [6].

В отличие от *hFan*, в схеме ГГТД-1 выбор в пользу ЭУ с ТОТЭ для питания ЭМ был сделан по нескольким причинам. Во-первых, в отличие от ТОТЭ, использование твердополимерных ТЭ (ТПТЭ) предполагает работу только на водороде высокой чистоты. Во-вторых, ЭУ с ТОТЭ будет иметь больший КПД для рассматриваемых в работе топлив. Например, согласно прогнозу специалистов ЦИАМ [7], к 2025 году КПД ЭУ с ТОТЭ на керосине составит 50%, на пропан-бутане — 59%, на метане — 62% и на водороде — до 70%.

Применение в качестве ЭУ аккумуляторной батареи (АБ) сильно ограничено временем ее эффективного использования на борту ЛА [7]. Именно по этой причине применение АБ на самолете SUGAR Volt рассматривается для совершения полета на дальности, в четыре раза меньше расчетной [2].

ЭХГ является общим и ключевым элементом рассматриваемых схем ГГТД. Особенностью ЭХГ на базе ТОТЭ является возможность использования практически любого углеводородного топлива. На сегодняшний день наиболее перспективными видами топлива считаются керосин, метан и водород [7].

В отечественных исследованиях было показано [6], что БСМС 2025 г. с прогнозируемыми умеренными параметрами совершенства СУ и планера может совершить полет на расчетную дальность $L = 5000$ км, а эффективность СУ будет зависеть от схемы ГГТД и типа применяемого топлива. Рассматриваемый уровень параметров ГГТД 2025 г. потенциально может обеспечить БСМС 2025 г. преимущество по отношению к ТРДД по топливной эффективности и по уровню эмиссии CO_2 в крейсерском полете, а также позволит приблизиться к перспективным целевым показателям NASA 2025—2030 годов.

Проведенные исследования [6] показали, что варианты ГГТД-1 и ГГТД-2, имеющие наименьший расход топлива, обеспечивают и наилучшую топливную эффективность БСМС. На основании этого из большого количества рассмотренных вариантов были отобраны наилучшие варианты ГГТД-1 и ГГТД-2 с тремя топливами — керосином (К), метаном (М) и пропан-бутаном (ПБ) со следующими параметрами: дополнительный подвод электрической мощности к ЭМ на валу ТНД $N_{\text{э.тнд}} = 43 \div 50\%$, степень двухконтурности $m = 17 \div 20$, степень повышения давления в КВД $\pi_{\text{квд}}^* \approx 20$, температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^* \approx 1300$ К (см. табл. 4) [6].

Экономический эффект от гибридизации ГТД

Анализ затраченных мощностей на привод турбин КВД и вентилятора (двигателя) показывает, что располагаемая энергия газа после выхода из КС распределяется приблизительно поровну между турбинами каскадов высокого (ВД) и низкого (НД) давления на крейсерском режиме работы ТРДД. Это видно из табл. 5, где приведены параметры базового ТРДД 2025 года с увеличенной тягой до $R_{\text{кр}} = 1440$ кгс для работы в составе СУ БСМС 2015 г.

Для наглядности наших дальнейших рассуждений обратимся к табл. 6, где данные приводятся в процентах относительно уровня характеристик базового ТРДД.

При поддержании заданного уровня тяги и подводе дополнительной внешней мощности к ТНД мощность ТВД будет уменьшаться из-за уменьшения температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$. Расчеты показывают, что для схем ГГТД-1 и ГГТД-2 дополнительный подвод $N_{\text{э.тнд}} = 50\%$ приведет к уменьшению мощности на привод КВД на $\sim 50\%$.

Как видно из табл. 6, одинаковый уровень подведенной мощности (50%) к ТНД или КВД в рассматриваемых схемах двигателей позволит уменьшить суммарную затрачиваемую мощность ГГТД на 25% по отношению к исходному ТРДД ($100\% N_{\text{тнд}} + 100\% N_{\text{квд}}$) той же тяги. Это становится возможным благодаря оптимальному сочетанию проектных параметров цикла ГГТД, в частности, за счет увеличения его степени двухконтурности на $\sim 30\%$ по отношению к ТРДД.

Этим примером наглядно объясняется экономический эффект ГГТД в крейсерском полете. В этом случае суммарный (эквивалентный) расход топлива ГГТД будет складываться из расхода топлива,

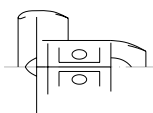
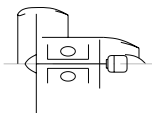
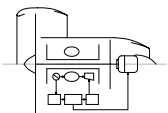
Таблица 5

Параметры ТРДД уровня 2025 г.

Условия	11 / 0,8 МСА	11 / 0,8 МСА	0 / 0 МСА	0 / 0 +30°С, 730 мм рт. ст.
Режим	Крейсерский, без отборов	Набор высоты	Взлётный	Взлётный
$\sigma_{вх}$	1	1	1	1
R , кгс	1440	1620	9000	9000
C_R , кг/(кгс·ч)	0,490	0,512	0,231	0,241
$T^*_Г$, К	1566	1660	1771	1876
m	13,2	12,7	13,6	13,5
$\pi^*_{к\Sigma}$	55,2	60,3	50,3	52,0
$\pi^*_{кнд}$	2,24	2,12	2,09	2,11
$\pi^*_в$	1,40	1,44	1,34	1,36
$\pi^*_{квд}$	17,7	20,0	18,0	18,3
$N_{ТВД}$, кВт	5313	5997	15112	15469
$N_{ТНД}$, кВт	4931	5600	13111	13606

Таблица 6

Зависимость уровня мощности на привод ТВД и ТНД от величины подводимой внешней дополнительной мощности (100% соответствует ~5 МВт)

Параметр двигателя	ТРДД-К	ГГТД-1-К	ГГТД-2-К
Схема			
$R_{кр}/R_{кр\ ТРДД}$	1	1	1
$N_{ТНД\ доп}$, %	0	50	50
$N_{ТВД\ гтд}$, %	100	50	50
$N_{ТНД\ гтд}$, %	100	50	50
N_{Σ} , %	200	150	150
$\Delta C_{Ротн}$, %	—	~-44*	~-19**

Примечания: * — удельный расход топлива только через камеру сгорания ГТД (без учета затрат топлива в ЭУ); ** — удельный расход топлива ГГТД эквивалентный (с учетом затрат топлива в ЭУ).

подаваемого в камеру сгорания ГТД, и расхода топлива через батарею ТЭ. Чем более эффективно будет вырабатываться электрическая энергия в ЭУ и чем меньше будет масса дополнительных узлов и агрегатов СУ (ЭУ, ЭМ, кабели, САУ и др.), тем более экономичным будет ЛА с ГГТД по отношению к ЛА с ТРДД.

Сравнительный анализ и выбор концепций ГГТД для дальнейших исследований с применением газовых и криогенных топлив

Анализ каждой из представленных выше концепций позволяет сделать выбор в пользу наиболее подходящей схемы ГГТД на этапе концептуального проектирования СУ самолета.

Очевидно, что выбор той или иной схемы двигателя в сочетании с используемым топливом будет определяться совокупностью требований к разрабатываемому самолету, в первую очередь экологических, а также уровнем технологической готовности (УТГ). Наряду с этим, существующая разница в цене на топливо по отношению к керосину (-75% для метана, -50% для пропан-бутана) и динамика роста цен на авиатопливо делают еще более привлекательными подобные проекты самолетов на альтернативных топливах [6, 7].

Использование интегрированных с ЛА двигателей нетрадиционных сложных схем сопряжено с появлением значительных проблем, связанных, прежде всего, с необходимостью создания соответствующего научно-технического задела, отработкой и освоением значительного количества критических технологий и созданием демонстраторов, подтверждающих эффективность выбранных решений.

Высокий уровень технического риска и ряд особенностей схемы ГГТД-2 требуют дальнейших исследований с учётом реального прогресса в развитии критических технологий для гибридных двигателей, учета экономических (стоимостных), экологических, эксплуатационных, инфраструктурных, политических и др. факторов [6, 7].

В целом результаты проведенных исследований [6] показали эффективность рассмотренных схем ГГТД-1 и ГГТД-2, подтвердив прогнозы западных специалистов. Данное направление является многообещающим с точки зрения улучшения экономических, а также экологических, ресурсных и других показателей. Обе эти схемы целесообразно рекомендовать для дальнейшей детальной проработки и оптимизации в системе СУ дозвуковых ЛА различного назначения с применением различных типов топлив, в том числе газовых и криогенных. Однако следует добавить, что при существующем тренде развития критических технологий элементов ГГТД и из-за своих конструктивных особенностей реализация концепции ГГТД-1 возможна в обозримом ближайшем будущем, т.е. в 2025-2035 годы, а ГГТД-2 — лишь после 2045-х гг.

Выводы

1. Гибридное направление в авиадвигателестроении является многообещающим с точки зрения улучшения экономических, экологических, ресурсных и других показателей авиационных СУ. В связи с этим был проведен анализ концепций маршевых гибридных газотурбинных двигателей ЛА на различных типах топлива, в том числе газовых и криогенных.

2. Рассмотрены две перспективные схемы маршевых ГГТД на базе ТРДД с повышенными параметрами цикла.

Первая схема — ГГТД-1 с дополнительным подводом к валу вентилятора механической мощности от ЭМ. Электроэнергия для питания ЭМ вырабатывается внешним источником — энергоустановкой на ТОТЭ.

Вторая схема — ГГТД-2 с электрохимическим генератором электроэнергии на ТОТЭ, работающим параллельно с основной КС. Вырабатываемый в ЭХГ электрический ток, как и в схеме ГГТД-1, питает ЭМ, расположенный на валу вентилятора. Образующееся в процессе работы ЭХГ избыточное тепло с продуктами окисления поступает на турбину вентилятора двигателя.

3. Показано, что при существующем тренде развития критических технологий элементов ГГТД и из-за своих конструктивных особенностей реализация концепции ГГТД-1 возможна в 2025-2035 годы, а ГГТД-2 — лишь после 2045-го года.

4. Схема ГГТД-1 наиболее предпочтительна для дальнейших детальных проработок в системе самолета. Достоинствами схемы являются ее относительная простота реализации из-за отсутствия глубокой взаимной интеграции элементов газотурбинной и «электрической» частей гибридной СУ. Это позволяет проводить исследования по совершенствованию параметров каждого из этих независимых элементов как в отдельности, так и в составе единого стендового демонстратора гибридной СУ. В качестве внешней ЭУ для ГГТД могут применяться источники тока, основанные на различных способах выработки электроэнергии. Параллельное развитие этих системообразующих направлений позволит в будущем дублировать и оптимизировать процессы хранения, генерации, регенерации и эффективного использования электроэнергии в системе гибридной СУ «полностью электрического самолета».

Библиографический список

1. Луковников А.В., Селиванов О.Д., Исянов А.М., Рябов П.А., Максимов А.А. Исследование концепций силовых установок нетрадиционных схем для перспективных летательных аппаратов // Сборник материалов Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы и перспективные направления развития авиационных комплексов и систем военного назначения, форм и способов их боевого применения». Воронеж, ВАИУ, 2011. Т. 2. С. 16-17.
2. Marty Bradley, Chris Droney, Dave Paisley, Bryce Roth, Srinu Gowda, Michelle Kirby. NASA N+3 Subsonic Ultra

- Green Aircraft Research. SUGAR. Final Review. 20April 2010.
3. NASA/CR-2010-216794/VOL1N+3. Aircraft Concept Designs and Trade Studies. Final Report, Volume 1, 2010.
 4. *Marty K. Bradley, Christopher K. Droney*. Subsonic Ultra Green Aircraft Research. Phase II: N+4 Advanced Concept Development. NASA/CR-2012-217556, 2012.
 5. *Guy Norris*. *Hybrid Help*. Aviation Week & Space Technology, v.176, №3, 27 January 2014, pp.42-43.
 6. *Ryabov P., Kalenskiy S., Khaletskiy Yu., Mirzoyan A.* Efficiency assessment of HPS for advanced airliners using different fuels. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Volume: 86 Issue: 6, 2014. ISSN: 0002-2667. <http://www.emeraldinsight.com/doi/pdfplus/10.1108/AEAT-06-2014-0088>.
 7. *Ryabov P.* Research of efficiency of the mid-flight power plant based on the hybrid engines for advanced airliners. Proc ICAS 2014, 07-12 September 2014, St. Petersburg, Russia. ISBN: 3-932182-80-4.
 8. *Эзрохи Ю.А., Каленский С.М., Рябов П.А.* Патент RU 2511829 C2, 10.04.2014. Бюл. № 10.
 9. *Selivanov O., Lukovnikov A., Ryabov P., Maximov A.* Studies of propulsion system concepts for advanced subsonic airliners. Proc ICAS 2012, 23-28 September 2012, Brisbane, Australia. ISBN: 978-0-9565333-1-9.

CONCEPTS OF PERSPECTIVE HYBRID MID-FLIGHT ENGINES ON GAS AND CRYOGENIC FUELS FOR AIRCRAFT

Ryabov P.A.* , Kalenskii S.M.**

*Central Institute of Aviation Motors,
CIAM, 2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia*

**e-mail: ryabovp@ciam.ru*

***e-mail: 30105@ciam.ru*

Abstract

Prediction analysis of foreign and domestic studies shows that turbofan with high BPR and high cycle parameters using aviation kerosene will not provide meeting to environmental requirements for new aircraft already after 2035. And only hybrid gas-turbine engine (HGTE) using liquefied natural gas (LNG) allows developing aircrafts, meeting stringent emission standards up to 2045.

The purpose of work is studies of available foreign and domestic research experience and generation rational concepts of HGTE using various fuel types, including gas and cryogenic fuels.

According to purposes of the work following activities are conducted:

— results of a foreign forecast of HGTE, conducted by Boeing and NASA, are analyzed;

— perspective concepts of foreign power plants (PP) for aircrafts 2030 with HGTE having potential in improvement of cost and environmental characteristics are considered;

— the key design parameters of foreign HGTE and results of researches on the assessment of their efficiency by the advanced aircrafts using kerosene and LNG as fuel are presented;

— rational HGTE concepts are analyzed, numerical investigation of key design parameters of the mid-flight

HGTE using different types of fuel, including gas and cryogenic fuels are performed.

2 most promising HGTE architectures based on the turbofan with high engine cycle parameters are defined in the paper.

— Architecture HGTE-1 - usage of additional supply of fan shaft by mechanical power from electromotor (EM). Electrical energy to supply EM is generated by external source, i.e. power unit (PU) based on solid oxide fuel cells (SOFC).

— Architecture HGTE-2 - usage of electrochemical generator (ECG) based on SOFC, operating in parallel with main combustor. Similar to HGTE-1 electricity, generated by ECG supplies EM, located on the fan shaft. Remaining heat generated by ECG supplies low pressure turbine.

Various levels of power ratio between the low pressure turbine and EM, providing a fan drive are considered for each HGTE scheme. Design parameters of effective schemes of HGTE are specified.

The forecast about prospects of development of considered concepts for 2030 and 2045 is made in the final part of the work.

Keywords: hybrid engine, fuel cell, fuel, advanced aircraft, efficiency, environmental.

References

1. Lukovnikov A.V., Selivanov O.D., Isyanov A.M., Ryabov P.A., Maximov A.A. *Materialy Vserossiyskoi nauchno-prakticheskoy konferencii "Sovremennye problemy i perspektivnye napravleniya razvitiya aviacionnikh kompleksov i sistem voennogo naznacheniya, form i sposobov ikh boevogo primeneniya"*, Voronezh, VAIU, 2011, issue 2, pp. 16-17 (258 p.).
2. Marty Bradley, Chris Droney, Dave Paisley, Bryce Roth, Srini Gowda, Michelle Kirby. *NASA N+3 Subsonic Ultra Green Aircraft Research. SUGAR. Final Review*. 20April 2010, 297 p.
3. NASA/CR-2010-216794/VOL1N+3. *Aircraft Concept Designs and Trade Studies. Final Report*, 2010, vol. 1, 189 p.
4. Marty K. Bradley, Christopher K. Droney. *Subsonic Ultra Green Aircraft Research. Phase II: N+4 Advanced Concept Development*. NASA/CR-2012-217556, 2012, 148 p.
5. Guy Norris. Hybrid Help. *Aviation Week & Space Technology*, 2014, vol. 176, no. 3, pp. 42-43.
6. Ryabov P., Kalenskii S., Khaletskii Yu., Mirzoyan A. Efficiency assessment of HPS for advanced airliners using different fuels, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2014, vol. 86, issue 6, pp. 494-500, available at: <http://www.emeraldinsight.com/doi/full/10.1108/AEAT-06-2014-0088>
7. Ryabov P. Research of efficiency of the mid-flight power plant based on the hybrid engines for advanced airliners. *Proc ICAS 2014, 07-12 September 2014, St. Petersburg* available at: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0391_paper.pdf
8. Ezrokhi Yu.A., Kalenskii S.M., Ryabov P.A. *Patent RU 2511829*, 10.02.2014.
9. Selivanov O., Lukovnikov A., Ryabov P., Maximov A. Studies of propulsion system concepts for advanced subsonic airliners. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (Brisbane, Australia 23 - 28 September 2012)*, 5 p.