

РЕЗУЛЬТАТЫ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И РАЦИОНАЛЬНЫЕ ОБЛАСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ

© 2006 Е.Ю. Марчуков¹, Ю.Н. Нечаев², А.И. Тарасов², А.С. Полев²

¹НТЦ им. А.Люльки НПО «Сатурн», ²ВВИА им. Н.Е. Жуковского, г. Москва

Рассматриваются перспективы применения в авиации пульсирующих детонационных двигателей (ПудД) новой оригинальной схемы - не имеющей аналогов в мировой практике. В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичным, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях.

Введение

Тяговый модуль у таких двигателей [1,2] предназначается для осуществления быстрого двухстадийного сгорания топлива и создания реактивной тяги за счёт высоких скоростей истечения продуктов сгорания. Испытуемый ТМ состоит из реактора и резонатора (рис. 1). На входе в реактор подаётся сжатый воздух от постороннего источника, именуемого генератором сжатого воздуха (ГСВ), в этом качестве можно использовать и ГТД. В реакторе осуществляется предварительная подготовка топливозвоздушной смеси (ТВС) к быстрому (в пределе детонационному) сгоранию – за счёт разложения переобогащённой ТВС на химически активные составляющие. Для обеспечения экзотермических реакций разложения ТВС используются специальные горелочные устройства в виде миниатюрных камер сгорания с системой завихрителей и стабилизаторов. В этих устройствах осуществляется первая (подготовительная) стадия процесса горения топлива – его активация с образованием малоатомных газов и активных радикалов.

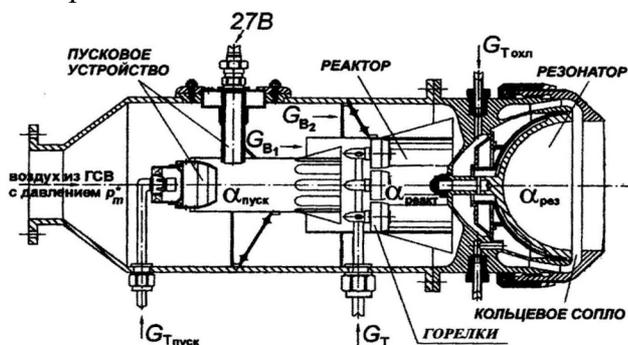


Рис. 1. Высокочастотный пульсирующий тяговый модуль

Подготовленная ТВС подаётся в резонатор полусферической формы через кольцевое сопло, установленное в выходной

плоскости резонатора. В резонаторе такой формы за счёт эффекта Гартмана–Шпрингера возникают высокочастотные пульсации газового потока, а в центре резонатора (в его «фокусе») происходит значительное местное повышение мгновенных пиковых значений давления и температуры, достаточных для осуществления второй стадии процесса горения – быстрого сгорания горючей смеси в волнах сжатия.

1. Результаты экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования высокочастотных пульсирующих тяговых модулей (ТМ), предназначенных для двигателей нового типа – пульсирующих детонационных двигателей (ПудД) проводились на базе Троицкого института термоядерных исследований [3], на импульсном стенде Института механики МГУ [4], а в последние годы на стендах НТЦ им. А. Люльки НПО «Сатурн» [5] и ВВИА им. Н.Е. Жуковского [6]. Итогом этих работ явилось создание (по рекомендации научно-технической конференции ЦИАМ от 10.03.2004 г.) специального демонстратора, испытания которого были проведены в присутствии представителей ряда организаций в 2004 г. на испытательной установке У20.176.00.00 стенда № 9 ЭБ.50 1170.310ПМ НТЦ им. А. Люльки [7].

В данной статье приведем только результаты, полученные на стенде НТЦ им. А. Люльки (рис.2). Стенд непрерывного действия с подачей в ТМ сжатого воздуха из баллонной системы с вертикальным расположением модели и с замерами тяги, расходов воздуха в контурах G_{B1} и G_{B2} , расхода топлива и ряда других параметров и может

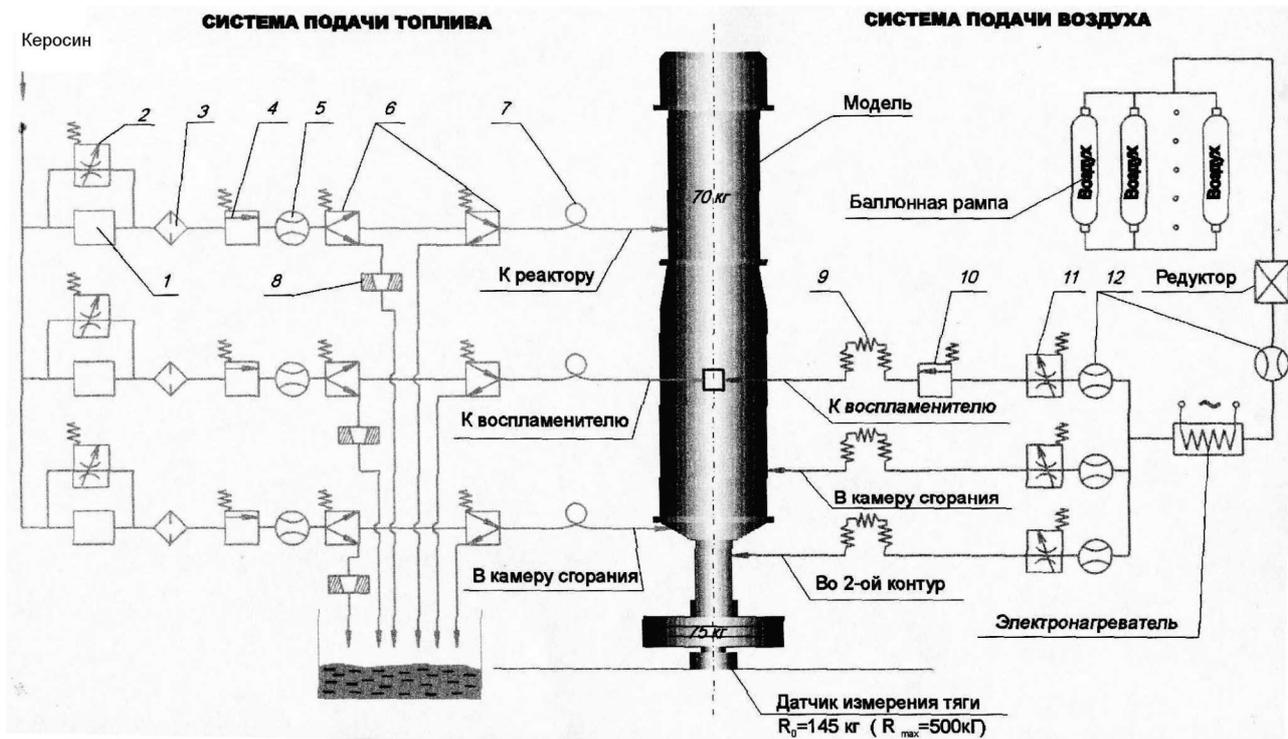


Рис. 2. Стенд НТЦ им. А.Люльки

обеспечивать изменение давления P_m^* в широком диапазоне. Для изменения температуры воздуха T_m^* , поступающего в ТМ, установлен электроподогреватель, мощности которого хватает для подогрева воздуха до $\sim 750\text{K}$. Проведено 45 «горячих» запусков.

Экспериментальные модели ПудД, работали на керосино-воздушных топливных смесях. Характерная длительность испытаний составляла до 15...20 секунд и ограничивалась жаропрочностью и жаростойкостью применяемых конструкционных материалов в неохлаждаемой модели.

Тяговый модуль представлен на рис. 3. Экспериментальная модель представляет собой последовательно соединенные последовательно соединенную камеру сгорания реактор и резонатор, которая свободно опиралась на тензометрический датчик усилия. В камеру сгорания подавались сжатый воздух и керосин.

Временная развертка параметров испытаний представлена на рис.4, где изображены зависимости давления p на входе в резонатор и тяга R . Интервал $t = 7...12$ с соответствует розжигу камеры сгорания модели и выходу ее на стационарный режим, а $t = 12...23$ с – выходу на режим детонационного сгорания.

Обнаружено, что при продувках резонатора сжатым воздухом без сжигания топлива наблюдается эффект, возрастания тяги по сравнению с тягой, получаемой при уста-

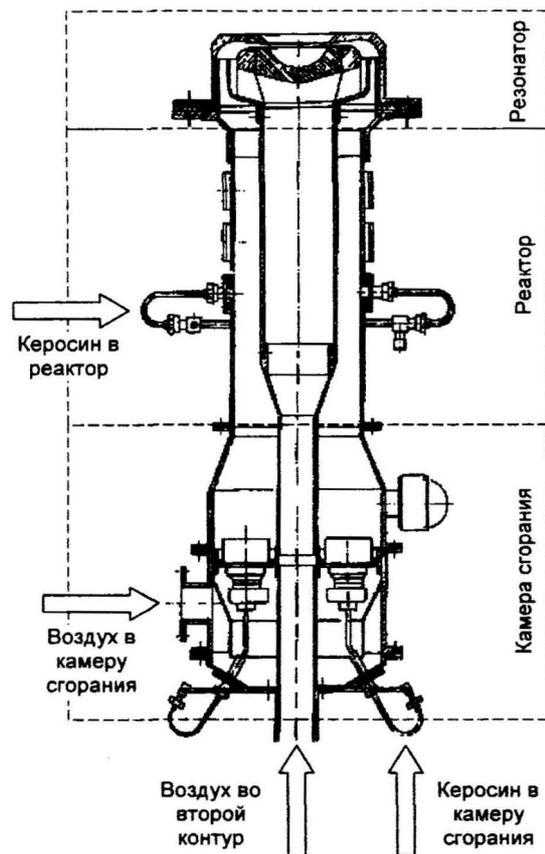


Рис. 3. Тяговый модуль

новке взамен резонатора сопла Лавалья с одинаковой площадью критического сечения [7-10]. На рис.5 представлены данные зависимости удельной тяги от давления P_2^* и от температуры воздуха пере кольцевым соплом, здесь видно подтверждение эффек-

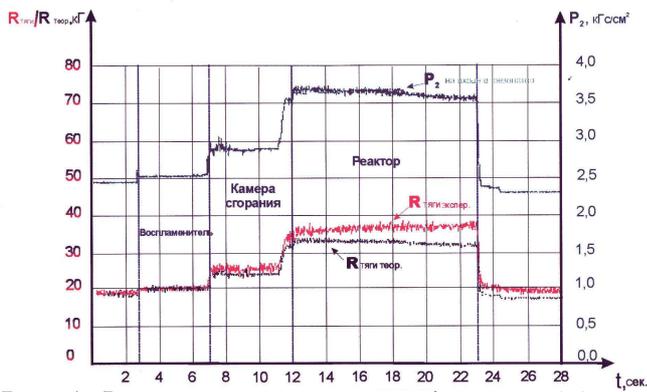


Рис. 4. Временные зависимости давления (p), на входе в кольцевое сопло резонатора и тяги (R) модели от времени

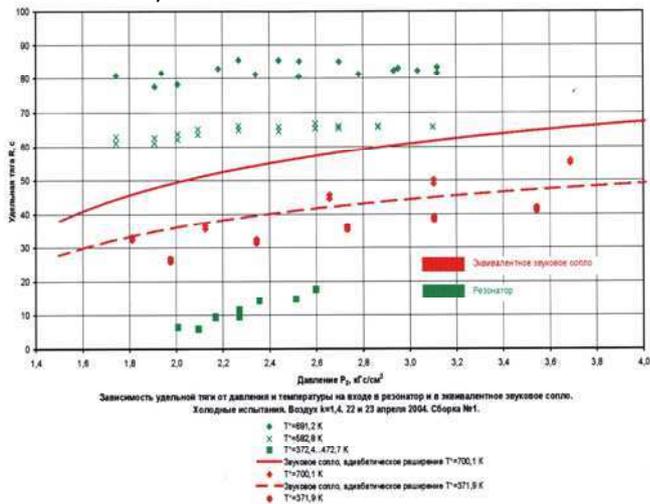


Рис. 5. Зависимость удельной тяги от давления p_2 и от температуры воздуха, подаваемого на вход в резонатор через кольцевое сопло

та увеличения тяги при использовании резонатора в качестве пульсирующего реактивного сопла по сравнению со звуковым соплом и соплом Лавалья. Этот эффект увеличивается при подогреве подаваемого в резонатор воздуха. Он имеет самостоятельное практическое значение и хотя природа его возникновения в полной мере не выяснена, представляется что в основном рост тяги объясняется эжектирующим действием горячей турбулентной струи. Важной задачей является окончательное установление природы этого явления и его более точная количественная оценка.

На рис. 6 приведен суммирующий график зависимости тяги ТМ от давления на входе. Важно заметить, что все 46 испытаний ложатся в интервал с разбросом не более 7,5%.

Таким образом, обзор выполненных ранее экспериментальных работ и опыт, полученный в процессе испытаний в ВВИА им. Н.Е Жуковского и НТЦ им. А.Люльки позволяет сделать следующие выводы:

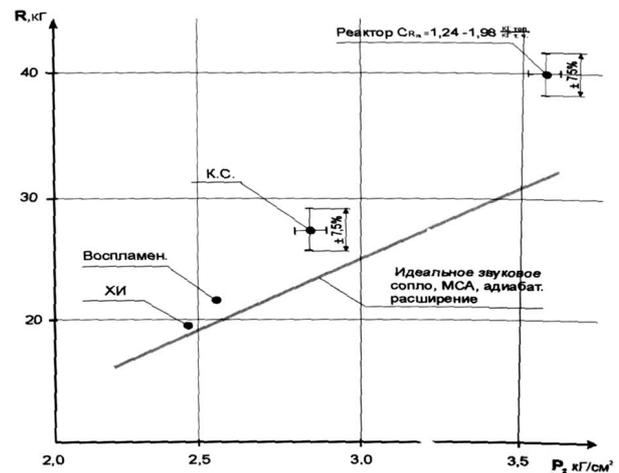


Рис. 6. Зависимость R от p_2

- Опытные данные, определённые ранее в отдельных испытаниях единичных ТМ, показывают их работоспособность и возможность получения удельных параметров на 20...25% лучших, чем существующих ГТД, работающих по циклу $p = const$.
- Ближайшей задачей является изучение, физическое объяснение и количественная оценка явления увеличения тяги (в сравнении с тягой сопла Лавалья) при работе резонатора без сжигания в нём топлива, то есть в режиме пульсирующего реактивного сопла. Такие сопла позволят повысить тяговую эффективность существующих газотурбинных двигателей, что потребует установки дополнительной диагностической аппаратуры.

2. Анализ рациональных областей возможного применения пульсирующих детонационных двигателей

Математическая модель для расчета характеристик ПудД составлена на базе идеального цикла детонационного сгорания топлива с последующей корректировкой по данным модельных испытаний. Как показали ранее проведенные исследования оптимальные степени повышения давления π_k^* ГСВ составляют величину равную 5...8, а $T_{г.опт}^*$ находятся на уровне 1200...1300 К. Низкие параметры рабочего процесса ГСВ определяют простоту его конструкции и малый удельный вес ГСВ и силовой установки с ПудД в целом.

С учетом указанных соображений в работах [8-11] произведен анализ рациональных областей применения и выполнена схемно-конструкторская проработка двига-

тельных установок с ПуДД для ЛА различного назначения.

Схемно-конструкторская проработка для беспилотного ЛА (БПЛА) с ПуДД, представлена на рис.7. Его СУ выполнена в двух вариантах.

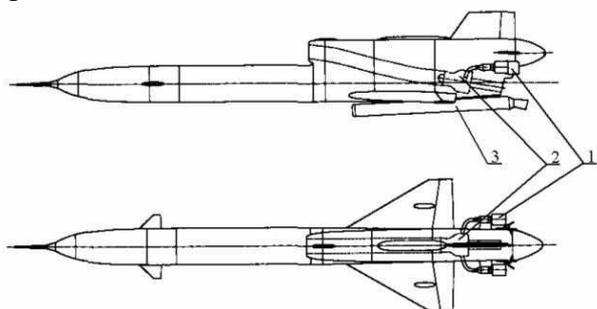


Рис.7. Схема БПЛА типа Ту-243 с ПуДД: 1-ТМ; 2-ГСВ; 3-стартовый ускоритель

Первый вариант (рис.8) соответствует отбору воздуха для подачи его в ТМ ПуДД из-за компрессора ГСВ. Решалась задача замены ТРД ТРЗ-117А устанавливаемого на БПЛА Ту-243 который имеет тягу 1560 кгс, $G_{в\Sigma} = 9$ кг/с; $\pi_k^* = 9$; $T_r^* = 1300$ К, массу 450 кг и $C_{уд} = 0,087$ (кг·Н)/ч, на ПуДД с той же тягой. С этой целью потребовался ГСВ с $G_{в\Sigma} = 3,9$ кг/с, $\pi_k^* = 6$, $T_r^* = 1150$ К, обеспечивающий работу двух ТМ, имеющих $D_{рез} = 100$ мм и снабженных эжекторными усилителями тяги (ЭУТ), обеспечивающими $K_{ус} = 2$. При этом масса двигателя оказалась равной 140 кг, а удельный расход топлива снизился на $\approx 20\%$. Это позволило при неизменной массе полезной нагрузки повысить запас топлива на $\approx 30\%$ и за счет этого увеличить дальность полета БПЛА более чем в 1,5 раза.

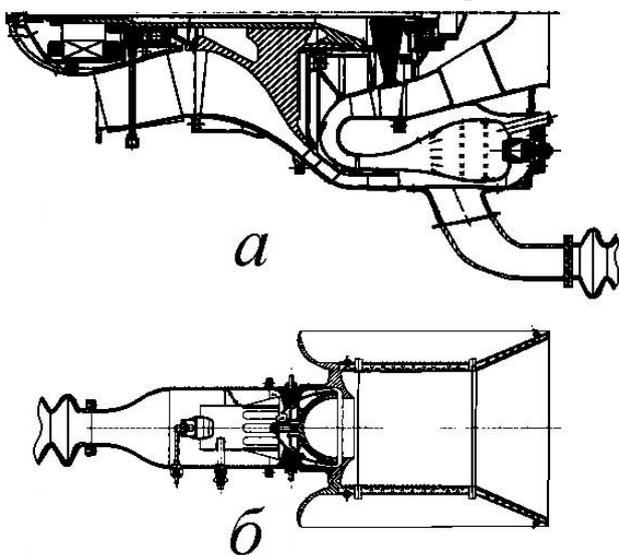


Рис.8. Схемно-конструкторская проработка ГСВ и ТМ ПуДД для БПЛА (вариант 1): а) ГСВ; б) ТМ с ЭУТ

Схема ГСВ и ТМ с ЭУТ для этого варианта (см. рис. 8) имеет простую конструкцию: одноступенчатый диагональный компрессор, одноступенчатую неохлаждаемую газовую турбину и противоточные камеры сгорания. Реактор ТМ имеет однофорсуночную горелку, обеспечивающую $\alpha_{реакт} = 0,4$, а также специальный смеситель для получения $\alpha_{рез} = 1$. В данных исследованиях для сохранения работоспособности резонансной системы, чувствительной к сбоям, принято в условиях полета важное требование - поддержания постоянства давления на входе в резонатор ($p_m^* = const$). В этом случае режим работы каждого ТМ сохраняется неизменным, а регулирование осевой составляющей тяги (ее уменьшение) достигается либо за счет отключения отдельных ТМ, либо, как в данной двухмодульной схеме, отклонением ТМ от осевого направления в разные стороны.

Во втором варианте рассмотрена иная конструктивная компоновка ПуДД, в которой ТМ установлены в потоке горячих газов на выходе из турбины газогенератора той же схемы (рис.9).

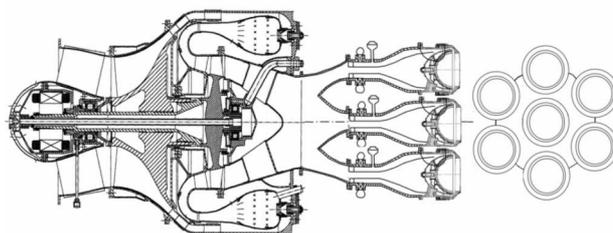


Рис.9. Схемно-конструкторская проработка ГГ и ТМ ПуДД для БПЛА (вариант 2)

В этом случае использование подогретого газа, имеющего еще достаточное количество кислорода для организации детонационного сгорания топлива в резонаторах ТМ, потребовало по соображениям компоновки и регулирования тяги в полете уменьшения $D_{рез}$ до 70 мм. За счет этого с учетом более высокой температуры газа в критическом сечении кольцевого сопла резонатора, количество ТМ увеличилось до семи. Тяга одного ТМ в этом случае при $\alpha_{\Sigma} = 1$ для получения $P_{\Sigma, max} = 1560$ кгс должна составлять 220 кгс. Для этого потребовалось повысить $G_{в\Sigma}$ до 7,2 кг/с и, соответственно, увеличить все геометрические размеры газогенератора, хотя определенные преимущества в размерах и суммарной массе в сравнении с двигателями ТРЗ-117А сохранились.

Преимущество данного варианта ПудД состоит в том, что при подаче в ТМ подогретого газа может быть расширен диапазон устойчивого детонационного сгорания топлива в резонаторе до $\alpha_{\Sigma} \geq 2$, чем обеспечивается лучшая экономичность работы СУ на крейсерских режимах полета, а также расширяются возможности регулирования величины развиваемой двигателем тяги, как путем обеднения ТВС, так и за счет отключения ТМ.

Применение ПудД на **ближне- и средне-магистральных самолётах** в принципе не отличаются от рассмотренных вариантов их использования на БПЛА. При высотах крейсерского полёта до 10 км потребные значения величины π_k^* не превышают 8...10.

Следует отметить, что газодинамические резонаторы предложенного типа могут быть использованы при отсутствии в них сжигания топлива взамен традиционных реактивных сопел. Опытно доказано, что при установке таких резонаторов в горячем потоке газа за турбиной или на выходе из камеры смешения существующих ГТД достигается увеличение тяги на 25...30% по сравнению с тягой, обеспечиваемой при их работе со штатным реактивным соплом. Это открывает возможности для модернизации существующих ГТД (в первую очередь применяемых на БПЛА) без каких-либо существенных конструктивных переделок и, следовательно, с малыми материальными затратами. Схема такого сопла приведена на рис. 10.

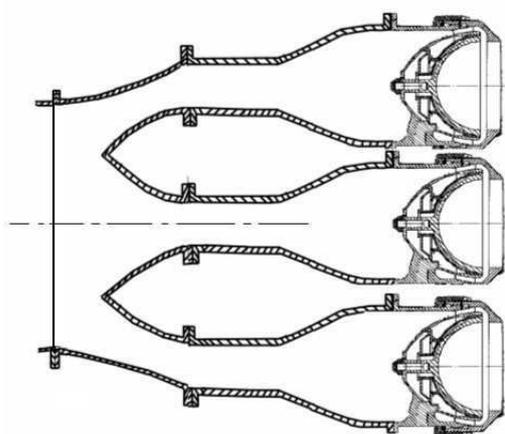


Рис.10. Схема высокочастотного резонаторного реактивного сопла

Схемно-конструкторская проработка индивидуального ранцевого ЛА с ПудД представлена на рис.11. Она выполнена на базе ГСВ уже рассмотренного типа (см. рис. 8), но умень-

шенных размеров, с $G_{в\Sigma} = 1$ кг/с и с двумя разводящими ТМ с тягой по 100 кгс каждый. Масса двигателя составила менее 10 кг при $C_{уд} = 0,076$ кг/Н.ч. ТМ однофорсуночные с системой зажигания от пиропатрона. Продолжительность полета при запасе топлива 50 кг оказалась равной 20 мин, что в пять раз больше чем у РЛА фирмы «Белл» с двигателем WR-19.

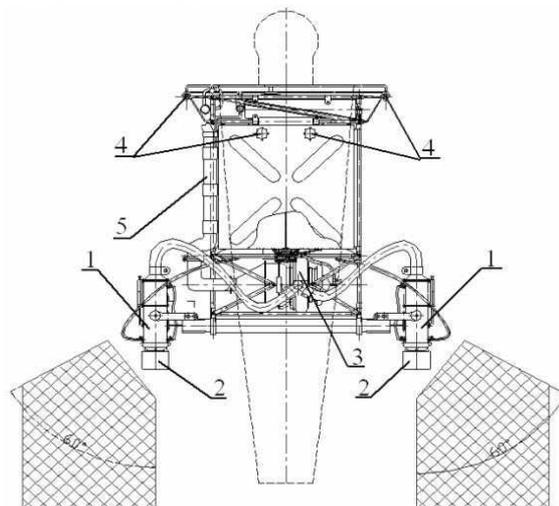


Рис.11. Конструктивная схема ранцевого ЛА: 1-ТМ; 2-ЭУТ; 3-ГСВ; 4- рулевые сопла; 5- подвод выхлопных газов к соплам

Рассмотрена возможность модернизации двигателей АЛ-31Ф за счет установки на них пульсирующих детонационных форсажных камер сгорания (ПудФК), работающих на воздухе, отбираемом от наружного контура. Общая компоновочная схема представлена на рис.12. ПудД размещены на корпусе штатной форсажной камеры с отбором около 50% воздуха наружного контура ($G_{в.отб} = 20$ кг/с). По расчетам при установке 20 таких камер взлетная тяга двигателя возрастет с 12,5 до 14,5 тс. При выключении ПудФК полностью сохраняются штатные характеристики двигателя.

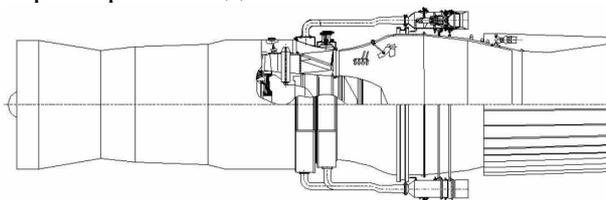


Рис. 12. Конструктивно-компоновочная схема установки ПудФК на корпусе ФКС двигателя АЛ-31Ф

Схема размещения ПудФК на корпусе форсажной камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф и система клапанов для подачи в них воздуха представлена на рис. 13.

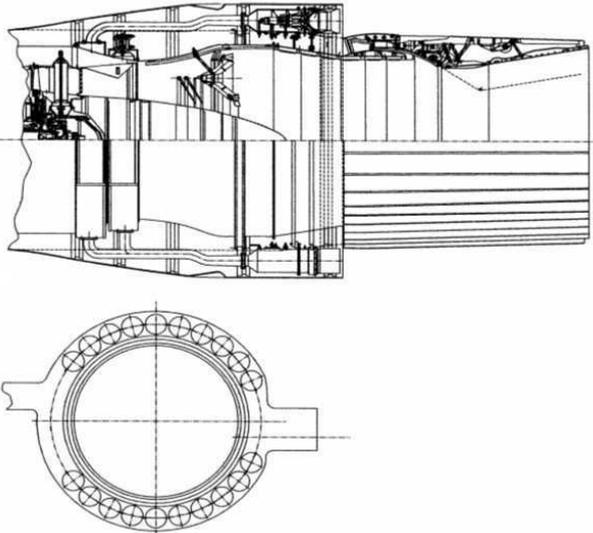


Рис.13. Схема размещения ПудФК на корпусе форсажной камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф

При соблюдении условия $p_m^* = \text{const}$ ПудФК могут включаться только в определенном диапазоне скоростей и высот полета. Показано, что этот диапазон может быть существенно расширен за счет изменения давления p_m^* , но при этом возникает необходимость регулирования площади критического сечения кольцевого сопла.

Расчет тягово-экономических характеристик модернизированного двигателя и летно-технические характеристики самолета Су-27 с этим двигателем показал возможности значительного улучшения взлетных и маневренных характеристик самолета на форсированных режимах.

Рассмотрено применение ПудД в качестве двигательных установок гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА).

Условие $p_m^* = \text{const}$ здесь может быть реализовано за счет специальным образом подобранной траектории полета (взлета – разгона – набора высоты), представленной на рис.14 в координатах $M_H - H$ в виде линии $ABBG$. На рис.14 нанесены, кроме того, линия ограничения по максимально-допустимому скоростному напору q_{max} (в данном случае $q_{\text{max}} = 50$ кПа), а также изолинии потребных значений $\pi_{\text{к.отб}}^*$ из условия получения $p_m^* = \sigma_{\text{кан}} \pi_{\text{вх}} \pi_{\text{к.отб}}^* p_H = 4 \text{ кг/см}^2$. Этому условию на взлете (при $M_H = 0$ и $H = 0$) соответствует в рассматриваемом примере величина $\pi_{\text{к.отб}}^* \approx 4,3$. Такие условия подачи воздуха в ТМ ПудД могут быть обеспечены ГСВ, имеющим четырех-

ступенчатый осевой компрессор и одноступенчатую газовую турбину. Преимущество ПудД (по сравнению с традиционно рассматриваемыми для этих целей комбинированными силовыми установками ГЛА) состоит в том, что при использовании керосина они позволяют получить высокий удельный импульс, соизмеримый с удельным импульсом комбинированных СУ при применении в них водорода. Ожидаемое увеличение практической дальности полета при этом составляет 20...30%.

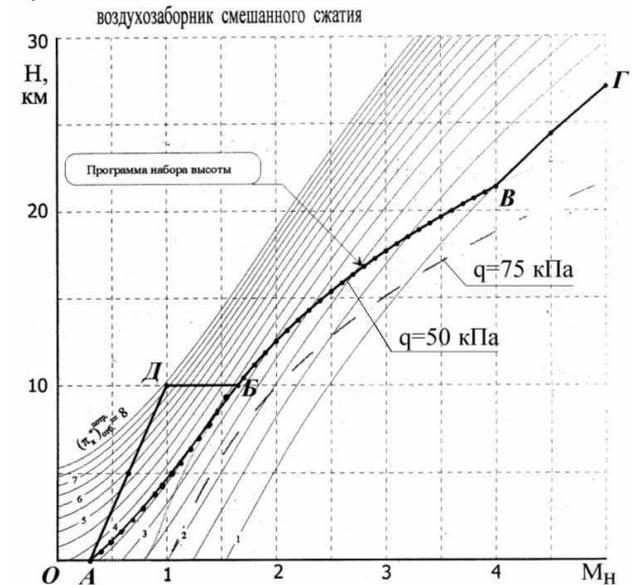


Рис.14. Программа полета ГЛА, обеспечивающая $p_m^* = \text{const}$

Таким образом, представленные примеры схемно-конструкторских проработок, основанные на детальном расчете тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ с ПудД, позволяют сделать вывод о перспективности применения этих двигателей на ЛА различного целевого назначения. ПудД обеспечат улучшение экономичности и повышение удельной тяги на 20...30 % по сравнению с существующими ГТД при значительном упрощении конструкции, снижении массы, уменьшение стоимости и обеспечения бесшумности в работе.

Список литературы

1. Тарасов А.И., Пушкин Р.М. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Патент СССР на изобретение №1672933 от 22.04.91 г.

2. Гойхенберг М.М., Марчуков Е.Ю., Тарасов А.И., Смирнов В.И. Пульсирующий детонационный двигатель. Патент Российской Федерации на изобретение № 2249121 от 05.08.2003 г.

3. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Тарасов А.И. Результаты экспериментальных исследований керосиновоздушных пульсирующих детонационных двигателей и вопросы их практического применения. М.: «Химическая физика», том 22, №8. 2003.

4. Левин В.А., Смехов Г.Д., Тарасов А.И., Хмелевский А.Н. Расчётно-экспериментальное исследование модели пульсирующего детонационного двигателя. М.: Препринт ИМ МГУ №42-98, 1998.

5. Марчуков А.Ю., Бармин О.В., Тарасов А.И. и др. Высокочастотный бесклапанный пульсирующий двигатель. Концепция и результаты испытаний единого тягового модуля-демонстратора. ТО № 056.505.001.ТО. М.: НТЦ им. А.Люльки «НПО «Сатурн». В/ч 46151, 2004.

6. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Морозов С.И. и др. Экспериментальные исследования моделей высокочастотных пульсирующих детонационных двигателей. М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, НТС №1000/784-084, 2004.

7. Новый тип двигателя с периодическим сгоранием топлива – пульсирующий детона-

ционный двигатель. - М.: Ежемесячный информационно-аналитический обзор «Авиационный журнал», вып. №8, сентябрь, 2004.

8. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И. Пульсирующий детонационный двигатель – новый тип двигателей для авиации. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», № 4, 2000. - М.: Машиностроение, с.13-20.

9. Yu. N. Nechaev, A. S. Polev and A. I. Tarasov «Results of the experimental study of kerosene-air pulsed detonation engines and problems of their practical implementation», “International Colloquium on Control of Detonation Processes”, 2-5 July, 2002, Moscow, Russia.

10. Марчуков Е.Ю., Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Тарасов А.И. От ускорителя Стечкина к высокочастотному бесклапанному пульсирующему детонационному двигателю. М.: ИИЕТ РАН РФ. Симпозиум, посвященный памяти академика Б.С. Стечкина (к 115-летию со дня рождения), 27.01.2006 г.

11. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Тарасов А.И. и др. Анализ областей возможного применения пульсирующих детонационных двигателей. В сборнике трудов НТК, посвящённой 60 – летию кафедры «Теории ВРД» МАИ, 2005 г.

RESULTS OF THE DEVELOPMENT TESTING OF DEMONSTRATION PULSED ENGINES AND RATIONAL AREAS OF THEIR IMPLEMENTATION

© 2006 E.Yu. Marthukov¹, Yu.N. Nechaev², A.I. Tarasov², A.S. Polev²

¹Research Center of name A.Lulka Research-and-Production Center «Saturn»,

²Air Force Engineering Academy of name N.E. Dzukovsky, Moscow

Prospects of application in aircraft of pulsing detonation engines of the new original construction - not having analogues in a world practice are considered.

The report presents the results of the experimental study of the models of high-frequency pulsed detonation engines (PDE) of an original design operating on kerosene-air combustible mixtures, and a preliminary analysis of the efficiency of the practical use of such systems. The studies performed represent the next step in developing effective PDE.