

УДК 629.7.083

Ю.А. УЛИТЕНКО, А.В. ЕЛАНСКИЙ, И.Ф. КРАВЧЕНКО

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье

ПРОБЛЕМЫ ВЫБОРА СХЕМЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТРАНСПОРТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

В данной статье кратко рассмотрены пути создания двигателей для силовой установки первой ступени транспортно-космической системы. Проведен анализ существующих разработок. Изложены и обоснованы результаты выбора параметров и рассмотрены возможные конструктивные компоновки двигателей для силовой установки первой ступени транспортно-космической системы. Практическое применение полученных результатов позволит решить ряд транспортных проблем по доставке полезных грузов на околоземную орбиту, а в перспективе и созданию высокоскоростных летательных аппаратов для пассажирских перевозок.

Ключевые слова: транспортно-космическая система, комбинированная силовая установка, турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой, прямоточный воздушно-реактивный двигатель.

Введение

В течение последних 10 лет в мире широким фронтом развернулись исследования ракетной техники, оснащенной комбинированными силовыми установками (КСУ). Причина состоит в желании не только решить военные проблемы, но и предложить принципиально новые транспортные средства, предназначенные для вывода полезных грузов на околоземную орбиту, а также экономичной и сверхоперативной доставки пассажиров и грузов при трансконтинентальных перелетах.

Транспортно-космическая система (ТКС) [1], оснащенная комбинированными воздушно-реактивными двигателями, может быть эффективно использована для вывода малых искусственных спутников Земли.

Сегодняшние системы вывода грузов в космос имеют общую проблему: для каждого килограмма полезной нагрузки нужно везти с собой многократное количество топлива, чтобы груз вообще мог набрать орбитальную скорость. Например, 85 % от 750 тонн стартовой массы ракеты-носителя "Ариан-5" составляет масса топлива твердотопливных бустеров и масса работающей на жидком водороде и кислороде главной ступени. Каждый килограмм, сэкономленный на топливе, приводит к увеличению КПД носителя.

Использование КСУ позволяет существенно снизить удельную стоимость доставки 1 кг полезного груза на орбиту. Кроме того для осуществления запуска с помощью ТКС нет необходимости наличия космодрома с немалой зоной отчуждения для падения отделяемых частей, что позволяет производить эксплуатацию в любой точке планеты при наличии аэродрома.

Однако разработка подобных летательных аппаратов (ЛА), оснащенных воздушно-реактивными и комбинированными двигателями сталкивается с рядом практических трудностей.

Проектирование подобных устройств уже не укладывается в типичный технологический процесс (корпус ракеты или планер самолета отдельно, двигатель отдельно).

Сверхзвуковые скорости полета требуют совместной разработки внешних форм летательного аппарата и конструкции его двигателя. Сверхзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели имеют такую большую протяженность, что их геометрия оказывает уже непосредственное влияние на внешний вид ЛА.

Плохое сгорание топлива в сверхзвуковом потоке требуют применения специальной конфигурации смесительной камеры двигателя.

Поскольку в сверхзвуковых ЛА внутренние тракты двигателя занимают объем, сопоставимый с полным объемом фюзеляжа, а скорость течения внутри двигателя существенно выше, чем у традиционных ВРД, то использование фронтных устройств и стабилизаторов горения традиционной конструкции приводит к недопустимому уровню внутреннего сопротивления.

Большие скорости воздушного потока на входе при традиционных системах сжатия приводят к недопустимому уровню потерь полного давления, что влияет на экономичность и, соответственно, дальность полета.

В настоящей статье изложены проблемы формирования облика и разработки направленные на создание первой ступени транспортно-космической системы.

Анализ существующих разработок

Наибольшее распространение в военной и гражданской авиации получили газотурбинные двигатели различных типов. Однако, их скоростные характеристики ограничены значениями $M=2-3$. В то же время, опыт применения таких самолетов, как SR-71 и МиГ-25, показал, что именно диапазон скоростей $M>2,5-3$ делает летательный аппарат трудно уязвимым. Тем не менее, модернизации силовых установок данного типа в США придается особое значение. Так, например, уже около пятнадцати лет правительственные организации совместно с промышленными компаниями ведут, и весьма успешно, работы по программе Integrated High Performance Turbine Engine Technologies (ИПРТЕТ), направленной на повышение энергетических и экономических показателей газотурбинных двигателей. В 2000 г. была учреждена новая долгосрочная программа Versatile Affordable Advanced Turbine Engine (VAATE) с примерно схожими задачами.

Турбореактивные двигатели развивались высокими темпами где-то до середины 80-х годов. Затем, по аналогии с развитием поршневых двигателей, наблюдается явное замедление прогресса, затягивается создание реактивного двигателя пятого поколения F119 и F135/136.

В ходе программ модернизации ИПРТЕТ характеристики двигателей четвертого поколения F100-PW-229 и F110-GE-129 практически доведены до уровня пятого поколения. Проведенное исследование развития характеристик реактивных двигателей по поколениям показало, что, начиная с ГТД третьего поколения, основные удельные параметры, такие как удельная масса γ и удельный расход топлива $C_{уд}$, снижаются незначительно, при этом относительная цена двигателя резко возрастает.

В то же время, изучаются возможности качественного улучшения скоростных показателей силовых установок, созданных на базе газотурбинных двигателей. Весьма привлекательным вариантом считается двигатель SteamJet. Данная установка представляет собой обычный турбореактивный двигатель с инжектором, обеспечивающим впрыск воды, жидкого воздуха или кислорода в воздушный канал воздухозаборника. Подача газифицированного в теплообменнике компонента позволяет повысить эффективность работы компрессора, а также снизить температуру торможения.

В середине 60-х годов в СССР и США появились сходные по концепции проекты воздушно-космических систем «Спираль» и NASP X-30 (рис. 1, 2).

Самолет-разгонщик комплекса «Спираль» оснащался стартовыми турбореактивными двигателя-

ми и маршевыми ПВРД, одноступенчатый воздушно-космический самолет X-30 имел прямоточные двигатели со сверхзвуковым горением и разгонные жидкостные ракетные двигатели. В англоязычной литературе СПВРД принято обозначать термином Scramjet.



Рис. 1. Спираль



Рис. 2. NASP X-30

ПВРД со сверхзвуковым горением позволяют достичь значительного увеличения скорости полета (до значений $M=10-12$). Однако, эти двигатели требуют наличия системы охлаждения, а также чрезвычайно сложной организации подачи топлива (время на образование рабочей смеси ограничено 1 мс). В воздухозаборниках СПВРД воздух не тормозится до дозвуковых скоростей.

Для поддержания высокоскоростного горения в качестве горючего приходится использовать либо топливо с химически активными, но весьма токсичными добавками, либо водород, отличающийся низкой плотностью, летучестью и взрывоопасностью. Все эти обстоятельства ограничивают области практического (в первую очередь, военного) применения СПВРД.

Таким образом, для гиперзвуковых ЛА могут применяться комбинации ТРД или ТРДД и прямоточных двигателей, работающих на углеводородном горючем, либо на водороде.

Непосредственным наследником программы NASP стал проект X-43 (рис. 3), в ходе которого в NASA на небольших летательных аппаратах отработывался водородный СПВРД, рассчитанный на скорость до $M = 7$. Аналогом данного проекта являлась советская разработка Ту-2000 (рис. 4).



Рис. 3. X-43

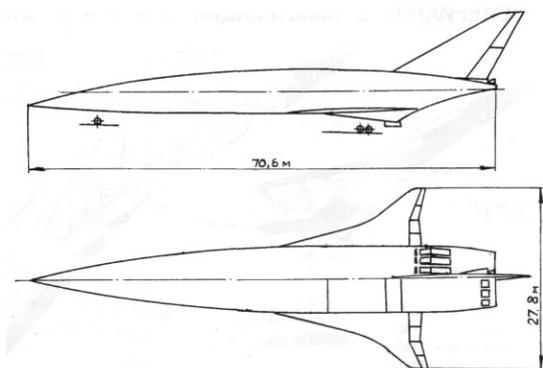


Рис. 4. Схема Ту-2000

Наивысшей точкой развития «керосиновых» СПВРД является разрабатываемая в рамках концепции «быстрого глобального удара» гиперзвуковая крылатая ракета X-51A (рис. 5), рассчитанная на скорость 6500 км/ч.

Двигатель SJX-61 данной ракеты был испытан весной 2007 г.

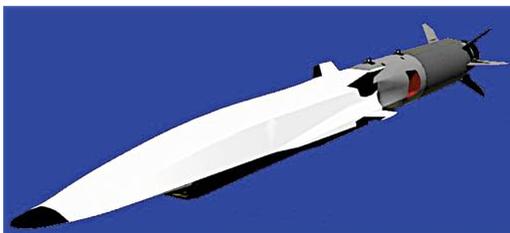


Рис. 5. Гиперзвуковая крылатая ракета X-51A

Постановка задачи

Решить проблему выбора облика первой ступени для разгона транспортно-космической системы.

Работа первой ступени осуществляется на скоростях до 4-6 Махов и до высот 25 – 30 км.

Силовая установка должна быть работоспособной исходя из условий всех этапов эксплуатации (руление по воздушно-посадочной полосе (ВПП), старт с ВПП, разгон, возврат на аэродром базирования и посадка на ВПП) и обеспечивать максимальную тяговооруженность при минимальном расходе топлива.

Эксплуатация не должна требовать создания специальной инфраструктуры на аэродромах, а

обеспечиваться существующей базой, что расширит географию применения ЛА.

Решение задачи

На начальном этапе решается задача выбора силовой установки для сверхзвукового БПЛА ТКС.

Проанализировав существующие типы двигателей (ВРД, ПВРД и ЖРД), приходим к выводу, что с одним типом двигателя выполнить первую ступень БПЛА достаточно проблематично. Однако возможно использовать комбинацию типов двигателей для работы каждого на оптимальном для него участке.

Таковыми комбинациями могут быть:

- ТРДДФ+ПВРД;
- ТРДДФ+ЖРД.

Так как применение ЖРД является малоэффективным, вследствие крайне малой экономичности этих двигателей, рационально при пролете носителя через атмосферу использовать содержащийся в ней кислород. Но традиционные турбореактивные двигатели (ТРД), используемые на большинстве авиалайнеров и боевых самолетах, могут по конструктивным причинам применяться только до скорости $M=2-3$.

Здесь начинается рабочая область прямоточных двигателей [2,4], которые можно применять до высоких гиперзвуковых скоростей, т.е. выше $M=5$. Помимо космического транспорта, эти двигатели могут применяться и в перспективных высокоскоростных самолетах. Они сочетают увеличенную дальность полета с низким весом и компактностью конструкции.

Но так как запуск ПВРД без стартового ускорения невозможен, то рационально для разгона и выхода в область запуска использовать ТРДДФ [3].

Комбинированная силовая установка на основе турбопрямоточных двигателей, объединяющих в себе режимы работы газотурбинного двигателя (ГТД) и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), рассматривается в качестве основного варианта для полета с максимальным числом Маха $M=4-6$. В результате многочисленных исследований, в странах бывшего СССР и других авиационных державах сформировалась типичная схема интегральной компоновки такой силовой установки, в которой все двигатели размещены в общей гондole, расположенной под фюзеляжем ЛА. При такой компоновке нижняя поверхность передней части фюзеляжа участвует в предварительном поджатии потока воздуха, поступающего в двигатель, а нижняя поверхность задней части фюзеляжа – в расширении продуктов сгорания двигателя. КСУ содержит несколько секций с отдельно расположенными трактами ГТД и ПВРД.

В качестве газотурбинного двигателя рассмотрено использование разработанного ГП «Ивченко-Прогресс» турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ), как наиболее подходящего для выполнения взлета и разгона транспортно-космической системы до момента запуска ПВРД.

В рамках работы рассмотрена возможность применения системы для впрыска охладителя на входе в ТРДДФ типа АИ-222-25Ф [5, 6]. В качестве охладителя была выбрана вода, как наиболее распространенное и дешевое вещество.

Предполагается, что применение системы впрыска обеспечит стабильность характеристик двигателя от момента взлета до скоростей $M=3,5...4$, при этом расход топлива должен несколько уменьшиться, а тяговооруженность приблизится к уровню ПВРД.

Впрыск воды должен обеспечить охлаждение рабочего тела до температуры 120°C . Расчет проводился при различных температурах подаваемого охладителя (воды), которые составляют 20°C и 60°C , с учетом и без учета потерь в воздухозаборнике для одного килограмма воздуха. То есть определялось количество воды, необходимое для охлаждения 1 кг воздуха до температуры 120°C при заданных условиях полета ТКС.

Расчеты показали, что диапазон применения данного охладителя существенно уменьшается с ростом скорости и высоты полета вследствие уменьшения давления и, соответственно, уменьшения температуры кипения воды. То есть, на определенных режимах становится физически невозможным испарить охладитель, так как его температура кипения ниже необходимой температуры рабочего тела.

Кроме того, с увеличением скорости и высоты значительно увеличивается потребный расход охладителя. В некоторых случаях он достигает значений, соизмеримых с расходом топлива, что значительно увеличит взлетный вес ЛА.

Также применение данной системы приведет к изменению физических свойств рабочего тела (вместо воздуха рабочим телом становится паровоздушная смесь). Вследствие этого требуется существенное изменение и усложнение конструкции двигателя:

- изменение размеров и формы проточной части двигателя;
- усиление корпусов;
- перепрофилирование лопаток компрессоров и турбин;
- изменение применяемых материалов.

Таким образом, возможность практического применения данной системы требует дополни-

тельной и более детальной проработки в системе двигателя [6].

В процессе выполнения работы выполнен анализ возможных схем сочетаний двигателя ТРДДФ с ПВРД в системе СУ ТКС.

На данном этапе исследований рассматривалось 4 варианта состава силовых установок для ТКС (рис. 6 – 9).

Первый вариант (рис. 6). Силовая установка состоит из двух ТРДДФ в центре и двух ПВРД по бокам и имеет два боковых воздухозаборника.

На определенной скорости полета регулируемые створки после воздухозаборников изменяют направление потока воздуха, идущего к двигателям – к двум ТРДДФ или к двум ПВРД.

Оси двигателей расположены в горизонтальной плоскости самолета-носителя, что позволяет над ними крепить объект запуска.

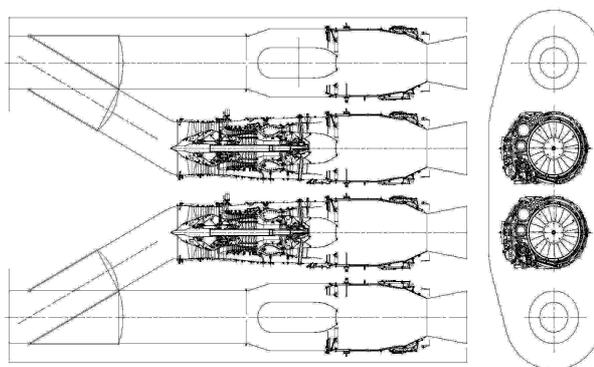


Рис. 6. Конструктивная схема первого варианта

Второй вариант (рис. 7). Силовая установка состоит из двух боковых ТРДДФ и одного ПВРД в центре.

На определенной скорости полета регулируемые створки после воздухозаборников изменяют направление потока воздуха, идущего к двигателям (к двум ТРДДФ или к одному ПВРД). Оси двигателей расположены в горизонтальной плоскости самолета-носителя, что позволяет над ними крепить объект запуска.

Центральный ПВРД, имеющий тягу, равную тяге двух ПВРД первого варианта силовой установки, имеет конструкцию, аналогичную с первым вариантом силовой установки, но увеличенных размеров, и воздух к нему поступает от двух воздухозаборников.

Третий вариант (рис. 8). Силовая установка состоит из двух расположенных в горизонтальной плоскости ТРДД без форсажных камер сгорания и одного ПВРД в центре.

Камера сгорания ПВРД используется как форсажная, когда работают ТРДД.

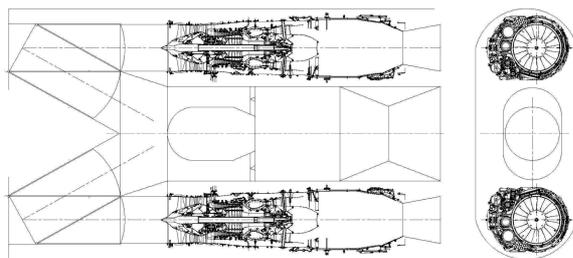


Рис. 7. Конструктивная схема второго варианта

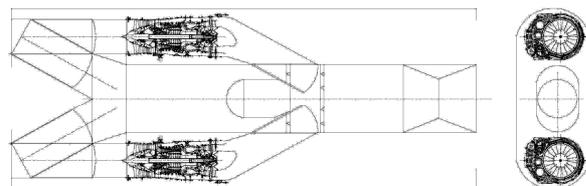


Рис. 8. Конструктивная схема третьего варианта

На определенной скорости полета регулируемые створки после воздухозаборников изменяют направление потока воздуха, идущего к двигателям (к двум ТРДД или одному ПВРД в обход ТРДД).

Конструкция ПВРД этого варианта аналогична конструкции ПВРД второго варианта, но в связи со входом в ПВРД газов из-за турбины ТРДДФ (на малых скоростях полета) появляется механизм регулируемых створок при выходе газов из-за турбины ТРДДФ на вход в ПВРД и увеличивается длина канала за регулируемыми створками после воздухозаборника до входа в ПВРД.

Четвертый вариант (рис. 9). Силовая установка состоит из двух расположенных в горизонтальной плоскости ТРДД и двух расположенных за ними соосно ПВРД. Камеры сгорания ПВРД используется как форсажные, когда работают ТРДД.

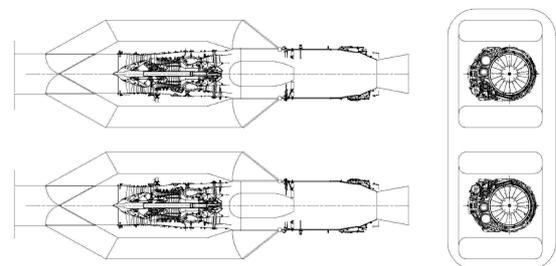


Рис. 9. Конструктивная схема четвертого варианта

На определенной скорости полета регулируемые створки после воздухозаборников изменяют направление потока воздуха, идущего к двигателям (двум ТРДД или к двум ПВРД в обход ТРДД).

Конструкция ПВРД этого варианта аналогична конструкции ПВРД первого варианта, но в связи с работой ПВРД в двух режимах (в области низких скоростей полета как ФКС ТРДДФ и как собственно ПВРД при больших числах Маха) внесены изменения в конструкцию фронтального устройства и распылителей топлива.

Усложняется механизм регулируемых створок после воздухозаборника, так как для каждого воздухозаборника имеются два обводных канала вокруг каждого ТРДД и появляется механизм регулируемых створок при выходе из этих обводных каналов на вход в ПВРД.

Предварительные габаритные размеры и массы 4 вариантов силовых установок представлены в табл. 1.

Таблица 1

Предварительные габаритные размеры и массы 4 вариантов силовых установок

№ варианта	Относительная длина СУ	Относительная ширина СУ	Относительная высота СУ	Относительная масса СУ
1 Вариант	1,0000	1,2484	1,0000	1,0000
2 Вариант	1,0455	1,0318	1,0000	1,1146
3 Вариант	1,5491	1,0000	1,0000	1,2225
4 Вариант	1,0545	1,2261	1,1579	1,5048

Выводы

Проведенный авторами комплекс научно – исследовательских работ по поиску оптимального варианта конструктивной схемы первой ступени ТКС позволяет сделать следующие выводы:

1. Создание первой ступени БПЛА с одним типом двигателя достаточно проблематично.

2. Использование КСУ позволяет расширить диапазон применения ЛА от чисел Маха, равных 0, до М=3-4;

3. Наиболее оптимальной КСУ является сочетание ТРДДФ+ПВРД.

4. Из четырех проанализированных вариантов лучшими являются первый и второй варианты силовых установок из-за меньшей массы, размеров и менее сложной конструкции. Первый вариант имеет меньшую массу, а также два ПВРД вместо одного во втором варианте, что может сказаться на стоимости силовой установки, ее надежности и сложности эксплуатации.

5. Дальнейшим направлением научных исследований должна стать оптимизация параметров выбранного варианта КСУ для ТКС и рассмотрение

возможности расширения скоростного диапазона эксплуатации.

Литература

1. Методический подход к проектированию транспортно-космической системы [Текст] / А.В. Аксёненко, А.Э. Кашианов, Н.В. Полуян, В.Е. Тарасов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2012. – № 4 (91). – С. 27 – 33.

2. Бондарюк, М.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели [Текст] / М.М. Бондарюк, С.М. Ильяшенко. – М.: Типография Оборонгиза, 1958. – 394 с.

3. Скубачевский, Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели [Текст] / Г.С. Скубачевский. – М.: Машиностроение, 1974. – 521 с.

4. Артёмов, О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик) [Текст] / О.А. Артёмов. – М.: Спутник, 2006. – 375 с.

5. Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой АИ-222К-25Ф. Эскизный проект [Текст] / ГП «Ивченко-Прогресс», 2005. – 584 с.

6. Разработка концепции создания силовой установки на базе ТРДД АИ-222-25Ф для полетов со скоростями 0...6 М на высотах до 25...40 км.: отчет о НИР [Текст] / Государственный концерн УКРОБОРОНПРОМ; Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко», рук. В.М. Меркулов. – Т/о № 53/2012. – 2012. – 10 с.

Поступила в редакцию 17.05.2013, рассмотрена на редколлегии 13.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ПРОБЛЕМИ ВИБОРУ СХЕМИ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПЕРШОЇ СТУПЕНІ ТРАНСПОРТНО-КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ

Ю.О. Улітенко, О.В. Єланський, І.Ф. Кравченко

В даній статті кратко розглянуті шляхи створення двигунів для силовой установки першої ступені транспортно-космічної системи. Виконано аналіз існуючих розробок. Викладені і обґрунтовані результати вибору параметрів і розглянуті можливі конструктивні компоновки двигунів для силовой установки першої ступені транспортно-космічної системи. Практичне застосування отриманих результатів дозволить вирішити ряд транспортних проблем з доставки корисних вантажів на земну орбіту, а в перспективі і створенню високошвидкісних літальних апаратів для пасажирських перевезень.

Ключові слова: транспортно-космічна система, комбінована силова установка, турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою, прямоточний повітряно-реактивний двигун.

PROBLEMS OF SELECTION OF CONFIGURATION FOR POWERPLANT INTENDED FOR SPACE TRANSPORTATION SYSTEM STAGE 1

Yu.A. Ulitenko, A.V. Yelansky, I.F. Kravchenko

This article includes a brief discussion of the ways of engine development for a powerplant intended for a space transportation system stage 1. The analysis of the existing technical solutions has been performed. The results of the parameter selection have been represented and substantiated, and the probable design arrangements of engines for a powerplant of the space transportation system stage 1 have been studied. Application of the obtained results in practice will allow to solve a number of transportation problems related to a delivery of a payload onto a near-Earth orbit, and also a development of high-performance aircraft for execution of passenger operations in future.

Key words: space transportation system, complex powerplant, turbofan engine with afterburner, ramjet.

Улітенко Юрій Александрович – інженер-конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Єланський Александр Витальевич – начальник бригади перспективних розробок ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

Кравченко Игорь Федорович – канд. техн. наук, доцент, Генеральний конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.