НАУКА и ОБРАЗОВАНИЕ

Эл № ФС77 - 48211. Государственная регистрация №0421200025. ISSN 1994-0408

электронный научно-технический журнал

## Сравнительный анализ параметров и характеристик различных схем силовой установки с дополнительным выносным винтовентилятором

# 12, декабрь 2012

DOI: 10.7463/1212.0511469

Эзрохи Ю. А., Каленский С. М., Полев А. С., Дрыгин А. С., Рябов П. А.

УДК 621.438

Россия, ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» <u>30105@ciam.ru</u>

#### Введение

Планомерное развитие авиационной промышленности, наряду с решением задач сегодняшнего дня, предполагает проведение поисковых исследований, результаты которых могут быть внедрены в производство в отдалённой перспективе (через 15-20 лет). В работах ЦАГИ было показано, что для российских разработчиков на 2025-2030 гг. целесообразно ставить задачу выпуска новых дальнемагистральных широкофюзеляжных самолетов с относительно невысокой пассажировместимостью (200 – 230 мест в трехклассной компоновке пассажирской кабины). Такой самолёт получил условное обозначение ДМС-200.

Одним из наиболее выигрышных, с точки зрения минимизации отрицательного воздействия на окружающую среду, схемно-конструктивных решений здесь является криоплан с криогенными водородными баками, расположенными внутри фюзеляжа. Однако, установка теплоизолированных криогенных баков большого объема приводит к значительному увеличению аэродинамического сопротивления самолета и повышению веса его конструкции. В результате затраты энергии на полет «водородного» самолета заметно превышают уровень самолета, двигатели которого работают на керосине.

Для снижения аэродинамического сопротивления фюзеляжа перспективного самолета в работе [1] было предложено использовать интегрированную силовую установку (СУ), включающую два двухконтурных турбореактивных двигателя (ТРДД), и в дополнение к маршевым двигателям установить в хвостовой части фюзеляжа

выносной винтовентилятор (см. рис. 1). В настоящей работе исследованы возможные варианты СУ для криогенного ДМС-200.



Рис. 1. Перспективный криогенный дальнемагистральный самолет ДМС-200

#### 1. Постановка задачи

В качестве базового маршевого двигателя выбран работающий на водороде двухвальный ТРДД с раздельными контурами и редуктором между вентилятором и каскадом подпорный ступеней (п.п.), компрессор высокого давления – одновальный, каскад подпорных ступеней и сопло наружного контура – регулируемые.

Основные параметры базового маршевого двигателя, на основе которого рассматривались различные варианты СУ, определялись из условия оптимального, относительно эффективных параметров, распределения свободной энергии между контурами ТРДД в условиях крейсерского полета (M=0,85 и H=11 км) с потребной тягой R=4500 кгс. Для двигателя с отбором мощности и воздуха только на самолётные нужды, при этой тяге, расчётная степень двухконтурности (отношение массового расхода воздуха, текущего по внешнему (второму) контуру к массовому расходу воздуха, текущего по внешнему (первому) контуру) m<sub>p</sub> = 13,3, значения степени повышения давления в вентиляторе (по внешнему контуру) было принято  $\pi_{в.II}^*=1,45$ ; степени повышения давления в группе подпорных ступеней и КВД были приняты, соответственно  $\pi_{п.II}^*=1,98$  и  $\pi_{\kappa BJ}^*=21,52$ .

КПД элементов двигателя выбраны в соответствии с прогнозом развития ТРДД для ДМС на 2025-2030 гг. [2].

Оценка массовых характеристик различных схемных решений была выполнена на базе модернизированной методики исследования влияния различных факторов на массово-габаритные характеристики перспективных ТРДД.

#### 2. Анализ возможных схем силовой установки

Возможные схемы компоновки силовой установки для рассматриваемого в настоящей работе самолёта приводятся на рис. 2.



1- выносной винтовентилятор; 2-хвостовая часть фюзеляжа; 3-пилон; 4 - маршевый ТРДД; 5 – газогенератор; 6- вентилятор; 7 - подпорные ступени; 8 - турбина низкого давления; 9-компрессор высокого давления; 10- турбина высокого давления; 11- камера сгорания; 12 – стартер генератор; 13 – узел отбора механической мощности; 14 – коробка двигательных агрегатов (КДА); 15 – вал привода КДА; 16- вал отбора механической мощности; 17- вал привода выносного винтовентилятор; 18 – блок управления электрической мощностью (БУ); 19 – электромотор; 20 – кабель передачи электрической мощности к БУ; 21 – кабель питания электромотора; 22 – турбина выносного винтовентилятора илектрической мощности к БУ; 21 – кабель питания электромотора; 24 – центральное тело; 25 – канал подвода газа к турбине выносного винтовентилятора; 26 – канал отвода газов; 27 – топливопровод; 28 – турбовальный двигатель (ТВаД); 29 – система подачи воздуха в батарею топливных элементов и ТВаД; 30 – электрохимический генератор на основе топливных элементов.

Рис. 2. Варианты схемы силовой установки ДМС-200 с различными приводами выносного винтовентилятора Для каждой схемы компоновки СУ были рассмотрены три варианта, отличающиеся между собой потребной мощностью на привод винтовентилятора и тягой маршевого двигателя. Данные для этих вариантов СУ представлены в таблице 1.

В таблице 1 и далее приняты следующие обозначения: для тяги - R, для механической мощности на винте - N<sub>винт</sub> или N<sub>e</sub> (для схем D и E) и для расчетной степени двухконтурности - m<sub>p</sub>.

Таблица 1.

Схема	Особенности компоновки СУ	вариант	Параметры маршевого ТРДД, дополнительного ТВаД, ТЭ	
	Винтовентилятор с	1	R=41,2 кН, N <sub>винт</sub> =750кВт, m <sub>p</sub> =12,5	
А	механическим приводом от	2	R=37,4 кН, N <sub>винт</sub> =1 540кВт, m <sub>p</sub> =11,7	
	маршевого ТРДД	3	R=35,3 кН, N <sub>винт</sub> =1 950кВт, m <sub>p</sub> =11,1	
	Винтовентилятор с	1	R=41,2 кН, N <sub>винт</sub> =750кВт, m <sub>p</sub> =12,5	
В	электрическим приводом от	2	R=37,4 кН, N <sub>винт</sub> =1 540кВт, m <sub>p</sub> =11,7	
	маршевого ТРДД	3	R=35,3 кН, N <sub>винт</sub> =1 950кВт, m <sub>p</sub> =11,1	
	Винтовентилятор с	1	R=41,2 кН, N <sub>винт</sub> =750кВт, m <sub>p</sub> =12,5	
С	газодинамическим приводом от	2	R=37,4 кН, N <sub>винт</sub> =1 540кВт, m <sub>p</sub> =11,7	
	маршевого ТРДД	3	R=35,3 кН, N <sub>винт</sub> =1 950кВт, m <sub>p</sub> =11,1	
	Винтовентилятор с	1	R=41,2 кН, m <sub>p</sub> =13,3, N <sub>e</sub> =750кВт	
D	механическим приводом от	2	R=37,4 $\kappa$ H, m <sub>p</sub> =13,3, N <sub>e</sub> =1 540 $\kappa$ BT	
	дополнительного ТВаД и	3	R=35,3 кН, m <sub>p</sub> =13,3, N <sub>e</sub> =1 950кВт	
	маршевый ТРДД			
	Винтовентилятор с	1	R=41,2 KH, $m_p = 13,3$ , $N_e = 750 \text{ KBT}$	
Е	электрическим приводом от	2	R=37,4 $\kappa$ H, m <sub>p</sub> =13,3, N <sub>e</sub> =1 540 $\kappa$ BT	
	топливного элемента (ТЭ),	3	R=35,3 кH, $m_p$ =13,3, N <sub>e</sub> =1 950кВт	
	работающего совместно с			
	маршевым ТРДД			

Рассмотренные схемы СУ и принятые для них основные параметры

С увеличением потребной мощности, отбираемой на привод винтовентилятора, оптимальная величина степени двухконтурности ТРДД снижается, что приводит к соответствующему снижению расчётной степени двухконтурности маршевого ТРДД в схемах A, B и C. B схемах D и E, где привод винтовентилятора производится от дополнительного источника энергии, расчётная степень двухконтурности маршевых

ТРДД не зависит от потребной мощности на привод винтовентилятора и остаётся неизменной для всех случаев (немного ниже, чем у базового двигателя из-за меньшей потребной тяги).

#### 3. Результаты расчёта весовых характеристик силовой установки

Предварительная оценка веса двигателя проводилась исходя из прогнозируемого значения удельного веса перспективного ТРДД 2025...2030 гг. на уровне значения удельного веса (веса СУ, отнесенной к тяги двигателя)  $\gamma_0=0,175$  кг/кгс (см. работу [2]).

Такие значения удельного веса можно ожидать при широком внедрении в конструкцию двигателя новых материалов:

- в вентиляторе перспективных углеродных композиционных материалов;
- в компрессоре дисков из титана и композиционных материалов, для лопаток передних ступеней - титана и лопаток задних ступеней - сплавов никеля;
- в турбине для передних ступеней композиционных материалов на основе керамической матрицы, а для задних ступеней - сплавов никеля, интерметаллида титана TiAl и т.д.

Результаты, полученные для разных вариантов схемы «А», приводятся в таблице 2.

Таблица 2.

Вес частей СУ	Схема				
	A-1	A-2	A-3		
Один маршевый ТРДД, кг	4 380	4 370	4 090		
Трансмиссия, кг	330	640	800		
Редуктор при винтовентиляторе, кг	280	560	700		
Вся силовая установка, кг	9 370	9 940	9 680		

Результаты оценок веса частей СУ, выполненной по схеме «А»

В таблице 2 приводится суммарный вес трансмиссии и редуктора при выносном винтовентиляторе для всей силовой установки. Она включает две отдельные трансмиссии для передачи отобранной мощности от каждого из основных двигателей и один общий редуктор при выносном винтовентиляторе.

В схеме «В» для электропривода винтовентилятора предполагается использовать регулируемый по частоте вращения электродвигатель постоянного тока. Механическую

трансмиссию заменяет электрическая проводка. В качестве источников питания рассматривались электрические генераторы переменного тока, приводимые во вращение за счет мощности, отобранной с вала маршевых ТРДД. Энергия, поступающая от генераторов, в преобразователе трансформируется в постоянный ток, необходимый для питания электродвигателя. Для оценки веса конструкции электрического привода винтовентилятора использовались прогнозируемые на 2025...2030 гг. уровни весового совершенства элементов электрического привода винтовентилятора для разных вариантов схемы «В», приводятся в таблице 3. Там же в скобках для сравнения приводятся величины, соответствующие современному уровню развития техники и технологии.

Таблица 3.

Рас настой СV	Схема				
Вес частей Су	B-1	B-2	B-3		
Один маршевый ТРДД, кг	4 380	4 370	4 090		
Электрические генераторы, кг	220 (300)	460 (620)	580 (780)		
Преобразователи, кг	150 (450)	310 (930)	390 (1 170)		
Электропривод, кг	180 (480)	370 (980)	470 (1 250)		
Вся силовая установка, кг	9 310	9 880	9 620		

Результаты оценок веса частей СУ, выполненной по схеме «В»

В схеме «С» винтовентилятор соединён валом через редуктор с дополнительной турбиной, которая приводится во вращение горячим газом, отбираемым из-за турбины низкого давления маршевых двигателей. Вес силовой установки оценивался так же, как и в схемах «А» и «В». Полученные результаты приводятся в таблице 4.

Таблица 4.

Вес частей СV	Схема				
	C-1	C-2	C-3		
Один маршевый ТРДД, кг	4 380	4 380	4 230		
Газоподводящие каналы, кг	130	400	500		
Турбина винтовентилятора, кг	60	100	130		
Редуктор, кг	210	420	525		
Вся силовая установка, кг	9160	9 680	9 615		

Результаты оценок веса частей СУ, выполненной по схеме «С»

В схеме «D» винтовентилятор приводится во вращение от дополнительного турбовального двигателя (ТВаД), с которым он соединён через редуктор механической трансмиссией. Предварительная оценка веса ТВаД проводилась исходя из удельного веса двигателей данного типа (ТВЗ-117, ТВЗ-117ВМА-СБЗ  $\gamma_{дв}$ =0,17...0,18 кг/кВт, см. работу [3]). Для схемы «D» вес редуктора предварительно был оценен по обобщениям, приведенным в работе [4]. Полученные результаты приводятся в таблице 5.

Таблица 5.

Вес настей СУ	Схема				
	D-1	D-2	D-3		
Один маршевый ТРДД, кг	4 850	4 370	4 090		
Дополнительный ТВаД, кг	300	620	790		
Редуктор, кг	280	560	700		
Вся силовая установка, кг	10 280	9 920	9 670		

Результаты оценок в	еса частей СУ, выпо.	лненной по схеме «D»
---------------------	----------------------	----------------------

Для осуществления привода выносного вентилятора, расположенного в хвостовой части фюзеляжа в схеме «Е», рассматривался электрический привод от батареи топливных элементов.

В качестве топливных элементов использованы работающие на водороде твердооксидные топливные элементы (ТОТЭ), предложенные ИЭ УрО РАН (см. работу [4]), как наиболее перспективные для дальнейшей разработки.

При расчетных оценках принималась следующая схема составной силовой установки. За компрессором высокого давления основных двигателей отбирается воздух, который поступает в воздушный канал батареи ТОТЭ. Для первого варианта (суммарная мощность  $N_{p1}$ =1500 кВт – это составляет по  $N_e$  =750 кВт на каждый из двух основных двигателей табл. 1) отбор воздуха составляет по  $G_{в1}$ =1,35 кг/с, что соответствует ~4,7 % от расхода через газогенератор; для второго варианта (суммарная мощность  $N_{p2}$ =3080 кВт – это составляет по  $N_e$  =1540 кВт на каждый из двух основных двигателей табл. 1) - G<sub>в2</sub>=2,77 кг/с (~10,5 %), для третьего (суммарная мощность  $N_{p3}$ =3900 кВт – это составляет по  $N_e$  =1950 кВт на каждый из двух основных двигателей табл. 1) – (~14,1 %). При этом считается, что в топливный канал батареи ТОТЭ подается водород с теми же параметрами, что и для основных двигателей, при этом коэффициент использования топлива составляет  $k_{\mu T}$ =0,9.

В батарее ТОТЭ, предложенных ИЭ УрО РАН [4], поддерживается постоянная рабочая температура Т<sub>р.тэ</sub>=1223 К за счет вырабатываемого тепла и поступившего на

вход рабочего тела. Потери тепла через теплоизоляцию принимались на уровне 2 %. С учетом потерь при преобразовании электрической энергии в механическую энергию  $\eta=0,99$ , в батарее ТОТЭ вырабатывалось  $N_{r_{3}1}=1515$  кВт,  $N_{r_{3}2}=3110$  кВт и  $N_{r_{3}3}=3940$  кВт. При этом на каждый из двух основных двигателей, в конечном результате, приходится по  $N_e = 750$ , 1540 и 1950 кВт дополнительной мощности (табл. 1) варианты Е-1, Е-2 и Е-3, соответственно. Выходящий из батареи ТОТЭ газ через камеру дожигания возвращается в проточный тракт каждого из двух основных двигателей за камерой сгорания, смешиваясь с основным потоком, поступающим на турбину.

Предварительная оценка веса топливной батареи проводилась по обобщенным данным для рассматриваемого типа топливных элементов. С учетом веса активной части блока топливных элементов и массового коэффициента, приходящегося на корпус и теплоизоляцию (по данным работы [4]), общий вес батареи топливных элементов составил  $M_{TЭ1}$ =690 кг,  $M_{TЭ2}$ =1415 кг и  $M_{TЭ3}$ =1800 кг (соответственно для вариантов Е-1, Е-2, Е-3).

Так как значительные габариты батареи топливных элементов могут влиять на интеграцию данных вариантов силовой установки в системе летательного аппарата, то был предварительно оценен объем, занимаемый топливной батареей, с учетом объема активной части блока топливных элементов, а также корпуса и теплоизоляции (по данным работы [4]). Общий объем батареи топливных элементов ориентировочно составил  $V_{TЭ1}$ =0,83 м<sup>3</sup>,  $V_{TЭ2}$ =1,69 м<sup>3</sup> и  $V_{TЭ3}$ =2,16 м<sup>3</sup> (соответственно для вариантов Е-1, Е-2, Е-3).

Вес перспективных камер дожигания для топливных элементов (с близкими параметрами газа на входе) оценивалась по параметру (отношение массы камеры дожигания к массовому расходу газа на входе)  $M_{\kappa,dow}/G_{\Gamma,Bx,max} \approx 10$  (по данным работы [4]); в этом случае масса камеры дожигания для трех рассмотренных вариантов составила  $M_{\kappa,dow1}=20$  кг,  $M_{\kappa,dow2}=40$  кг и  $M_{\kappa,dow3}=55$  кг (соответственно для вариантов Е-1, Е-2, Е-3).

Предварительная оценка веса электропривода для вариантов E-1, E-2, E-3 была проведена, аналогично вариантам B-1, B-2, B-3.

Массово-объемные показатели батареи топливных элементов сведены в таблице 6.

#### Таблица 6.

Массовые и объемные параметры СУ с батареей топливных элементов (схема «Е»)

Параметр	Схема			
Параметр	E-1	E-2	E-3	
Суммарная дополнительная мощность, кВт	1500	3080	3900	
Масса блока топливных элементов (7шт.), г		17,6		
Площадь активной поверхности ТЭ, объединенных в один блок, см <sup>2</sup>		55,0		
Массовый коэффициент конструкции батареи		0,4		
Объемный коэффициент конструкции батареи		0,4		
Коэффициент использования топлива в батарее		0,9		
Максимальная поверхностная удельная мощность, развиваемая ТЭ при нормальном давлении реакционных сред, Вт/см <sup>3</sup>	0,65			
Поверхностная удельная мощность развиваемая топливными элементами при рабочем режиме в условиях крейсерского полета, Вт/см <sup>2</sup>	лая е в 1,16			
Число рабочих блоков, шт.	23 746	48 276	61 740	
Масса батареи топливных элементов, кг	690	1 420	1 800	
Объем батареи топливных элементов, м <sup>3</sup>	0,83	1,69	2,16	
Масса камеры дожигания, кг	20	40	55	
Масса электропривода, кг	180	370	470	
Маршевый ТРДД, кг	4 850	4 370	4 090	
Вся силовая установка, кг	10 590	10 570	10 505	

# 4. Тягово-экономические характеристики силовой установки на крейсерском и дроссельных режимах

Для выполнения анализа было проведено сравнение параметров комбинированных силовых установок рассмотренных схем в условиях крейсерского полёта при числе Маха полета М<sub>H</sub>=0,85 и высоте полета H=11 км и в режиме

дросселирования на этой высоте. На рис. 3 показаны полученные дроссельные характеристики маршевых ТРДД, рассчитанные при неизменных положениях створок критических сечений сопел.

Дроссельные характеристики ТРДД в составе ИСУ выполненной по схеме A и схеме В получены с отбором мощности на привод винтовентилятора, снижающимся пропорционально тяге маршевого ТРДД.

Дроссельные характеристики ТРДД в составе ИСУ выполненной по схеме С полученные с отбором газа на привод винтовентилятора, снижающимся пропорционально тяге маршевого ТРДД, показаны на рис. 3 сплошной линией. При таком способе дросселирования доля газа, отбираемого от маршевого ТРДД на привод винтовентилятора, по мере снижения тяги ТРДД увеличивается. Поэтому, при больших величинах заданного отбора мощности (схемы С-2 и С-3) для поддержания заданного значения тяги по мере дросселирования режим работы ТРДД увеличивается (возрастают n<sub>нд</sub> и G<sub>в</sub>). Это не позволило существенно понизить тягу двигателя в вариантах С-2 и С-3. Более глубокое дросселирование в этом случае возможно только при опережающем темпе снижения тяги винтовентилятора, например при сохранении Характеристика, отбираемого полученная при таком способе доли газа. дросселирования ТРДД в составе СУ выполненной по схеме «С» показана на рис. 3 пунктиром.

Дроссельные характеристики ТРДД в составе СУ, выполненной по схеме «D», получены с учётом половины расхода топлива, потребляемого дополнительным ТВаД, мощность которого снижается пропорционально тяге маршевого ТРДД.

Дроссельные характеристики двигателей, работающих совместно с батареей топливных элементов (схема «Е»), были получены при условии поддержания стабильного режима работы топливных элементов. Так как при дросселировании температура воздуха на входе в батарею топливных элементов уменьшалась, то для поддержания теплового баланса (без увеличения расхода топлива) пропорционально уменьшался расход воздуха проходящего через топливные элементы. Вырабатываемая электрическая мощность уменьшилась незначительно. При определении суммарного удельного расхода топлива, приходящегося на один основной двигатель, учитывалась половина расхода топлива потребляемого батареей топливных элементов.



Рис. 3. Дроссельные характеристики маршевых ТРДД в рассмотренных схемах СУ (при М=0,85, H=11 км)

В таблице 7 приводятся полученные в данной работе оценки суммарных часовых расходов топлива и масс рассмотренных вариантов СУ, необходимые для проведения такой оценки. Там же приводится суммарная тяга СУ (от винтовентилятора и двух маршевых ТРДД) R<sub>CУ</sub> и подсчитанный по ней суммарный удельный расход топлива СУ С<sub>уд. СУ</sub>.

#### Таблица 7

Вариант	Параметры		Схема				
Duphuni			А	В	C	D	E
	$N_{\text{винт}}$	кВт	1500				
	$R_{\text{марш},\Sigma}$	кгс	8240				
1	R <sub>CV</sub>	кгс	9000				
1	с <sub>уд. С</sub> у	кг/(кгс ч)	0,18	0,18	0,1872	0,1824	0,176
	$G_{\text{t. Cy}}$	кг/ч	1620	1620	1684,8	1641,6	1584
	M <sub>CV</sub>	КГ	9370	9310	9160	10280	10590
	$N_{\text{винт}}$	кВт	3080				
	$R_{\text{марш.}\Sigma}$	кгс	7480				
2	R <sub>Cy</sub>	кгс	9000				
2	с <sub>уд. С</sub> у	кг/(кгс ч)	0,1744	0,1744	0,1872	0,1808	0,1664
	$G_{\scriptscriptstyle T.CY}$	кг/ч	1569,6	1569,6	1684,8	1627,2	1497,6
	M <sub>CV</sub>	КГ	9940	9880	9680	9920	10570
	$N_{\text{винт}}$	кВт	3900				
	$R_{\text{марш.}\Sigma}$	кгс	7060				
3	R <sub>Cy</sub>	кгс	9000				
J	с <sub>уд. С</sub> у	кг/(кгс ч)	0,1704	0,1704	0,1864	0,1792	0,1608
	$G_{\text{t. Cy}}$	кг/ч	1533,6	1533,6	1677,6	1612,8	1447,2
	M <sub>CV</sub>	КГ	9680	9620	9615	9670	10505

Оценка массы и суммарных часовых расходов топлива рассмотренных вариантов СУ.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

Из данных, приведенных в таблице 7 и на рисунке 3 следует, что для прогнозируемого уровня технологий 2025...2030 г., наименьшее значение удельного расхода топлива имеет СУ с электрическим приводом выносного вентилятора от батареи топливных элементов. Но, этот вариант СУ обладает и наибольшей массой.

Так как, при выборе наиболее предпочтительной схемы СУ необходимо учитывать не только характеристики ее экономичности, но и массово-габаритные характеристики силовой установки в целом с учетом необходимого количества топлива на борту, то это можно сделать только при оценке характеристик в системе летательного аппарата. Из таблицы 7 видно, что наименьшей массой обладает СУ с газодинамическим приводом винтовентилятора от маршевых ТРДД (схема «С»). Однако, силовая установка этой схемы имеет наибольший по сравнению с другими схемами расход топлива. Поэтому (согласно предварительной оценке) СУ по схеме «С» может рассматриваться в качестве альтернативной только для летательного аппарата небольшой дальности.

При более длительном полёте (до ~11,5 ч и выше), по-видимому, целесообразно будет использовать СУ с электрическим приводом винтовентилятора от маршевых ТРДД (схема «В»).

В случае недостижения прогнозируемых весовых параметров агрегатов электропривода (для схем «В» и «Е»), наиболее предпочтительной, по-видимому, следует считать СУ с механическим приводом винтовентилятора от маршевых ТРДД (схема «А»).

Использование СУ по схеме «Е» (с батареей топливных элементов), даже, с учетом оптимистического прогноза по массово-габаритным параметрам батареи и без учета технологических проблем, связанных с ее эксплуатацией на летательном аппарате, может рассматриваться в качестве альтернативной только для очень продолжительного полета (более 12...14 часов).

Силовая установка с механическим приводом винтовентилятора от дополнительного турбовального двигателя и двумя маршевыми ТРДД (схема «D») проигрывает другим рассмотренным схемам, как по экономичности, так и по весовым параметрам.

#### Список литературы

1. Уджуху А.Ю., Сонин О.В. и др. Проблемы и перспективы применения схем пассажирских самолетов с отбором в силовую установку пограничного слоя фюзеляжа // Материалы II Международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (Москва, ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005). С. 230-232.

2. Ланшин А.И., Палкин В.А., Федякин В.Н. Анализ тенденций развития авиационных двигателей для самолетов гражданской авиации // Двигатель. 2010. № 6. С. 2-5.

3. Авиационные двигатели / Под ред. И.Г. Шустова. М.: ИД «Аэросфера», 2007. 344 с.

4. Иванов В.В., Липилин А.С., Спирин А.В., Ремпель А.А., Паранин С.Н., Хрустов В.Р., Шкерин С.Н., Валенцев А.В., Журавлев В.Д. Формирование многослойных структур твердооксидного топливного элемента // Альтернативная энергетика и экология. 2007. № 2 (46). С. 75-88.

# **SCIENCE and EDUCATION**

EL Nº FS77 - 48211. Nº0421200025. ISSN 1994-0408

electronic scientific and technical journal

# Comparative analysis of parameters and characteristics of different power plant schemes with an additional remote propfan

### # 12, December 2012

### DOI: 10.7463/1212.0511469

Ezrohi Yu.A., Kalenskii S.M., Polev A.S., Drygin A.S., Ryabov P.A.

Russia, Central Institute of Aviation Motors after PI Baranov

30105@ciam.ru

The authors made an assessment of economic and mass-overall characteristics of a power plant in a long distance aircraft using cryogenic fuel. The scheme consists of two dual-flow turbojet engines and a remote propfan mounted in the rear fuselage the thrust of which compensates aerodynamic resistance of the fuselage. The authors examined five design maps of the remote propfan drive, including the schemes using a fuel cell power plant. They estimated characteristics of these schemes at different levels of power ratio of cruise engines and the external propfan. A comparative analysis of the mechanical, electrical and gas-dynamic drive of the remote propfan was made. The authors present conclusions on practical schemes of an integrated circuit power plant and their application.

**Publications with keywords:** <u>aviation gas-turbine engine</u>, <u>speed characteristics</u>, <u>throttle</u> <u>characteristics</u>, <u>turbofan engine</u>, <u>combined gas turbine engine</u>, <u>solid oxide fuel cells</u> **Publications with words:** <u>aviation gas-turbine engine</u>, <u>speed characteristics</u>, <u>throttle</u> <u>characteristics</u>, <u>turbofan engine</u>, <u>combined gas turbine engine</u>, <u>solid oxide fuel cells</u>

#### References

1. Udzhukhu A.Iu., Sonin O.V., et al. Problemy i perspektivy primeneniia skhem passazhirskikh samoletov s otborom v silovuiu ustanovku pogranichnogo sloia fiuzeliazha [Problems and prospects of application circuits of passenger aircrafts with the selection of boundary layer of the fuselage in the powerplant]. *Materialy 2 Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii «Aviadvigateli 21 veka»* [Materials of the 2<sup>nd</sup> International scientific-technical conference «Aero Engines of the 21century»]. Moscow, Central Institute of Aviation Motors them. Baranov, 2005, pp. 230-232.

2. Lanshin A.I., Palkin V.A., Fediakin V.N. Analiz tendentsii razvitiia aviatsionnykh dvigatelei dlia samoletov grazhdanskoi aviatsii [Analysis of progress trends of aircraft engines for civil aircraft]. *Dvigatel*', 2010, no. 6, pp. 2-5.

3. Shustov I.G., ed. *Aviatsionnye dvigateli* [Aircraft engines]. Moscow, Izdatel'skii dom «Aerosfera», 2007. 344 p.

4. Ivanov V.V., Lipilin A.S., Spirin A.V., Rempel' A.A., Paranin S.N., Khrustov V.R., Shkerin S.N., Valentsev A.V., Zhuravlev V.D. Formirovanie mnogosloinykh struktur tverdooksidnogo toplivnogo elementa [Formation of of multilayer structures of solid oxide fuel cell]. *Al'ternativnaia energetika i ekologiia* [Alternative energy and ecology], 2007, no. 2 (46), pp. 75-88.