

В 70-е годы 20-ого века были популярны передачи о 2000 годе. Будущее оказалось более прозаичным. Появившийся первый самолет 5-ого поколения при всех своих выдающихся характеристиках никаких революционных технологических новинок не продемонстрировал. А ведь и второе, и третье, и четвертое поколение истребителей имели четкие отличительные признаки нового поколения. Что таковым может считаться у F-22? Мало заметность? Фазированная решетка антенны РЛС? Все это уже было. Пожалуй, одновременное применение сразу всех новшеств, нашедших свое применение на самолетах четвертого поколения, доведение их до совершенства принесло успех Рэптору.



Булат Павел. 43 года.

Закончил в 88 году БГТУ “ВОЕНМЕХ”,
(Ленинградский механический институт)
Кандидат наук.
Механика жидкости, газа и плазмы.
Динамика полета и управления

На пути к пятому и шестому поколению

Часть VII. Гиперзвук - будущее уже сегодня

Даже если объяснять с предельной ясностью, кто-то все равно не поймет.

Следствие из третьего закона Чизхолма

В настоящей статье цикла рассмотрены новейшие технологические разработки, которые могут придать летательным аппаратам качественно новые свойства. Пятая статья цикла была посвящена совершенствованию традиционных силовых установок. Здесь же мы рассмотрим совершенно новые проекты двигателей. Сегодня происходит не только эволюционное развитие технологий, которым уже более 40-50 лет, но и революция в области создания летательных аппаратов и их силовых установок. Какими будут летательные аппараты 6-ого поколения? Что из этого может быть применено уже сегодня?

Прогресс замедляется

Наибольшее распространение в военной и гражданской авиации получили газотурбинные двигатели (ГТД) различных типов. Однако, их скоростные характеристики ограничены значениями чисел Маха $M=2-3$. 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 (ИНРТЕТ), направленной на повышение энергетических и экономических показателей газотурбинных двигателей. В 2000 г. стартовала 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, наблюдается явное замедление прогресса, затягивается создание реактивных двигателей пятого

поколения F119 и F135/136. В ходе программ модернизации ИНРТЕТ 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 (см.рис. 1), 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.

Некоторое улучшение удельных характеристик может дать внедрение керамических камер сгорания, переменной степени двухконтурности двигателей (рис. 2). 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 в о з д у х о з а б о р н и к а . П о д а ч а газифицированного в теплообменнике компонента позволяет повысить эффективность работы компрессора, а также снизить температуру торможения. Рассмотрим двигатели различных типов и возможность их комбинации в зависимости от назначения летательного аппарата.

Перспективные направления исследований

В течение последних 10 лет в мире широким фронтом развернулись исследования ракетной техники, оснащенной гиперзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ГПВРД). 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.

В печати появляются статьи, предлагающие различные концепции беспилотных летательных аппаратов, рассчитанных на большие скорости полета. Рассматриваются ракеты, оснащенные комбинацией твердотопливного и прямоточного воздушно - реактивного двигателя (ПВРД), прямоточные двигатели со сверхзвуковым горением (СПВРД), импульсно-детонационные двигатели. Одним из наиболее перспективных направлений исследований является турборакетный двигатель с автономной турбиной, работающей за счет утилизации избыточного тепла от сжатия потока в о з д у х о з а б о р н и к е . П р и м е р о м концептуальной разработки в этом направлении может служить проект SABRE фирмы reaction Engines ltd, на развитие которой ЕЭС выделило 1 млн. евро в год.

Создание гиперзвукового варианта российско - индийской ракеты BRAMOS планируется в течение ближайших 5 лет. Оснащение различными вариантами воздушно-реактивных двигателей (ВРД) предусмотрено и для ракет класса «воздух-воздух», например, у европейской Meteor, американской AMRAAM, с целью увеличения их дальности в прежних габаритах.

Ракеты, оснащенные комбинированными ВРД, могут быть эффективно использованы для вывода малых искусственных спутников земли при воздушном старте. В настоящее время, в США осуществляется программа воздушного старта Pegasus.

Разработка летательных аппаратов, самолетов и ракет, оснащенных воздушно-реактивными и комбинированными двигателями сталкивается с рядом практических трудностей.

Во-первых проектирование подобных устройств уже не укладывается в типичный

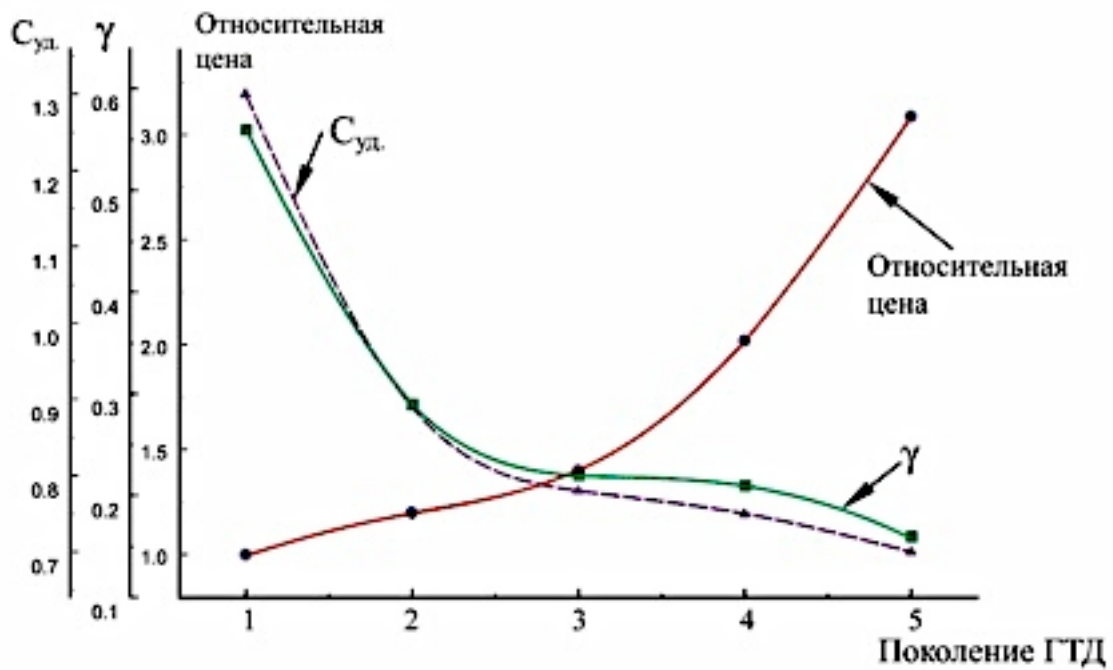


Рис. 1. Изменение удельного расхода топлива, удельной массы и относительной стоимости двигателей в зависимости от поколения

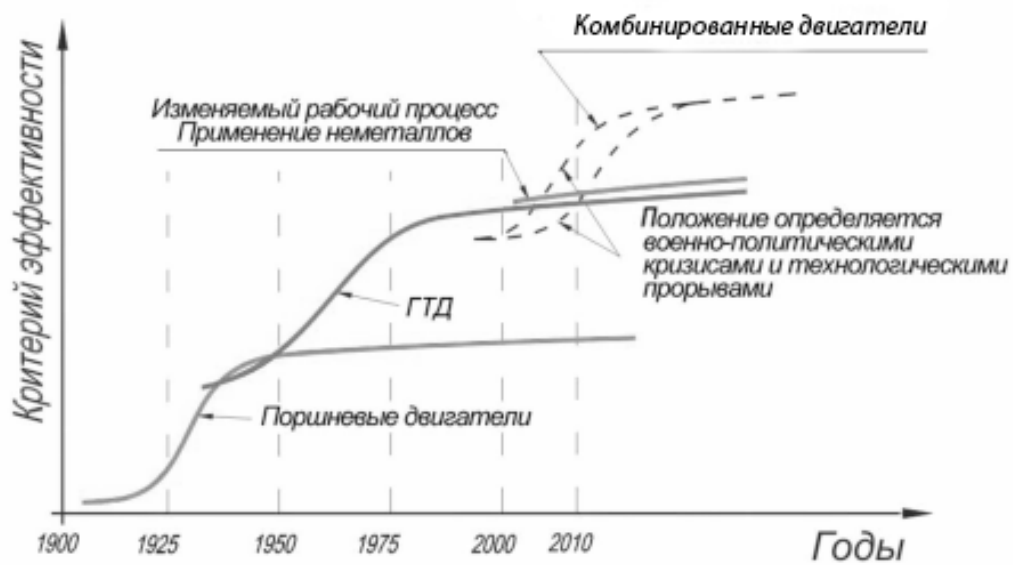


Рис. 2. Сравнение эффективности двигателей различного типа

технологический процесс (корпус ракеты или планер самолета отдельно, двигатель отдельно). Гиперзвуковые скорости полета требуют совместной разработки внешних форм летательного аппарата и конструкции его двигателя. Сверхзвуковые прямоточные ВРД имеют такую большую протяженность, что их геометрия оказывает уже непосредственное влияние на внешний вид летательного аппарата (ЛА). Плохое сгорание топлива в сверхзвуковом потоке требуют применения специальной конфигурации смесительной камеры двигателя. Поскольку в гиперзвуковых ЛА внутренние тракты двигателя занимают объем, сопоставимый с полным объемом фюзеляжа, а скорость течения внутри двигателя существенно выше, чем у традиционных ВРД, то использование фронтальных устройств и стабилизаторов горения традиционной конструкции приводит к недопустимому уровню внутреннего сопротивления.

Во-вторых, большие скорости воздушного потока на входе в ГПВРД при традиционных системах сжатия приводят к недопустимому уровню потерь полного давления, что влияет на экономичность и, соответственно, дальность полета.

В-третьих, известна фундаментальная проблема потери устойчивости гиперзвукового течения при сжатии.

Необходимо также отметить, что конструктивная оптимизация ЛА, оснащенных ГПВРД сталкивается не только с фундаментальными проблемами, но и с огромными техническими сложностями. Численный расчет вязкого турбулентного реагирующего потока освоен совсем недавно и требует колоссальных вычислительных ресурсов. Это не позволяет использовать традиционные газодинамические пакеты для прямого расчета всего летательного аппарата: когда осуществляется процедура поиска оптимального решения.

В нынешних условиях возможно проводить оптимизацию, комбинируя

методы физического и вычислительного эксперимента с аналитическими решениями, а также диагностическими методиками расчета.

Традиционные методы совершенствования ТРД и ТРДД, предназначенных для полетов со скоростями $M < 3$, в значительной мере исчерпаны. Практически единственным резервом дальнейшего улучшения характеристик при приемлемых затратах является разработка форсажных камер и стабилизаторов горения нового типа.

Переход к двигателям комбинированного термодинамического цикла позволяет расширить диапазон применения ЛА от чисел Маха равных нулю до $M = 6-8$. Переход к большим скоростям делает рациональным использование СПВРД, что возможно только при интеграции силовой установки и планера.

Разработанные для ГПВРД изоэнтропические поверхности сжатия находят применение в воздухозаборниках самолетов и БПЛА с меньшими крейсерскими скоростями.

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели, относящиеся к классу бескомпрессорных ВРД, достаточно широко используются с 50-х годов в составе боевых ракет различных типов. В англоязычной литературе их обозначают термином Ramjet. Принцип действия ПВРД можно понять из рис.3, на котором изображены классические турбовентиляторный и турбореактивный, а также прямоточный двигатели. В ТРДД турбина низкого давления приводит в действие вентилятор, который увеличивает импульс воздуха наружного контура, а турбина высокого давления - компрессор, сжимающий воздух, поступающий в камеру сгорания. В ТРД вентилятор отсутствует, и весь воздух сжимается компрессором. В ПВРД сжатие осуществляется воздухозаборником.

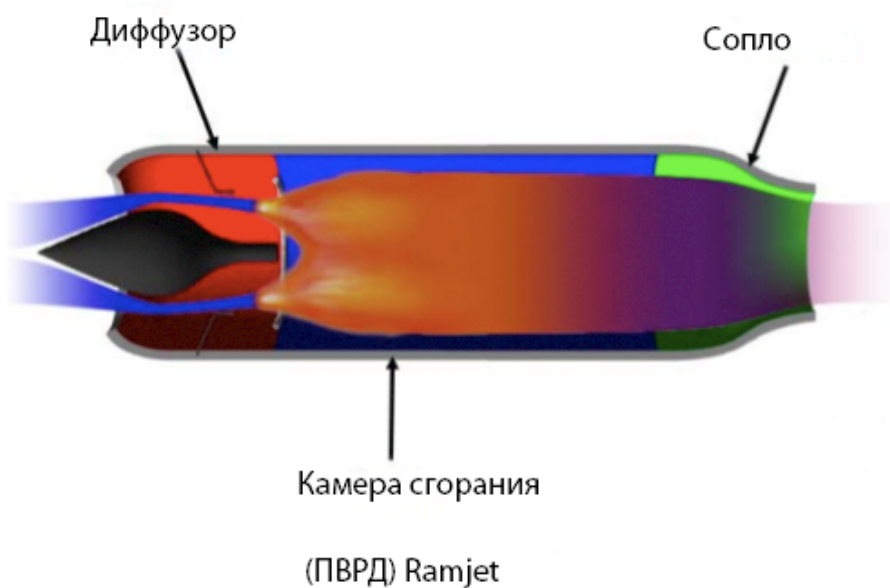
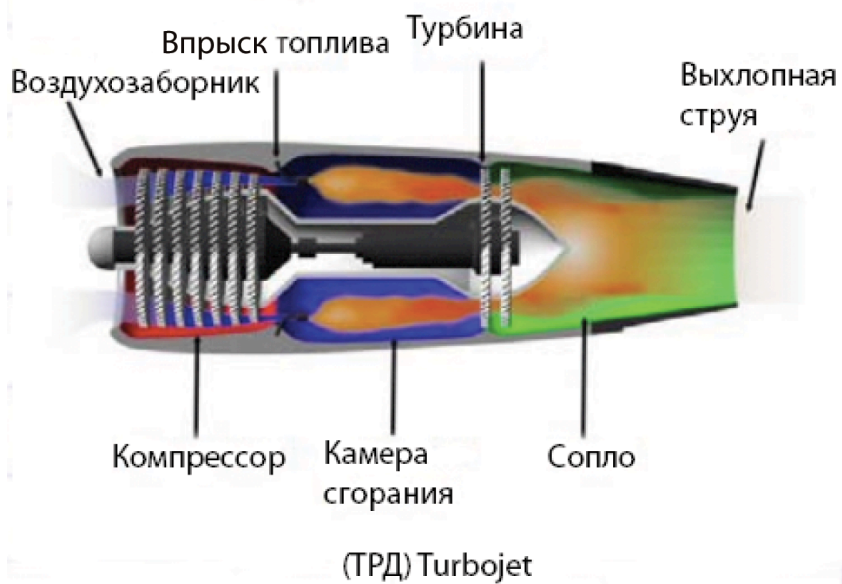
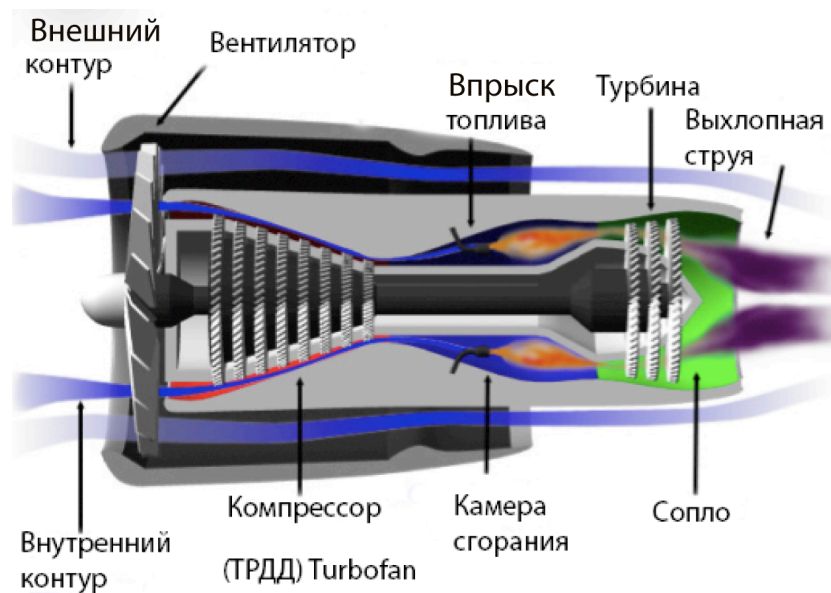


Рис. 3. Принцип действия ТРДД, ТРД и ПВРД.

Данные силовые установки отличаются простотой конструкции и незначительной стоимостью изготовления, но эффективно работать они могут только в скоростном диапазоне от $M=2,5-3$ до $M=5-6$. Таким образом, для разгона ЛА, оснащенного ПВРД, необходима дополнительная силовая установка. В большинстве ракет для этого используется ракетный двигатель.

В середине 60-х годов в СССР и США появились сходные по концепции проекты воздушно-космических систем «Спираль» и NASP X-30 (рис.4). Самолет-разгонщик комплекса «Спираль» оснащался стартовыми ТРД и маршевыми ПВРД, одноступенчатый воздушно-космический самолет X-30 должен был иметь прямоточные двигатели со сверхзвуковым горением и разгонные жидкостные ракетные двигатели. В англоязычной литературе СПВРД принято обозначать термином Scramjet.

действия ПВРД со сверхзвуковым горением и традиционного ТРДД малой степени двухконтурности приведено на рис.6. 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 (рис. 7), работающих на углеводородном горючем, либо на водороде.

Непосредственным наследником программы NASP стал проект X-43 (рис.8а), в ходе которого в NASA на небольших летательных аппаратах отработывался водородный СПВРД, рассчитанный на скорость до $M=7$. Аналогом данного



а) Спираль



б) NASP X-30

Рис.4. Проекты первых гиперзвуковых воздушно-космических самолетов

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. Устройство СПВРД и возможная компоновка ЛА, использующего СПВРД, приведены на рис. 5. Сравнение принципа

проекта являлась отечественная разработка Ту-2000 (рис.8б).

В 90-е годы в США осуществлялась программа HCV разработки гиперзвукового волнолета [1-4]. Волнолетом называется ЛА, использующий для создания подъемной силы повышенное давление за фронтом ударной волны. Перспективный гиперзвуковой самолет должен был иметь интегрированную силовую установку, состоящую из ТРД и ПВРД, работающих на водороде (рис.9).

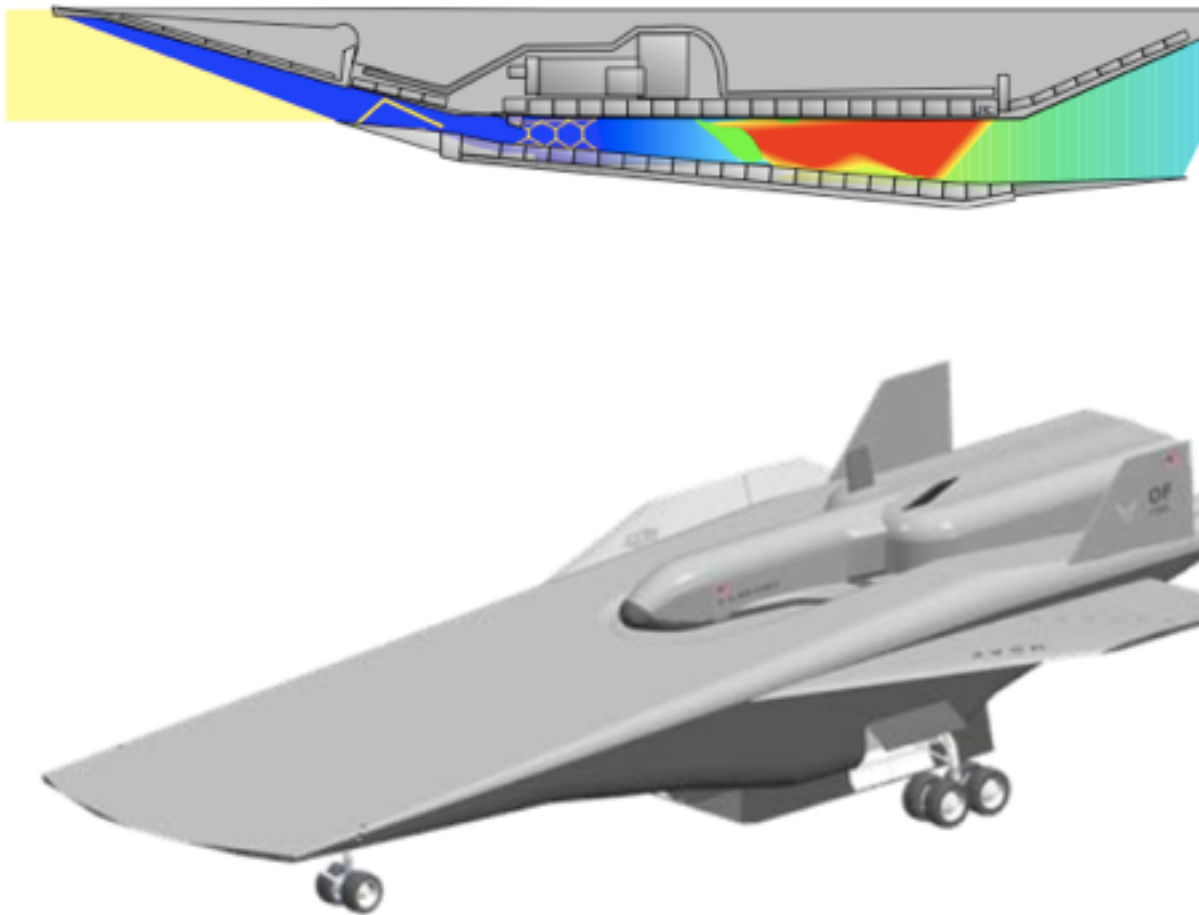


Рис. 5. Схема СПВРД и компоновка двухступенчатого воздушно-космического самолета



Рис. 6. Сравнение двухконтурного двигателя и ПВРД со сверхзвуковым горением.

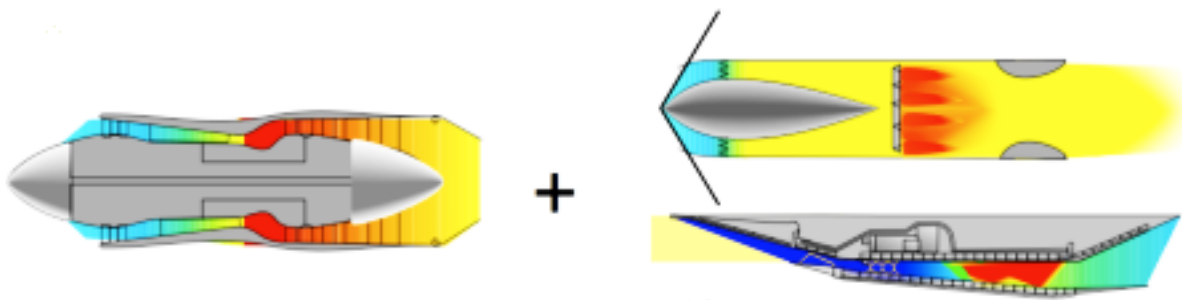


Рис.7. Типичная комбинация воздушно-реактивных двигателей на гиперзвуковом ЛА.



а)



б)

Рис. 8. Проекты гиперзвуковых воздушно-космических самолетов с использованием водородных СПВРД.
а) X-43А б) Ту-2000

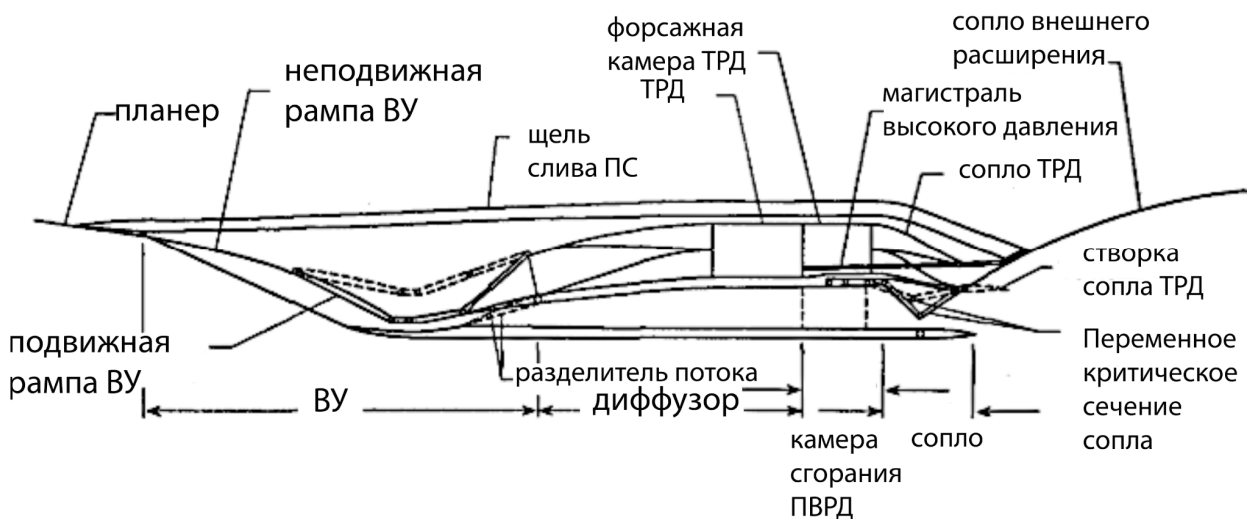


Рис.9. Интегрированная силовая установка, состоящая из водородных ТРД и ПВРД.

Предусматривалась следующая схема работы. Подвижная рампа ВУ служит для регулирования расхода воздуха на режимах, когда работает ТРД. Разделитель потока полностью перекрывает тракт ПВРД. При

числах Маха $M > 2$ тракт ПВРД открывается, и двигатели работают некоторое время совместно. При больших скоростях полета подвижная рампа полностью перекрывает ВУ ТРД.

Данная концепция не была реализована. Однако, она получила свое развитие в проекте Vulcan. В рамках данной программы создается демонстрационный гиперзвуковой ЛА HTV-3X Falcon, работающий уже на углеводородном горючем. Сравнение различных типов ВРД, работающих на водороде и углеводородном горючем, приведено на рис. 10. Видно, что водород обеспечивает больший удельный импульс во всем диапазоне скоростей и для всех типов двигателей. Переход к сверхзвуковому сгоранию имеет смысл

только с чисел Маха, больших 7-8, как для водородных, так и для углеводородных ПВРД. На графике отмечены данные испытательных полетов криогенной гиперзвуковой ракеты X-43.

Наивысшей точкой развития «керосиновых» СПВРД является разрабатываемая в рамках концепции «быстрого глобального удара» гиперзвуковая крылатая ракета X-51A (рис. 11), рассчитанная на скорость 6500 км/ч. Двигатель SJX-61 данной ракеты был испытан весной 2007 г.

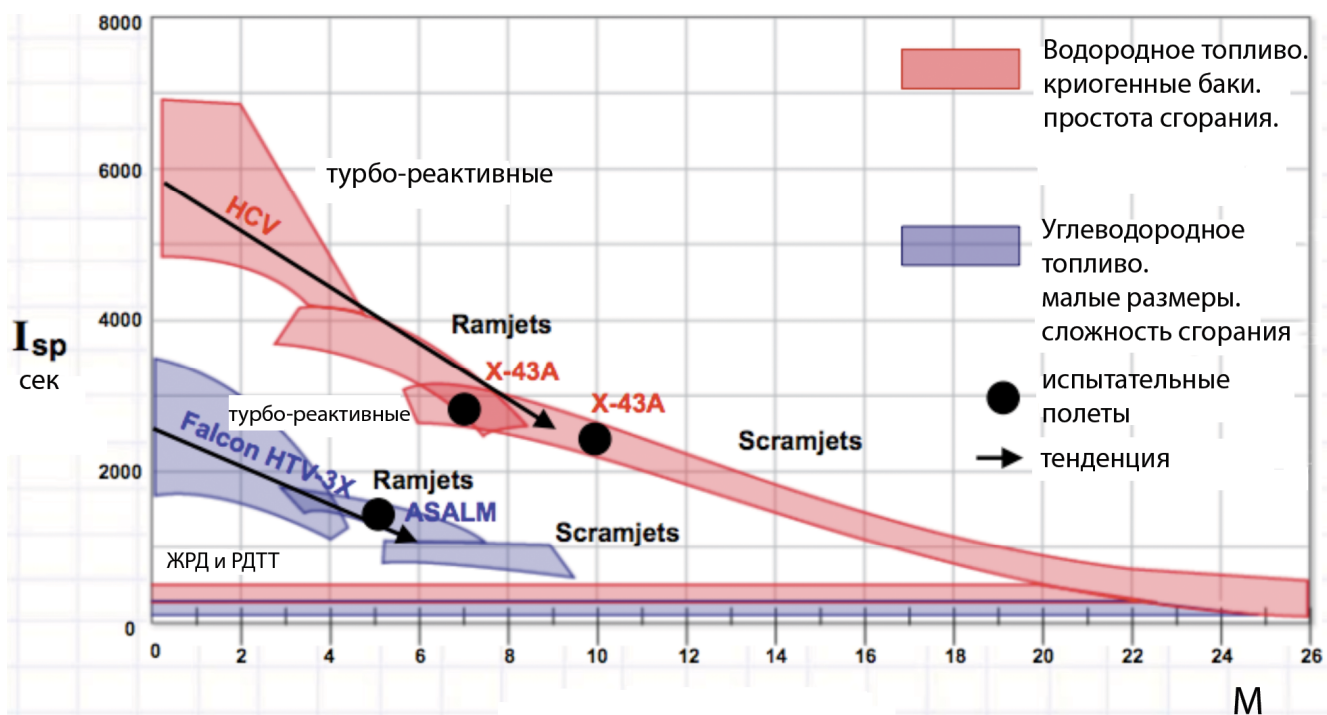


Рис. 10. Сравнение удельного импульса I_{sp} ВРД различных типов.

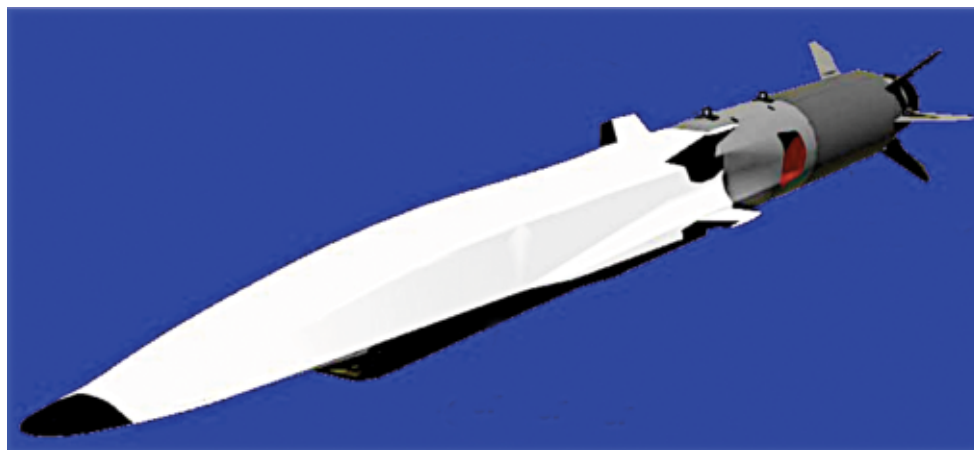


Рис. 11. Гиперзвуковая крылатая ракета X-51A.

Пульсирующие детонационные двигатели

Может ли быть предложено что-то лучшее, чем цикл Брайтона традиционного ВРД? Да, это цикл детонационного пульсирующего двигателя (ПуВРД). В англоязычной литературе двигатели такого типа принято обозначать PDE. Принцип действия ПуВРД понятен из схемы на рис. 12.

Во время первого такта детонационная камера заполняется топливо-воздушной смесью. На втором такте происходит ее воспламенение. Во время третьего такта ударная волна пробегает по детонационной камере, поднимая давление в ней при постоянном объеме. На четвертом такте рабочая среда расширяется и совершает работу. На пятом и шестом такте детонационная камера продувается свежим воздухом. Цикл ПуВРД, в сравнении с

идеальным циклом Брайтона, показан на рис. 13. Работа тепловой машины равна площади, ограниченной кривой 1-2-3-4. Сектор розового цвета показывает преимущество термодинамического цикла ПуВРД, по сравнению с циклом Брайтона. «Зеленый» сектор показывает область, недоступную для циклов тепловых машин Отто и Дизеля.

В ЦИАМ им. Баранова было проведено сравнение удельного импульса, плотности тока и теплонапряженности ПуВРД, ПВРД и СПВРД аналогичной конструкции (рис. 14). Показано, что детонационный двигатель имеет в несколько раз меньшую теплонапряженность. Особенно велико преимущество перед СПВРД.

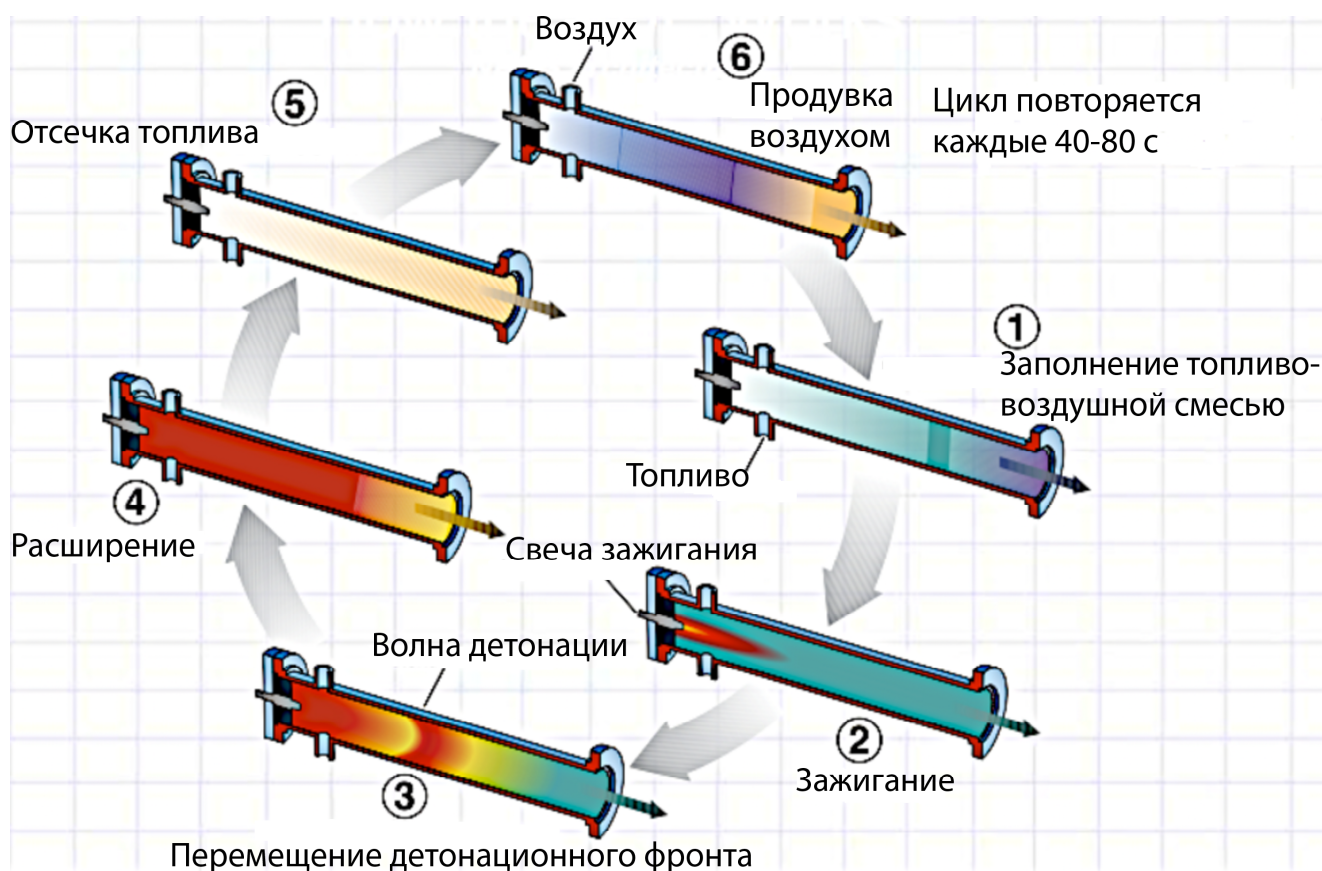


Рис. 12. Цикл пульсирующего детонационного двигателя (PDE)

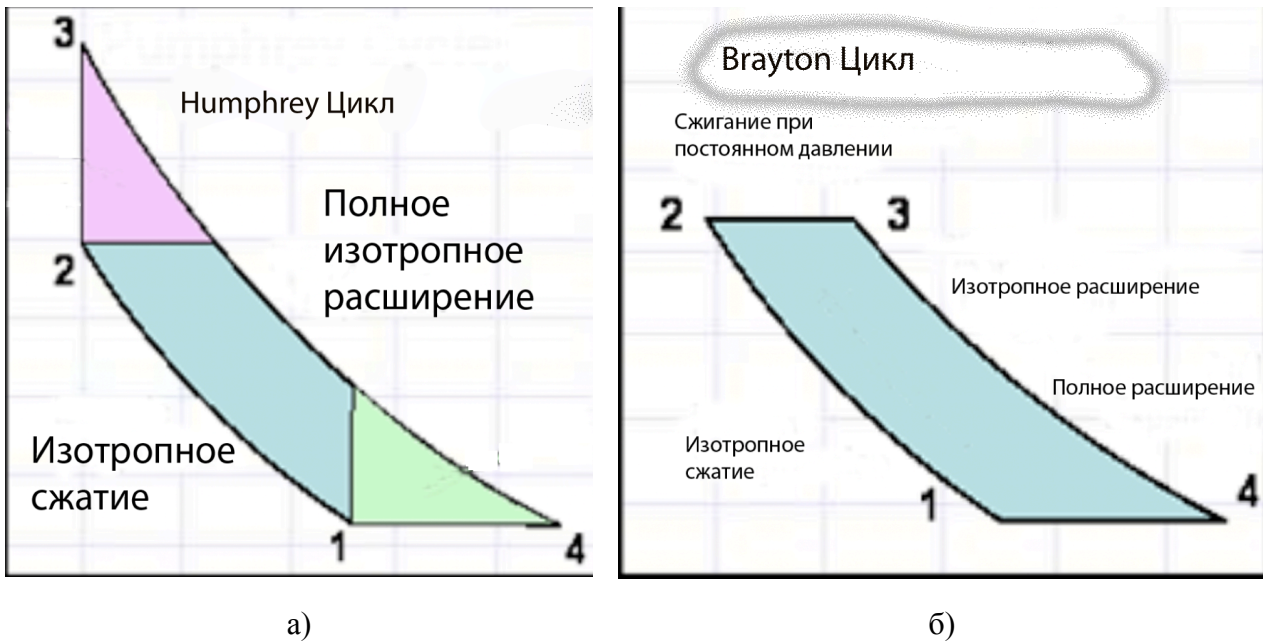


Рис.13. Сравнение циклов ПуВРД и ВРД.

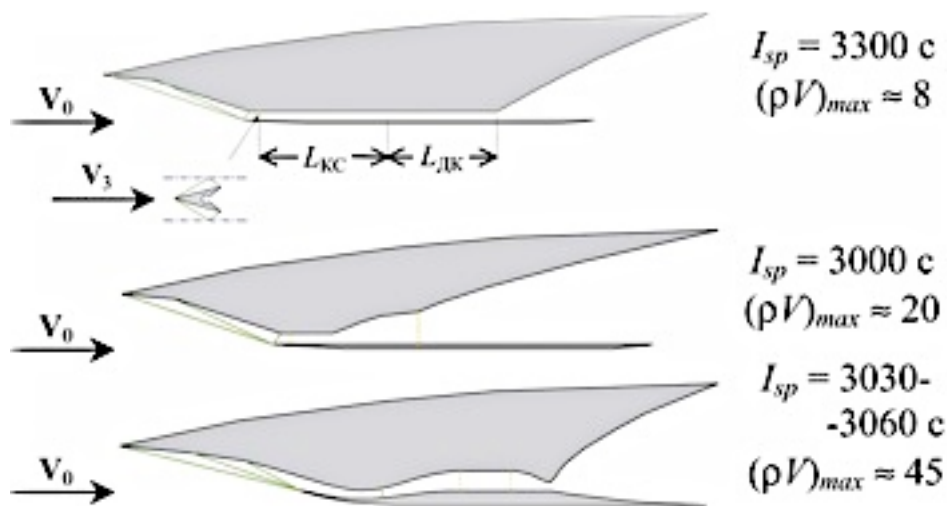


Рис. 14. Сравнение удельного импульса и плотности тока детонационного двигателя (вверху), СПВРД (посередине), ПуВРД (внизу)

Тепловой коэффициент полезного действия у ВРД, действующего в соответствии с традиционным циклом Брайтона, значительно меньше во всем диапазоне коэффициентов повышения давления (рис.15). Потенциальные преимущества детонационных двигателей вызвали шквал исследовательских работ в этом направлении.

Особенно интересной является запатентованная [5] в 2008 г. турбина со встроенными детонационными

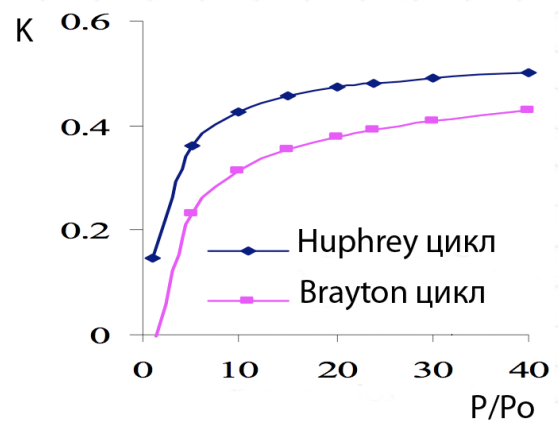


Рис. 15. Сравнение к.п.д. ПуВРД и ПуВРД.

камерами (рис.16), приводящая в действие вентилятор ТРДД.

Дальнейшее повышение эффективности возможно только на комбинированных силовых установках.

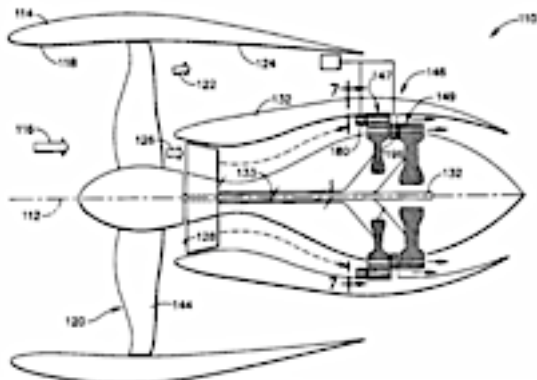


Рис. 16. ТРДД с турбиной, приводимой в действие встроенными детонационными камерами сгорания.

Комбинированные двигатели

Многорегимные летательные аппараты, такие как управляемые оперативно-тактические гиперзвуковые крылатые ракеты, одноступенчатые воздушно-космические самолеты, перспективные ударные самолеты, требуют применения комбинированных двигателей, которые на одних режимах работают как ТРД, на других как ПВРД, а на третьих как СПВРД или даже ЖРД. Возможность перейти к следующему этапу исследований появилась в США после успешного осуществления ряда программ, направленных на создание типового двигателя, работающего на углеводородном горючем, для ракет различных типов и высокоскоростных самолетов.

В 1995 г. после предварительных изысканий, имевших название Hydrocarbon Scramjet Engine Technology (HySET), ВВС приступили к реализации программы НуТех (Hypersonic Technology Program). Для расчетов изделия были определены общие контрольные параметры крылатой ракеты: крейсерская скорость полета $M=7-8$, дальность действия 1350 км, вес боевой части - «несколько сотен фунтов» (1 фунт равен 0,453 кг). Для разгона ракеты до

скорости $M=4$, когда можно производить включение СПВРД, используются стартовые ускорители. Созданию экспериментальных моделей двигателя НуТех предшествовала большая работа по подготовке поузловой базы. В 1997-99 гг. компанией Pratt&Whitney было проведено около 700 стендовых испытаний камеры сгорания СПВРД, в ходе которых варьировались режимы подачи горючего [6]. Примерно такое же количество составило и число продувок воздухозаборников различной конфигурации.

Первый этап испытаний экспериментального образца СПВРД, с задачами подтверждения работоспособности изделия, был успешно проведен в начале 2001 г. Модель, получившая обозначение РТЕ (Performance Test Engine), представляла собой СПВРД с неизменяемой геометрией проточной части [7,8]. Основными его элементами являлись поверхность сжатия перед воздухозаборником, теплоизолятор для стабилизации системы скачков уплотнения, камера сгорания и сопло (рис.17).

Для создаваемой силовой установки выбрано углеводородное горючее JP-7. Это топливо, специально разработанное для высокоскоростного самолета SR-71, отличается стабильными характеристиками, нетоксичностью и рядом других преимуществ, важных при использовании на боевых аппаратах. Однако в чистом виде оно не применимо в СПВРД, так как его достаточно крупные молекулы не обеспечивают сверхзвуковое горение. Поэтому перед подачей в камеру сгорания топливо подвергается «крекингу» - расщеплению длинных углеводородных цепей на более мелкие, обладающими повышенными теплотворными характеристиками.

В штатном СПВРД эта реакция будет протекать в теплообменниках системы охлаждения. Но поскольку таковая в модели РТЕ отсутствовала, то горючее подавалось в камеру сгорания после подогрева в

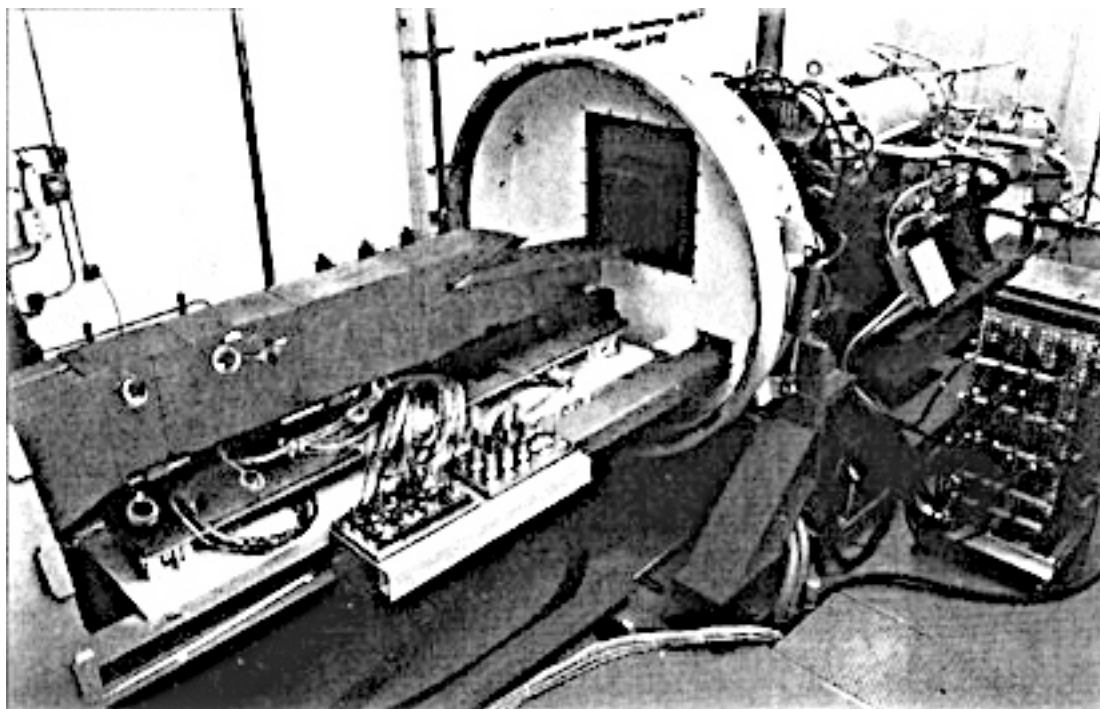


Рис.17. Модель РТЕ для отработки узлов СПВРД НуТех

специальном реакторе мощностью 1 МВт. В ходе запусков двигатель РТЕ продемонстрировал устойчивые рабочие характеристики в широком диапазоне скоростей ($M=4,5-6,5$).

Первым реальным комбинированным двигателем для гиперзвуковой ракеты стал двухрежимный ПВРД, разработанный в 2002 г. по программе ВМС США НуFly (Hypersonic Flight). По своим техническим характеристикам двухрежимные ПВРД занимают промежуточное положение между обычным прямоточным двигателем и СПВРД. Данные силовые установки, по упрощенному определению зарубежных специалистов, функционируют по схеме «с дожиганием газогенераторного газа». Они имеют два воздушных канала: в одном происходит сжатие и торможение потока перед дозвуковой камерой сгорания, после которой струя пламени с избытком горючего попадает в зону сверхзвукового горения во втором канале (рис.18). Оснащенные такими двигателями летательные аппараты способны развивать скорость до $M=6,5$.

Несмотря на относительно невысокие (в сравнении с СПВРД) энергетические

характеристики, двухрежимные двигатели обладают рядом важных преимуществ. Например, их запуск можно производить при меньшей скорости полета (около $M=3$), а это снижает массу и габариты разгонных блоков, меньшие тепловые нагрузки позволяют отказаться от системы охлаждения изделия, увеличив при этом продолжительность его работы, и т.п.

Главным подрядчиком по программе НуFly стало отделение компании Boeing, известное как Phantom Works. Длина ракеты 4,27 м, диаметр 0,48 м (рис.19).

Ударная система НуFly проектируется в двух модификациях: морского базирования (на надводных кораблях и подводных лодках) и воздушного старта с самолетов F-18. В первом случае, ее длина вместе с разгонным блоком составит 6,5 м, стартовая масса 1,72 т, а дальность действия 1100 км. Для второго варианта - 4,65 м, 1 т и 720 км, соответственно. Успешные продувки масштабной модели были выполнены в 2005 г., а в 2007 г. в испытательном полете ракета достигла скорости $M=6$.

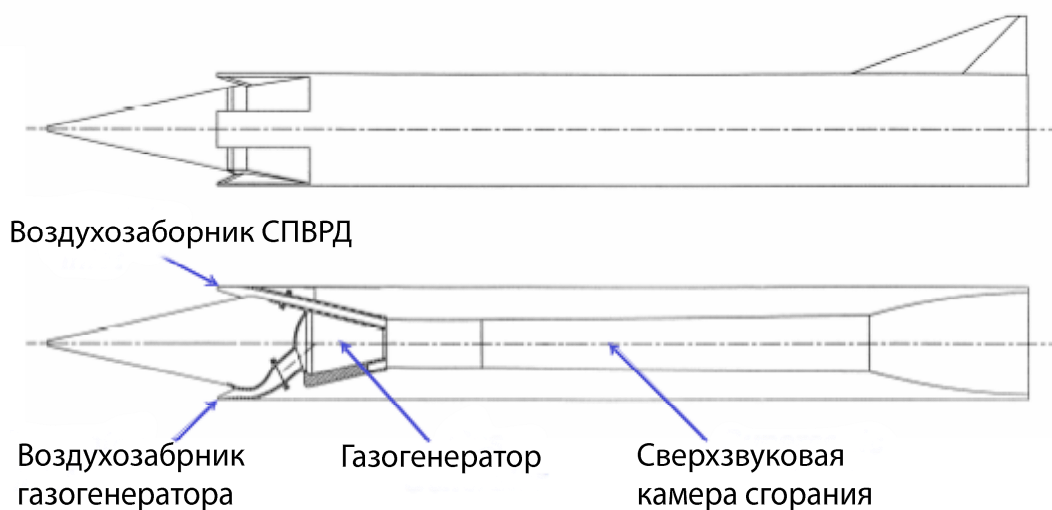


Рис.18. Схема двухрежимного ПВРД.



Рис.19. Ракета - демонстратор HyFly.

Следующим логическим этапом развития ПВРД в сторону расширения диапазона рабочих летных режимов является объединение в одной конструкции прямоточного и ракетного двигателя. Основным подрядчиком по данному направлению в США, также как и по проекту HyFly, является фирма Aerojet, которая в конце 80-х годов запатентовала фронтное устройство принципиально нового типа, получившее название Strutjet [9]. Это устройство представляет собой набор параллельных стоек на входе в ВУ с

расположенными на боковой поверхности топливными форсунками. Изюминкой идеи являются микро ЖРД, встроенные в доннюю часть перегородок (рис. 20). Они должны обеспечивать старт ЛА.

Избыток горючего в пламени двигателей на начальном этапе полета будет дожигаться за счет атмосферного кислорода, проходящего через воздушный канал. По мере увеличения скоростного напора и изменения соотношения компонентов топлива в сторону окислителя, должны постепенно включаться

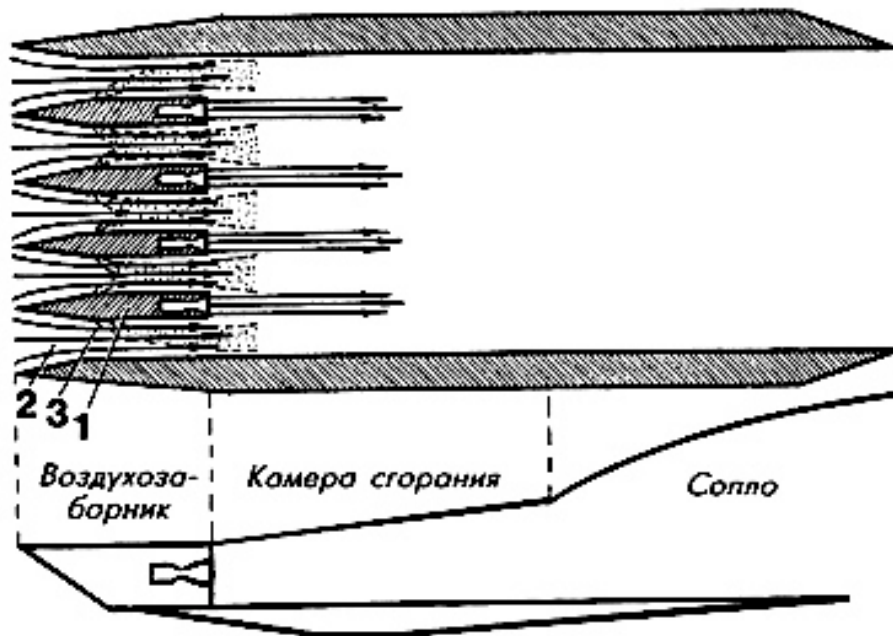


Схема работы ракетно-прямоточного двигателя Stratjet
 1 – стоечные ЖРД, 2 – воздушный поток, 3 – высокоскоростные форсунки

Рис. 20. Запатентованная схема комбинированного двигателя фирмы AeroJet.

форсуночные головки ПВРД. После достижения скорости примерно $M=2,4$ жидкостные двигатели будут отключены и силовая установка станет работать в режиме прямоточного ВРД, при этом ее удельный импульс возрастет до 3800 с. При функционировании установки Stratjet в режиме ПВРД со сверхзвуковым горением на скоростях $M=5-10$ стабильность потока в воздушном канале предполагается поддерживать механическими средствами. В дальнейшем эффективность применения ПВРД падает, и поэтому будут вновь включены ЖРД, которые обеспечат выход транспортного аппарата на околоземную орбиту.

Самым же интересным, на данный момент, проектом является комбинированный турбо-ракетный двигатель SABRE фирмы Reaction Engines Ltd (Рис.21), который стал логическим завершением серии работ над гибридными двигателями по европейской программе многоразового воздушно-космического самолета HOTOL. Двигатель представляет собой ЖРД, работающий по схеме «газ+газ» с дожиганием газогенераторного газа (рис. 22).

Компонентами топлива являются горючее - жидкий водород, окислитель - жидкий кислород + атмосферный воздух. Турбокомпрессор, сжимающий атмосферный воздух, приводится в действие при помощи автономной турбины замкнутого цикла, работающей за счет расширения жидкого гелия. Вся система работает следующим образом. Жидкий водород подается в газогенератор. Туда же поступает в зависимости от высоты полета, либо атмосферный воздух, либо жидкий кислород. Сжигание в газогенераторе происходит с избытком горючего. Генераторные газы и окислитель поступают в камеру сгорания ЖРД, при этом в теплообменнике НХ3 (рис.22) они, за счет передачи избыточного тепла, газифицируют жидкий гелий. Пары гелия под высоким давлением используются для привода, либо турбокомпрессора, либо насоса жидкого кислорода.

При полете на атмосферном участке пары гелия после автономной турбины поступают в теплообменник НХ4, где сжижаются за счет контакта с жидким водородом, затем посредством теплообменника в воздухозаборнике



Рис. 21. Комбинированный турбо-ракетный двигатель SABRE

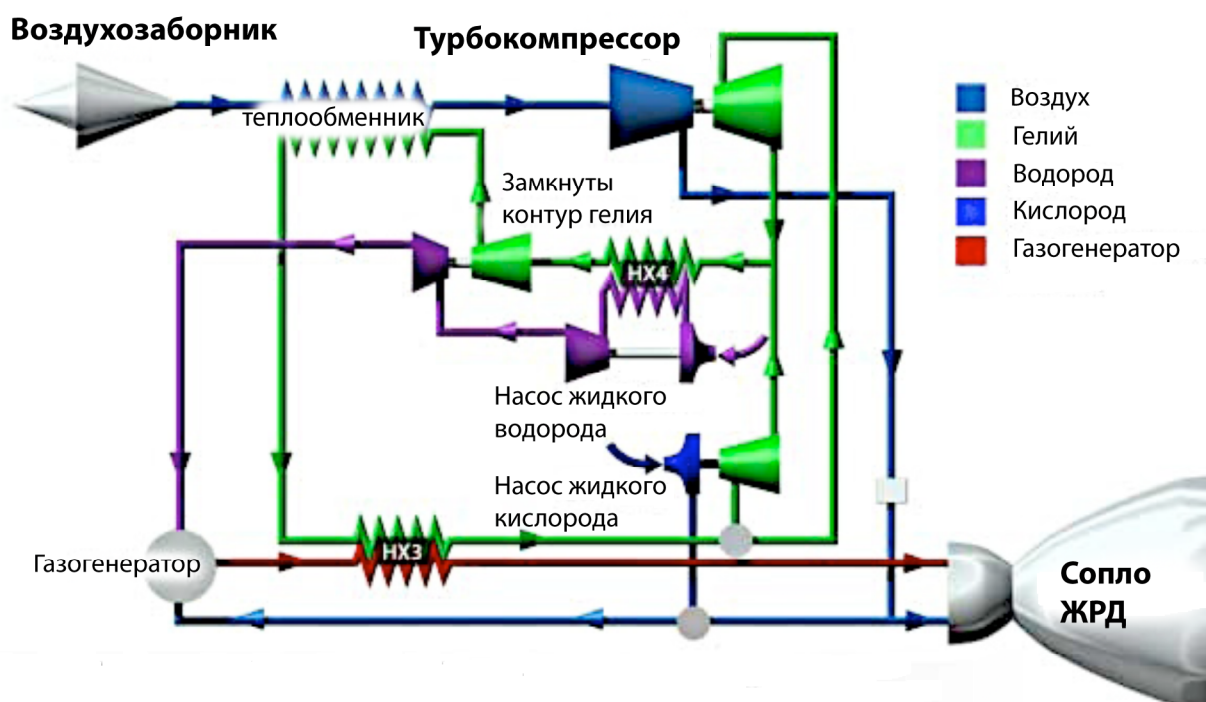


Рис.22. Термодинамическая схема гибридного двигателя SABRE

охлаждают атмосферный воздух, поступающий в турбокомпрессор. Снижение температуры воздуха перед турбокомпрессором позволяет повысить степень сжатия в нем до 40-45. В результате, турбина может работать до чисел Маха=5-6. Такая схема получила название ТРД с промежуточным охлаждением окислителя. Она нашла свое дальнейшее развитие в гибридном двигателе Scimitar той же фирмы (рис.23). Scimitar отличается от SABRE тем, что является комбинацией ТРД во внешнем

контуре и ТРД с промежуточным охлаждением во внутреннем контуре. На скоростях $M > 3$ внешний контур перекрывается.

Для определения эффективности комбинированных двигателей различных типов фирма Reaction Engines Ltd провела параметрическое сравнение турбо-прямоточного двигателя со встроенным ЖРД (рис.24а), турбо-ракетного (рис.24б), турбо-ракетного с охлаждением турбины жидким водородом LACE (рис.24в), ракетного двигателя со сжижением

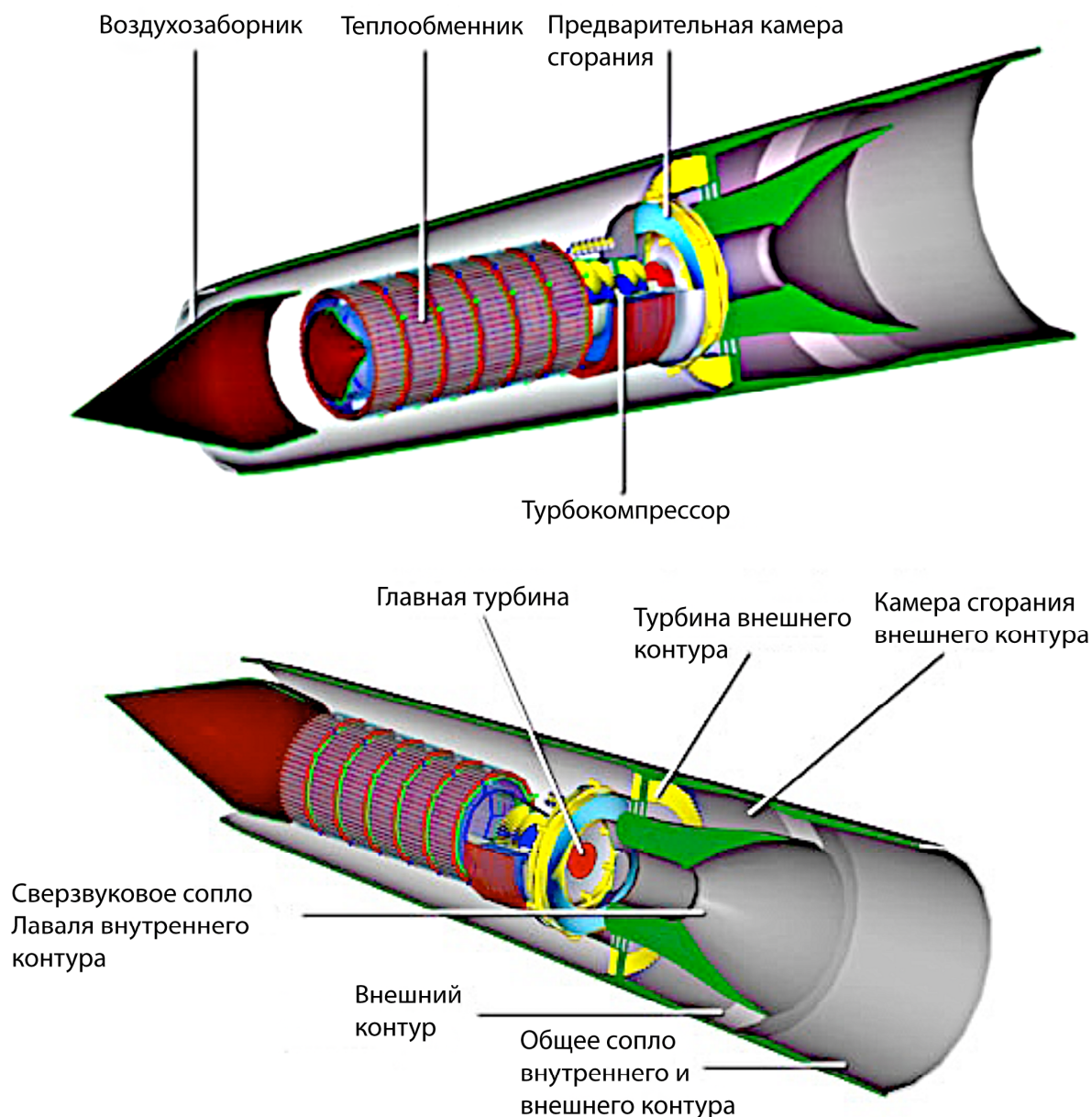


Рис.23. Комбинированный Scimitar двигатель

атмосферного воздуха (рис.24г) с двигателями SABRE и Scimitar, выполненных примерно в одном масштабе.

SABRE по удельному импульсу значительно превосходит LACE и ЖРД во всем диапазоне скоростей, а СПВРД при $M < 3$ (рис.25). Scimitar (его характеристики показаны на рис.25 штрих-пунктирной линией) превосходит ТРД, начиная с $M=2.2$, ПВРД, начиная с $M=4.5$, СПВРД до $M=4.5$.

SABRE значительно превосходит все типы двигателей по отношению тяги к

собственной массе во всем диапазон чисел M , что делает его привлекательным для применения на одноступенчатых воздушно-космических самолетах.

Scimitar благодаря сохранению высокого удельного импульса и большому ресурсу, чем у SABRE, может быть рекомендован для атмосферных многорежимных ЛА.

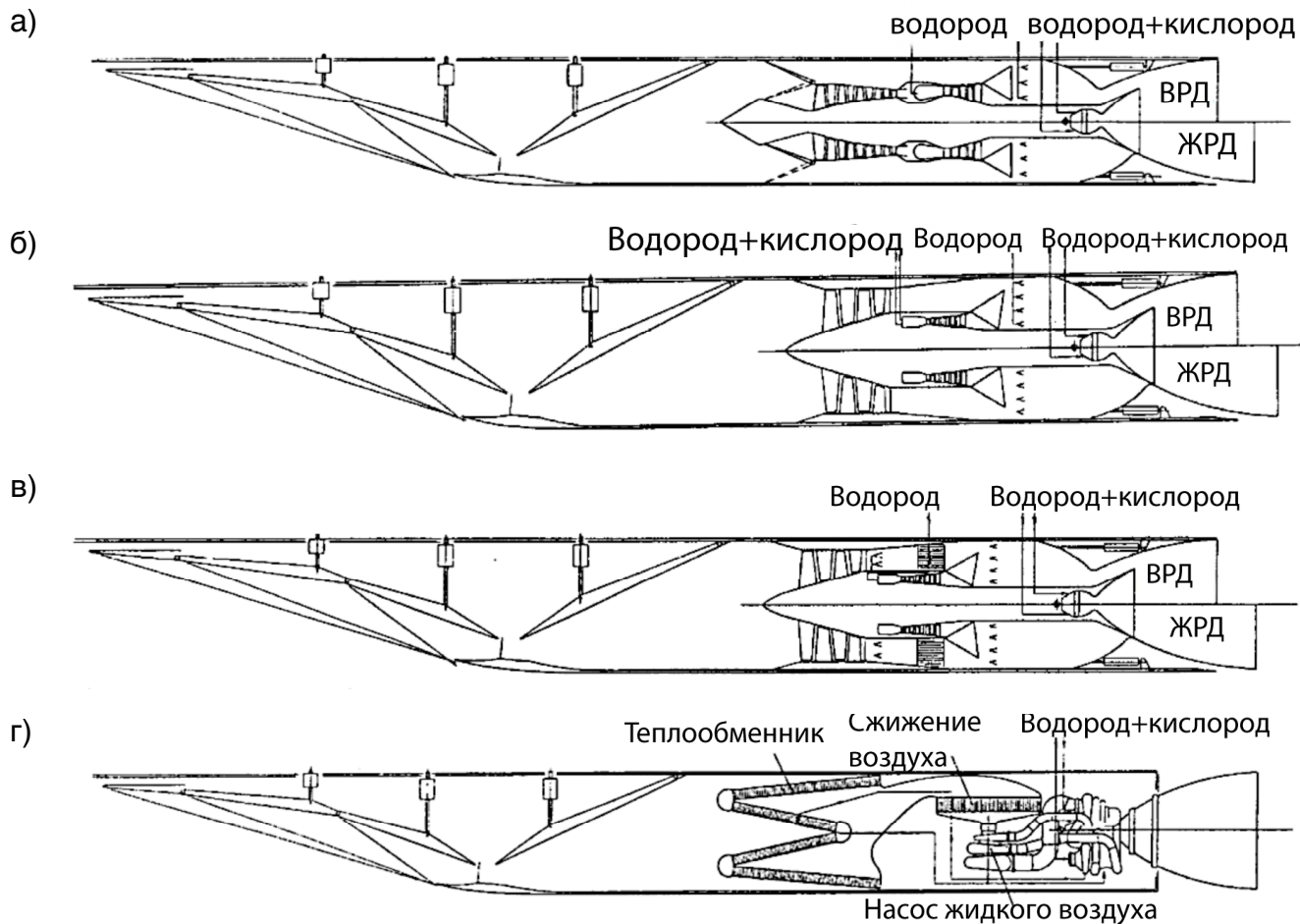


Рис.24. Различные виды комбинированных двигателей для сравнения с гибридным двигателем SABRE.

- а) Турбо-прямоточный двигатель со встроенным ЖРД, б) Турбо-ракетный двигатель, в) Турбо-ракетный двигатель с теплообменником, г) Комбинированный двигатель со сжижением атмосферного воздуха (LACE).

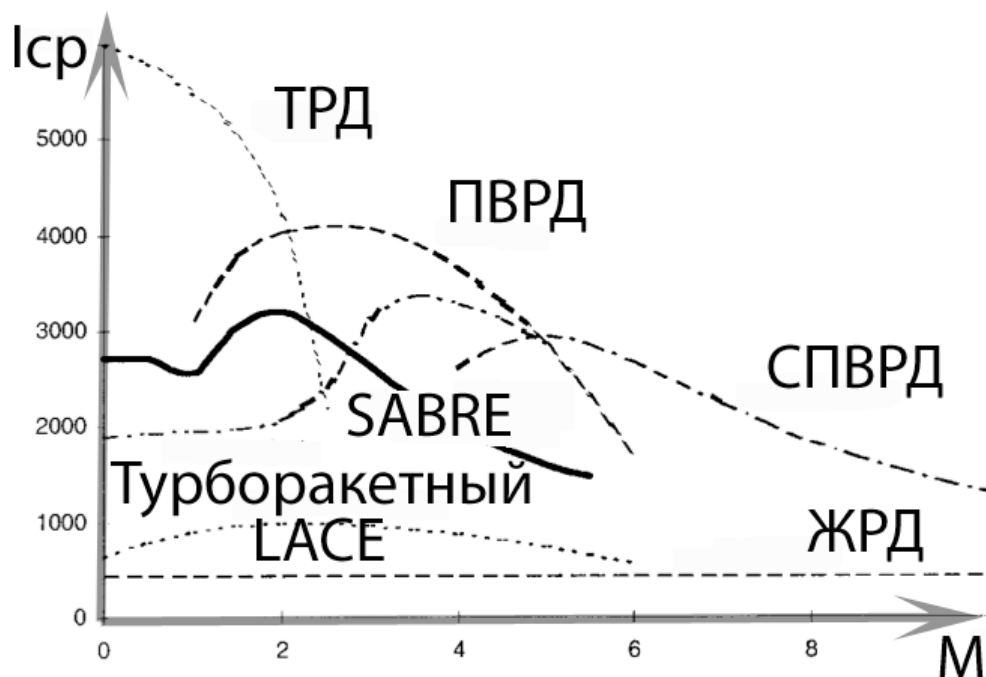


Рис.25. Сравнение удельного импульса двигателя Scimitar с двигателями различных типов.

Интеграция силовой установки и планера гиперзвукового ЛА.

При разработке гиперзвуковых ЛА большое внимание приходится уделять интеграции силовой установки и планера, т.к. СПВРД и ГПВРД занимают очень большие объемы. При скоростях полета $M > 3$ значительная доля тяги и подъемной силы создается воздухозаборником. С другой стороны, от организации системы скачков уплотнения на входе в СПВРД напрямую зависит эффективность работы двигателя. Представляется целесообразным рассматривать планер и силовую установку гиперзвукового ЛА как единую систему. С середины 60-х годов опробованы различные схемы интеграции ВУ и планера гиперзвуковых самолетов и ракет, их классификация приведена на рис.26.



Рис.26. Классификация схем интеграции ВУ и планера гиперзвукового ЛА.

Классификационные признаки: по строкам - расположение основной поверхности сжатия (горизонтальная под фюзеляжем, горизонтальная под крылом, вертикальная под крылом), по столбцам - расположение передней кромки ВУ относительно корневой хорды основного крыла (слева перед точкой излома передней кромки крыла, в центре - в точке излома передней кромки крыла, справа - за точкой начала корневой хорды). Каждая из схем имеет определенные преимущества в конкретном диапазоне чисел Маха. На рис. 27 показаны две типичные модели ИТПМ для исследования на гиперзвуковых скоростях.

Имеются определенные противоречия между геометрией ВУ, которые выполняются преимущественно плоскими, и характеристиками камер сгорания СПВРД. Организация сгорания в осесимметричном сверхзвуковом потоке происходит значительно проще и с меньшими тепловыми потоками в сторону элементов конструкции ЛА. Возникает вопрос - как с наименьшими потерями преобразовать плоский поток в осесимметричный? Первым шагом в этом направлении стала разработка ГПВРД с воздухозаборником и соплом внешнего сжатия и расширения (рис.28). Силовая установка такого типа имеет протяженные вогнутые поверхности, давление на которых выше, чем в



а)



б)

Рис.27. Продувочная модель ИТПМ.

а) Плоский воздухозаборник СПВРД, б) интегральный воздухозаборник.

окружающей среде. Это можно использовать для создания подъемной силы. Летательные аппараты, в которых значительная часть поверхности планера используется для сжатия воздуха, поступающего в двигатель, и создания при этом дополнительной подъемной силы, называются волнолетами.

Конструкция, показанная на рис.28, характеризуется универсальностью применения в широком диапазоне чисел

Маха $M > 4$. В то же время, воздухозаборники подобного типа изначально «захватывает» почти плоский участок воздушного пространства, что приводит к невозможности получения полностью осесимметричного потока в камере сгорания. А что, если изначально «вырезать» цилиндрическую поверхность атмосферы? На рис.29 показаны ковшовый и рамповый воздухозаборники, позволяющие делать это.

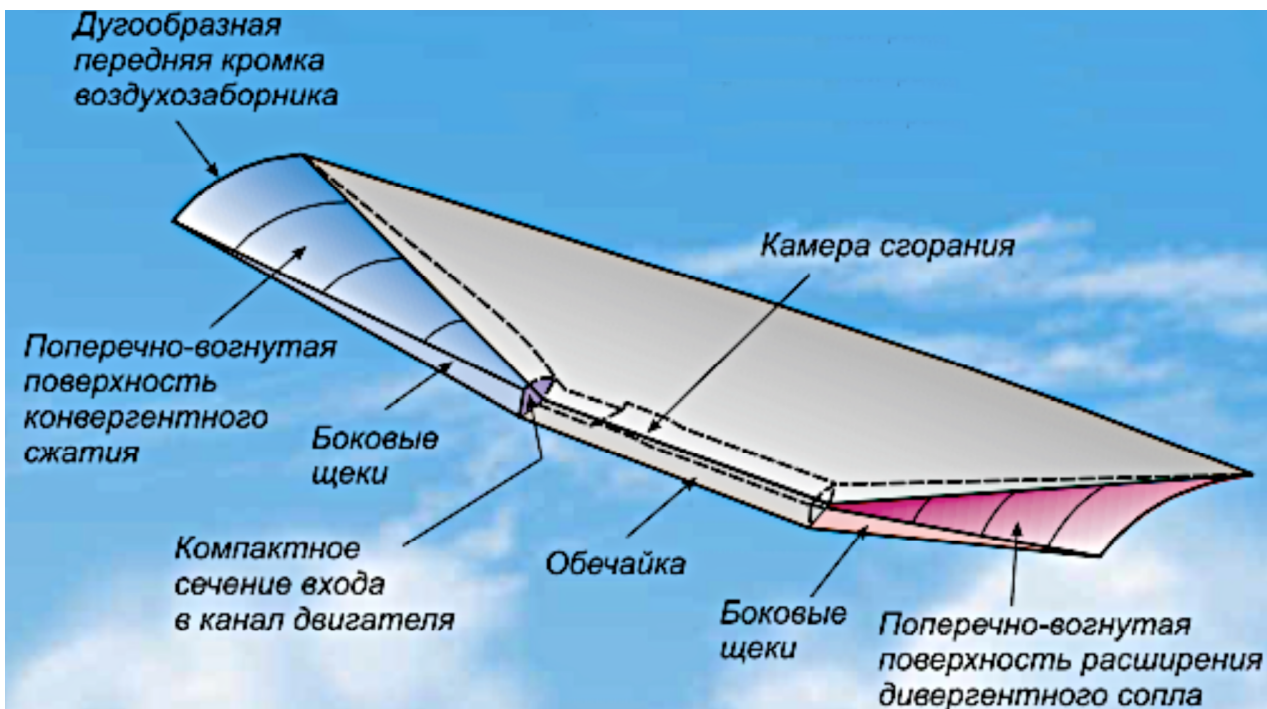


Рис.28. Создание подъемной силы внешним интегральным ВУ и соплом внешнего расширения СВПРД.

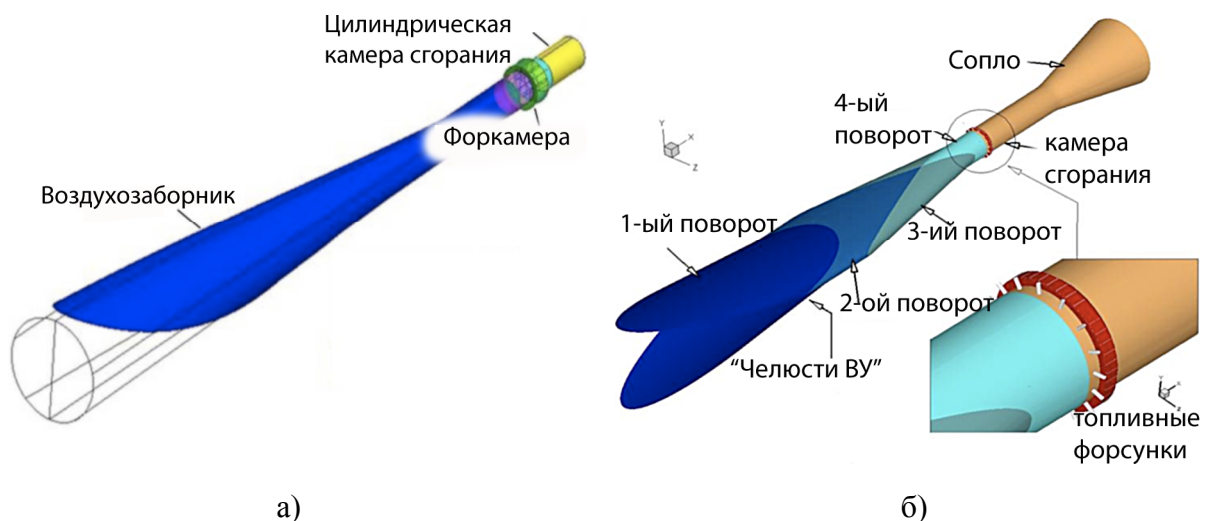


Рис.29. Воздухозаборники СВПРД с камерой сгорания круглого сечения.
а) Ковшовый ВУ, б) рамповый («челюстной») ВУ с разворотом потока

Исследования модели ИТПМ (рис.30) показали, что ковшовый ВУ обеспечивает значительно лучший коэффициент восстановления давления по сравнению с традиционными плоскими ГПВРД. Однако, его сложно закомпоновать на реальном ЛА. Разумный компромисс предоставляет рамповый (в англоязычной литературе часто используют термин «челюстной») ВУ. Внутри такого устройства поток, изначально имеющий прямоугольную форму поперечного сечения, путем четырех поворотов вокруг оси симметрии сводится к осесимметричному с минимальными потерями полного давления.



Рис.30. Продувочная модель ИТПМ с ковшовым воздухозаборником.

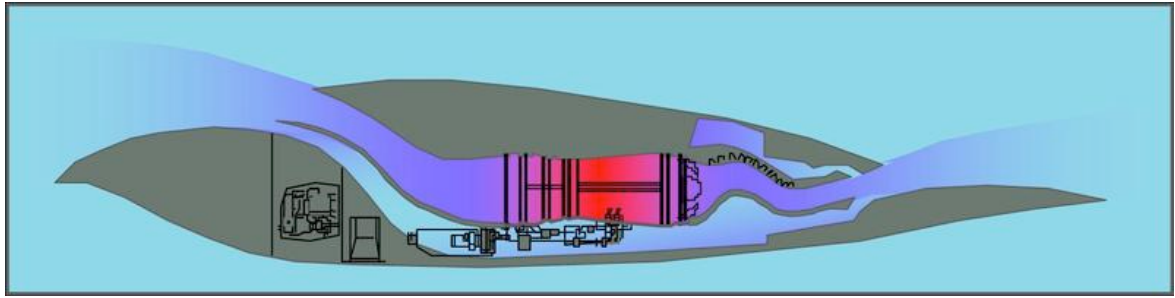
Нет-нет-нет-нет, мы хотим сегодня

Не следует думать, что все описанные выше технические новинки могут применяться только на гиперзвуковых самолетах и ракетах. Высокие потери полного давления и большие тепловые потоки в воздухозаборниках на скоростях больше $M=4$, заставили конструкторов и ученых искать оптимальные поверхности сжатия с минимальным ростом энтропии. Компонировочные решения современных малозаметных БПЛА и ударных самолетов (рис.31) навели на мысль о привлекательности использования изоэнтروпических поверхностей сжатия для экранирования лопаток компрессора двигателя. Действительно, изгиб

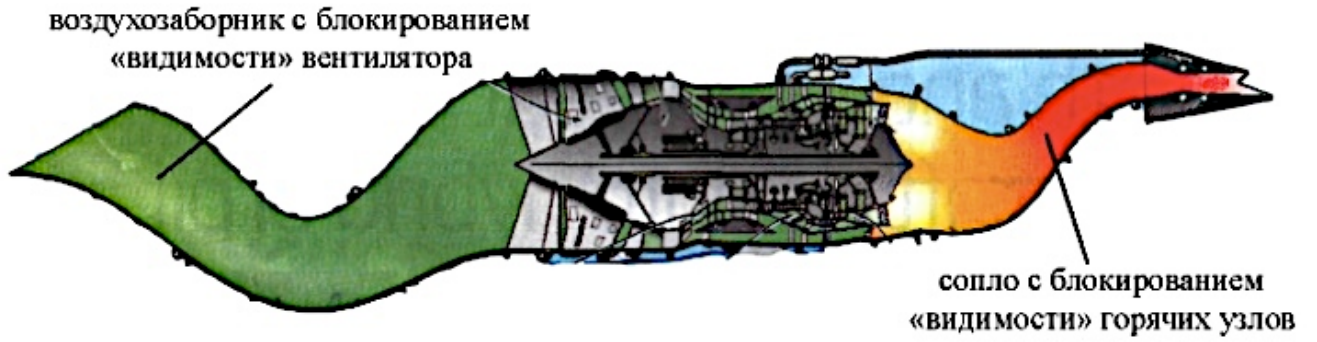
воздушного тракта малозаметной силовой установки (рис.31а,б) приводит к дополнительному сопротивлению.

В то же время, изоэнтропическая поверхность сжатия, выполняя ту же функцию экранирования двигателя, совершает дополнительную работу по сжатию потока. Изучение лобовых осесимметричных сверхзвуковых воздухозаборников в США привело к созданию DSI воздухозаборников, которые не нуждаются в щелях для слива пограничного слоя (рис.32). Такие щели одинаково неприменимы как на малозаметных, так и на гиперзвуковых ЛА. Геометрия DSI получена разверткой центрального тела сжатия и обечайки изоэнтропического осесимметричного ВУ. Боковые кромки формируют такой веер волн сжатия, что низкоэнергетический поток пограничного слоя не может преодолеть продольный градиент давления и разворачивается наружу, сворачиваясь в жгуты, которые распространяются вне воздухозаборника. Современные DSI имеют пока большее сопротивление и меньший коэффициент восстановления давления, по сравнению с традиционными ВУ.

Классические методы совершенствования ТРД и ТРДД, предназначенных для полетов со скоростями $M<3$, в значительной мере исчерпаны. Практически, единственным резервом дальнейшего улучшения характеристик при приемлемых затратах является разработка форсажных камер и стабилизаторов горения нового типа. Большим шагом вперед в этом направлении стал проект Hyperburner [10] фирмы GE и NASA. В рамках программы был создан наземный демонстрационный двигатель, в котором использовано фронтное устройство двигателя J-58 самолета SR-71, регулировочные компоненты двигателя с переменной степенью двухконтурности YF120-GE-100 и управляемое сопло от F100-GE-129. В результате получилась схема, показанная на рис. 33.



а)



б)



в)

Рис.31. Изоэнтروпическая поверхность сжатия на малозаметном БПЛА.

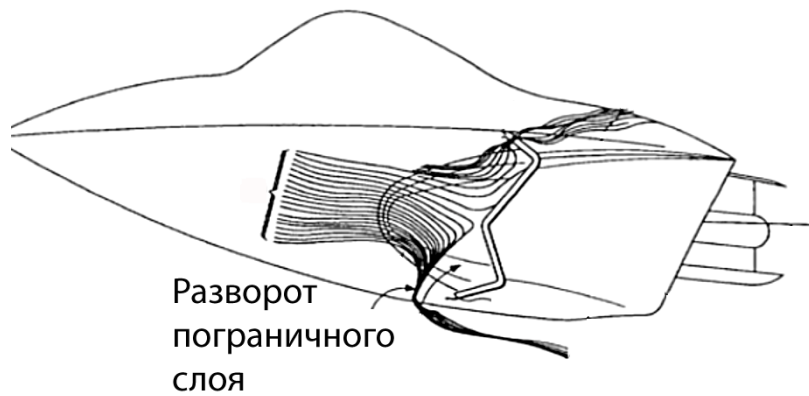


Рис.32. Изоэнтропический воздухозаборник с разворотом пограничного слоя.

створки перепуска воздуха в вентиляторе и компрессоре

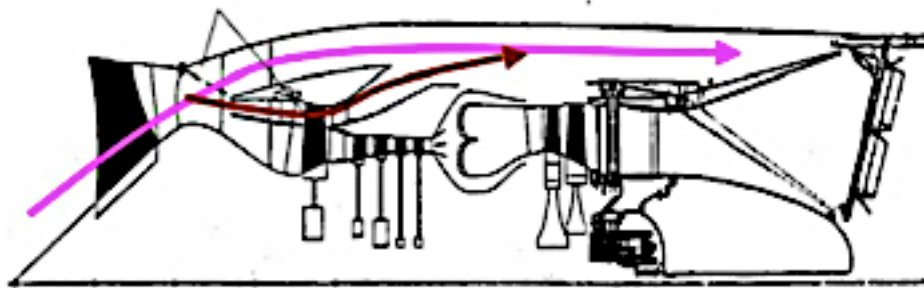


Рис. 33. Принципиальная схема регулирования двигателя Hyperburne

Переключая в зависимости от режима полета каналы внешнего и внутреннего контуров двигателя, а также управляя створкой в форсажной камере, регулирующей доступ воздуха к фронтальному устройству, можно заставить работать силовую установку данного типа в режиме ТРДД со средней степенью двухконтурности, малой степени двухконтурности, ТРД и даже ПВРД. Двигатель Hyperburne может представлять непосредственный интерес для конструкторов истребителей 5-ого и 6-ого поколения.

Выводы

Переход к двигателям комбинированного термодинамического цикла позволяет расширить диапазон применения ЛА от чисел Маха, равных

нулю, до $M=6-8$. Переход к большим скоростям делает рациональным использование СПВРД, что возможно только при интеграции силовой установки и планера. Разработанные для ГПВРД изоэнтропические поверхности сжатия находят применение в воздухозаборниках малозаметных самолетов и БПЛА с меньшими крейсерскими скоростями. Однако, доведение их показателей до уровня традиционных ВУ требует разработки теории оптимальных ударно-волновых конфигураций. В следующей статье цикла на комбинированных ВРД и DSI воздухозаборниках мы остановимся подробнее.



Благодарности

При подготовке статьи использованы материалы, любезно предоставленные Григорием Омельченко (Flateric).

Список использованных источников

1. Gary Newman, Karen Fulcher, Dr. Robert RayMark Pinney. ON THE AERODYNAMICS/ DYNAMICS OF STORE SEPARATION FROM A HYPERSONIC AIRCRAFT. AIAA-92-2722. AIAA 10th Applied Aerodynamics Conference June 22-24, 1992 / Palo Alto, CA.
2. Robert J. Pegg, James L. Hunt, and Dennis, Petley, Leo Burkardt, Daniel R. Stevens, Paul L. Moses, S. Zane Pinckney, Hanee Z. Kabis, Kevin A. Spoth, William M. Dziedzic, R.I. Kreis, and John G. Martin, Paul J. Barnhart. Design of a Hypersonic Waverider-Derived Airplane. AIAA 93-0401. 31 st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit January 11 -14,19931Ren0, NV.
3. Kevin A. Spoth and Paul L. Moses. i Structural Design and Analysis of a Mach Zero - to - Five Turbo -Ramjet System. AIAA 93 -1 983. AI AAS AEIASM EIASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit June 28-30,1993/Monterey, CA.
4. Max L. Blosser, Isaiah M. Blankson. Wing Leading-Edge Design Concepts for Airbreathing Hypersonic Waveriders. AIAA 94-0379. January.1994 / Reno, NV.
5. Pulse detonation system for a gas turbine engine having multiple spools. Patent №US 7,328,570 B2, feb.12,2008.
6. Aviation Week and Space Technology, 1997,13/X,vol. 147,N 15,p.63,64.
7. Aviation Week and Space Technology, 2001,26/III,vol. 154,N 13,p.58-61.
8. Aviation Week and Space Technology, 2002,24/VI,vol. 156,N25,p.95-98.
9. Flight International, 2002, 1-7/1, vol.161, N 4812,p.4.RICHARD VARVILL and ALAN BOND. A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers. Richard Varvill and Alan Bond JBIS, Vol. 56, pp.108-117, 2003.
10. NASA/TM—2005-213803. The GE-NASA RTA Hyperburner Design and Development.