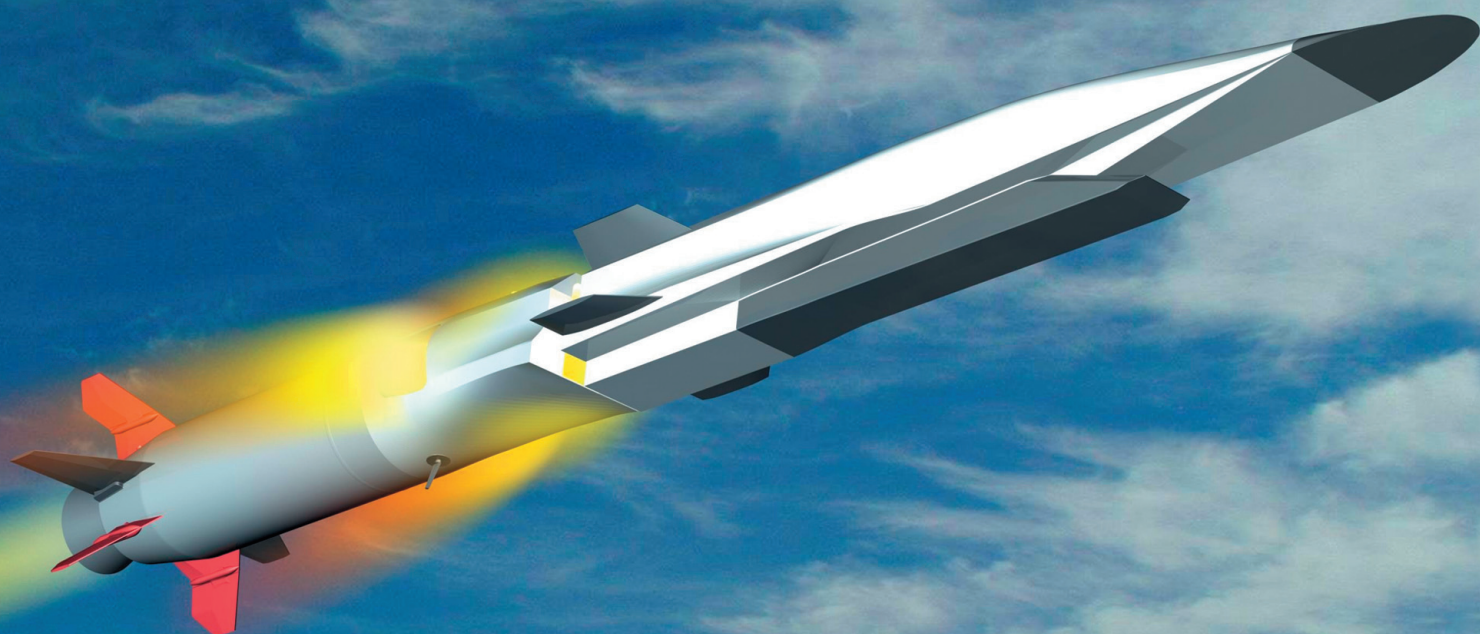


# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

- **Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения**



# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Выпуск 1 – 2 (1821 – 1822)  
Январь – июнь 2012 г.  
Издается с 1939 г.

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения .....	1
Современные концепции бесконтактных войн и интеграции оборонительных и наступательных вооруженных сил .....	2
Гиперзвуковые технологии – основа перспективных авиационных ударно-разведывательных комплексов .....	3
Основные направления исследований гиперзвуковых технологий .....	11
Основные программы перспективных ГЛА .....	14
Программы HyTech, Hyper-X .....	14
Программа X-51 (SED-WR) .....	17
Программа HiFire .....	36
Программа HyFly .....	39
Программы RATTLS, HiSTED, HyCAUSE .....	42
Программа Falcon – HyCAUSE .....	45
Программа ВКС X-37B .....	55
Поисковые исследования двигательных установок и ГЛА .....	57
Перспективы развития гиперзвуковых технологий .....	60
Программа создания гиперзвукового оружия PGS .....	62

УДК 629.7.001.5(73)

**Р. В. БАЛМИНА, А. А. ГУБАНОВ, М. А. ИВАНЬКИН, Д. А. ЛАПИНСКИЙ**

## СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ВООРУЖЕНИЯ

Военно-промышленные комплексы ведущих государств развернули широкомащтабные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по освоению полета с гиперзвуковыми скоростями ( $M > 4$ ), нацеленные на создание авиационно-космических ударно-разведывательных систем большого радиуса действия. К настоящему времени основные успехи в освоении гиперзвуковых технологий достигнуты в ходе реализации программ ГЛА X-43A, X-51A и Falcon – HyCAUSE (здесь и далее см. с. 74).

В ходе первого летного испытания ГЛА X-51A впервые в мировой практике продолжительность работы ГПВРД на углеводородном топливе достигла примерно 200 с; маршевое число  $M$  аппарата (после отделения от ускорителя) приблизилось к 5. Достигнутые результаты позволяют заключить, что к 2016–2018 гг. вполне реально завершение разработки и принятие на вооружение боевой гиперзвуковой ракеты с маршевым числом  $M = 6–7$ , высотой полета свыше 30 км и дальностью около 1000 км.



## СОВРЕМЕННЫЕ КОНЦЕПЦИИ БЕСКОНТАКТНЫХ ВОЙН И ИНТЕГРАЦИИ ОБОРОНИТЕЛЬНЫХ И НАСТУПАТЕЛЬНЫХ ВООРУЖЕННЫХ СИЛ

Направления и пути совершенствования авиационной техники и вооружения прежде всего определяются целями, задачами и условиями боевого применения, а это в свою очередь зависит от целого ряда военно-политических факторов, находящих свое отражение в военной доктрине государства.

В настоящее время основой военных доктрин ведущих иностранных государств, входящих в блок НАТО и возглавляемых США, является концепция бесконтактных войн взамен исчерпавшего себя наземного противостояния. Определяя таким образом главную особенность войн и военных конфликтов XXI века, военно-политическое руководство этих стран отводит основную роль объединенным авиационно-космическим силам и использованию неядерного высокоточного оружия универсального базирования, обеспечивающего поражение любой цели — мобильной, сильно защищенной и заглубленной и т. д. — в любой точке планеты в течение 1—2 ч с момента получения информации о цели. При этом ставится задача гарантирования абсолютной безопасности и недостижимости континентальной территории США и их союзников и возможности нанесения удара по противнику при полном исключении удара возмездия.

Соответствующая этой доктрине практика ВВС США и НАТО уже успешно продемонстрирована в Югославии, Афганистане, Ираке и Ливии. Самолеты с высокоточным вооружением

большой дальности, базируясь на собственной территории стран НАТО, действовали в составе ударно-разведывательных комплексов и поражали намеченные цели, не входя в зону действия ПВО противника, что способствовало сохранению техники и экипажей.

Важнейшим компонентом военной мощи США являются стратегические ядерные силы, структура которых подвергается коренному изменению. Пересматривается ядерная триада, которую до сих пор составляли баллистические ракеты шахтного и морского базирования с ядерными боеголовками и носители в виде пилотируемых бомбардировщиков. Вместо нее выдвигается новая триада, учитывающая в числе прочего необходимость сокращения ядерного потенциала согласно договорам США с РФ.

К 2012 г. планировалось: объединить ядерные и неядерные стратегические силы и средства; объединить силы и средства активной и пассивной стратегической обороны; создать инфраструктуру для поддержания этих комплексов в боеготовом состоянии. Активная оборона должна осуществляться силами ПВО и ПРО, пассивная — путем снижения уязвимости вооруженных сил, своевременного отслеживания потенциального агрессора и предупреждения о внезапном нападении. Более того, в целях повышения безопасности США и стран НАТО, а также самих вооруженных сил США осуществляются интеграция стратегических наступательных и оборонительных сил в единый комплекс и развертывание единой глобальной эшелонированной системы ПРО для гарантированного перехвата любых средств нападения. Совершенствуются информационно-разведывательные системы, системы боевого управления и связи. Необходимое при интеграции центральное управление возлагается на объединенное стратегическое командование — Stratcom, куда с недавних пор включено и управление ПРО.

Модернизация и совершенствование наступательных вооруженных сил связываются с созданием гиперзвуковых систем вооружения ввиду их очевидных преимуществ: значительное сокращение времени доставки средств поражения к цели в широком диапазоне высот и скоростей полета, расширение условий подлета к поражаемым объектам, значительное повышение кинетической энергии в момент встречи с целью, что обеспечивает высокую боевую эффективность и выживаемость гиперзвуковых систем.



Эмблема объединенного стратегического командования США — Stratcom

## ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ — ОСНОВА ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Задача создания высокоскоростного оружия глобальной дальности не может быть решена без освоения гиперзвуковых технологий путем широкомасштабных исследований фундаментального и прикладного характера, включая апробирование их в летных испытаниях. В настоящее время в США поэтапно реализуется долгосрочная программа национальной аэрокосмической инициативы NAI, нацеленная на обеспечение безусловного господства США в воздушно-космическом пространстве на основе ударно-разведывательных гиперзвуковых систем большой дальности (программа ВВС США LRS). В рамках программы NAI создаются прорывные гиперзвуковые технологии сначала в приложении к боевым ракетам большой дальности (скорее всего, на основе программ экспериментальных ГЛА X-51A и HyFly), а затем к разработке гиперзвукового малозаметного (возможно, трансатмосферного) ударного самолета. Планировалось, что эта цель должна быть достигнута к 2025 г., однако, согласно последним данным, военно-политическое руководство США считает необходимым добиться глобального военного доминирования уже к 2018 г.

Центральная в концепции NAI идея интеграции воздушного и космического пространства в единую информационно-оперативную среду получила дополнительную официальную поддержку в опубликованном правительством США 6 октября 2006 г. документе, регламентирующем использование космоса в интересах этой страны. В документе категорически отрицаются какие бы то ни были ограничения фундаментального права США на действия в космосе, включая в случае необходимости превентивный удар из космоса по потенциальному агрессору, и предусматривается противодействие любым операциям в космосе других государств, от которых возможен ущерб для их национальных интересов. Этот документ обсуждался более чем в 30 редакциях в течение трех лет в сугубо секретном режиме. В отличие от данного документа, утверждающего приоритет США в космосе, в аналогичном документе администрации Клинтона (1996 г.) космическое пространство определялось как область международного сотрудничества, возможно, из-за того, что Америка тогда нуждалась в помощи других стран для поддержания МКС.

В настоящее время изучаются различные варианты многоцелевой глобальной ударно-транспортной системы, которую можно было

бы использовать также для вывода полезного груза на околоземную орбиту, обеспечив снижение затрат в сотни раз. Как долговременные (стратегические) проекты, финансируемые государством в рамках программы NAI, так и проекты, разрабатываемые отдельными фирмами в порядке частной инициативы, имеют ближайшей задачей создание боевой ракеты большой дальности, способной преодолеть ПРО и ПВО противника. Это главная установка МО США.

Специалистами сформулированы следующие требования к первой боевой гиперзвуковой ракете: стартовая масса — 1043—1588 кг, масса БЧ (проникающего, осколочно-фугасного или кассетного типа) — 136—272 кг. При этом конкурируют две аэродинамические компоновки: традиционный осесимметричный корпус с лобовым воздухозаборником либо с системой воздухозаборников и несущий корпус типа «волнолет» с подфюзеляжным размещением ГПВРД плоской схемы.

Учитывая огромные технические сложности, связанные с реализацией длительного гиперзвукового полета в атмосфере, научное руководство ВВС США считает необходимым изучить перспективу выполнения полета боевого ГЛА глобальной дальности по другой схеме: выход из атмосферы, движение по маршруту вне атмосферы и вход в нее вблизи цели. Тем самым существенно снижаются лобовое сопротивление и кинетический нагрев и практически исключается идентификация ЛА противником. Очевидно, при создании гиперзвукового оружия в полной мере используются результаты летных испытаний ГЛА X-43A с работающим ГПВРД, в ходе которых были достигнуты скорости, соответствующие числам  $M = 7-10$ . Хотя есть сведения о прекращении государственной поддержки программы ГЛА серии X-43, а перспективы проектов X-43B, X-43C и X-43D не ясны, но уже получен уникальный по объему и качеству экспериментальный материал, включающий результаты, которые в принципе невозможно получить в наземных испытаниях.

В настоящее время программа LRS в связи с сокращением сроков ее реализации пересматривается в части концепции ударного гиперзвукового самолета большой дальности. Первоначально его появление в пилотируемом варианте ожидалось к 2025 г., в беспилотном — к 2035 г. Специалисты ВВС США считают нереальным создание к 2018 г. ряда необходимых



уникальных технологий, прежде всего силовой установки, тем более с учетом высоких требований по малозаметности. К проблемам добавляются: малая полезная нагрузка гиперзвукового самолета, минимальная маневренность, плохие аэродинамические характеристики на режимах малых скоростей, невозможность дозаправки в воздухе, кинетический нагрев, сложность обеспечения устойчивой работы ГПВРД в условиях длительного полета в атмосфере. При компьютерном моделировании выявляется, что для всех предложенных на сегодня проектов гиперзвуковых бомбардировщиков глобальной дальности гиперзвуковая крейсерская скорость достижима лишь при неприемлемо большой взлетной массе и отнюдь не глобальном радиусе действия.

Для беспилотного гиперзвукового самолета исключается оснащение ядерным оружием; необходим искусственный интеллект пока не достигнутого уровня (способный принимать нестандартные решения в динамичной боевой обстановке). Ввиду этого в качестве бо-



Гиперзвуковая летающая лаборатория «Холод»



Ударно-разведывательный самолет STAV (рисунок)

лее простой и не менее эффективной ударной системы рассматривается вариант дозвукового малозаметного бомбардировщика большой дальности с гиперзвуковыми высокоточными ракетами типа HyFly или X-51A. Это направление активно поддерживает фирма «Боинг», не в последнюю очередь ссылаясь на результаты своих исследований, согласно которым физиологическим пределом для пилота является число  $M = 3$ . Для дозвукового самолета имеется обширный проектно-производственный задел.

Руководство ВВС США считает, что следует предусмотреть внутрифюзеляжное размещение как неядерного, так и ядерного оружия. Мероприятия по минимизации ЭПР должны учитывать опыт проектирования самолетов F-22 и F-35. Перспективы финансирования проекта пока не ясны, тем не менее предполагается рассмотреть, по крайней мере, две конкурирующие программы.

Наряду с этим есть понимание того, что способы обеспечения малозаметности теряют свою эффективность по мере совершенствования систем разведки и обнаружения ПРО и ПВО, так что в будущем неизбежно возвращение к концепции тяжелых дальних бомбардировщиков, обладающих такой высокой скоростью, при которой не имеет значения, обнаружен самолет или нет. В этой связи следует отметить работы фирм «Локхид Мартин» и «Нортроп Грумман» (по контракту с исследовательской лабораторией AFRL ВВС США) по ударно-разведывательному самолету STAV с крейсерским числом  $M > 2$ . Технологический прорыв заключается в активном управлении внешним обтеканием (компенсируя отсутствие традиционного хвостового оперения для самолета нормальной схемы) и потоками воздуха внутри сложного контура воздухозаборника и сопла. Планируется подготовить опытный образец для летных испытаний к 2015 г.

Для координации исследований по гиперзвуку МО США учредило в мае 2007 г. специальное управление, контролирующее все НИОКР, испытания и экспертизу всех систем, создаваемых для ГЛА. Ежегодно должны под-



Модель ГЛЛ «Игла» на выставке «МАКС-2005»

вергаться критической оценке состояние и результаты работ по всем крупным проектам.

В отличие от четкой военной направленности гиперзвуковых проектов США, конкретизированных по ТТЗ и срокам, в Западной Европе, Японии, Австралии работы по гиперзвуковой тематике носят в основном поисковый характер, но охватывают широкий круг проблем в области аэродинамики, материалов, систем наведения и управления, а главное — силовых установок (СУ).

В России на базе ЗУР С-200 «Ангара» была создана гиперзвуковая летающая лаборатория (ГЛЛ) «Холод» для натурных испытаний перспективных гиперзвуковых СУ в соответствии со следующими задачами: испытание двухрежимного ГПВРД при  $M = 3.5-6.5$  и высоте полета 15—35 км с исследованием перехода от дозвуковой скорости течения в камере сгорания к сверхзвуковой; исследование охлаждения конструкции топливом; исследование перспективных систем активного управления распределением и расходом топлива в зависимости от режима полета.

28 ноября 1991 г. был осуществлен первый полет ГЛЛ «Холод» с запуском ГПВРД. Зафиксированное в первом летном испытании ГПВРД максимальное число  $M$  составило 5.8. Двигатель в первом летном испытании проработал 28 с, в процессе полета он дважды включался автоматически. Таким образом, впервые в мире в условиях летного испытания была доказана работоспособность ГПВРД. В ходе летного испытания жидководородный ГПВРД с системами топливного охлаждения и регулирования расхода топлива работал при дозвуковой и сверхзвуковой скоростях потока в камере сгорания (КС). Экспериментальная система автоматического управления ГПВРД обеспечила запуск и нормальную работу двигателя, а регенеративная система охлаждения поддержала работоспособность двигателя без нарушения его конструктивной целостности. Большое значение имело то, что впервые результаты стендовых испытаний двухрежимного ГВРД могли быть сопоставлены с летными данными.

Дальнейшие испытания экспериментального ГПВРД в ГЛЛ «Холод» в 1992 и 1995 гг. проводились по контрактам с ONERA, а в 1997 и 1998 гг. — по контракту с NASA. При последнем испытании, проведенном в 1998 г., была достигнута скорость полета  $M = 6.5$ , время работы ГПВРД составило 77 с.

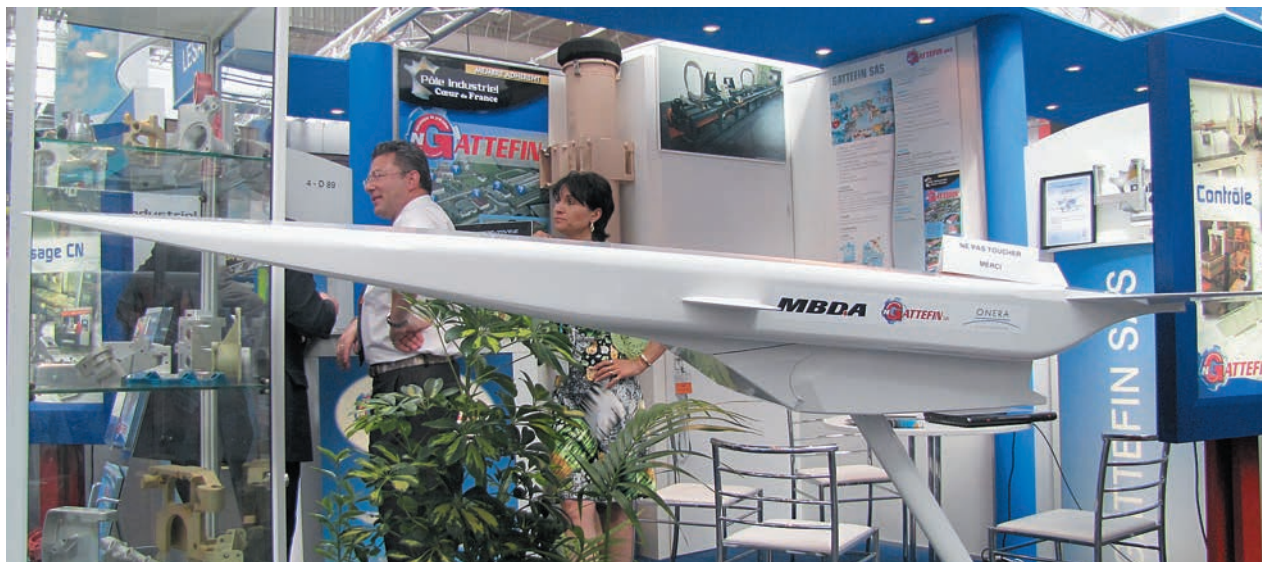
Летающая лаборатория следующего поколения — «Игла» — предназначена для испытаний ГПВРД при  $M=5-14$  и высоте полета 24—50 км.

ГосМКБ «Радуга» реализовало проект ГЭЛА (гиперзвуковой экспериментальный летательный аппарат) — прототип гиперзвуковой ракеты с ПВРД, но летные испытания не были завершены.



Гиперзвуковой экспериментальный летательный аппарат интегральной компоновки с экраным воздухозаборником на выставке «МАКС-1995»





Модель ГЛА LEA на выставке в Ле Бурже в 2009 г.

Франция разрабатывает ряд гиперзвуковых технологий в сотрудничестве с Россией. Так, с помощью МАИ фирма MBDA создала прототип ГПВРД для носителя многократного применения, рассчитанного на диапазон чисел  $M = 2-12$  с переходом от использования углеводородного топлива к водородному (программа WRR). Стендовые испытания двигателя, изготовленного в уменьшенном масштабе, выполнены в 1995—1997 гг. при  $M = 6$ . Испытания варианта воздухозаборника сечением  $0.05 \times 0.2$  м и с подвижной обечайкой проводятся по программе PIAF, а сечением  $0.2 \times 0.25$  м — по программе SHAMIOS. Запланировано изготовить для летных испытаний ГЛА массой 2000 кг и оснастить его двигателем с воздухозаборником сечением  $0.05 \times 0.41$  м. Должна быть показана реализуемость полета со скоростями, соответствующими  $M = 1.5-4$  и  $8-12$ . В 2020 г. ожидаются испытания прототипа массой около 30 000 кг при  $M = 1.5-12$ , а на 2030 г. запла-

нированы испытания натурального ГЛА массой 500 000 кг. Непосредственно на создание боевой ракеты ориентирован проект Prometheus (двухрежимный ГПВРД изменяемой геометрии на эндотермическом топливе). Под этот двигатель создается ракета воздух — поверхность со скоростью полета, соответствующей  $M = 2-8$  на высоте до 40 км. Летные испытания намечались на 2009—2012 гг. Сюда же примыкает программа невозвращаемого аппарата-демонстратора LEA, предназначенного для летных испытаний ГПВРД JAPHAR или Prometheus при  $M = 4-8$ .

Особенностями ЛА длиной около 4 м являются перемещаемый стабилизатор пламени и отклоняемая обечайка. Камера сгорания может смещаться вперед и назад в канале СУ для демонстрации возможностей устройства с переменной геометрией при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым. Совместные исследования по проекту LEA проводятся Францией (ONERA) с участием ряда российских организаций (МАИ, ГосМКБ «Радуга» и др.). По плану летных испытаний предполагается сброс ГЛА с самолета Ту-22М. Чтобы получить четкие характеристики камеры сгорания переменной геометрии, не осложняя динамику полета, в каждом испытании должны выдерживаться фиксированное число  $M$  и фиксированная геометрия камеры сгорания. Блоки с информацией будут сбрасываться на парашютах.

Наиболее значительных результатов в освоении гиперзвуковых технологий в Европе, по-видимому, достигла Германия (фирма LFK) в сотрудничестве со Швецией. Ракета с маршевым числом  $M = 4-8$  предназначалась для по-

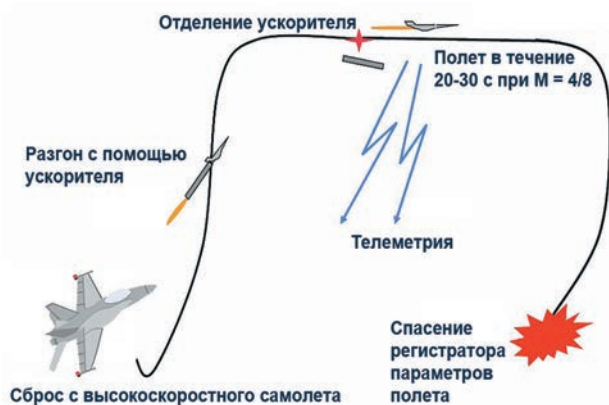
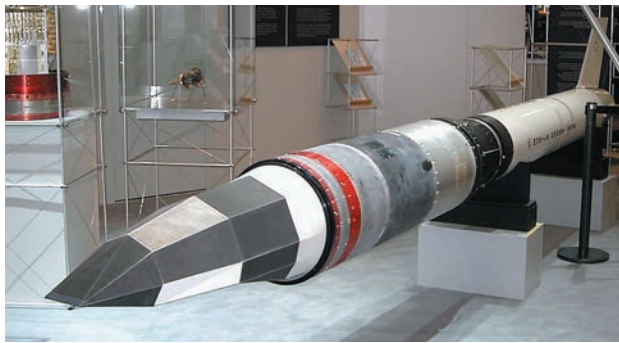


Схема полета ГЛА LEA



ражения маневрирующих и низковысотных КР, тактических БР и т. п. Проект гиперзвуковой ракеты НФК был доведен до стадии экспериментальных пусков, и в состоявшихся трех испытаниях ракета достигла скорости, соответствующей  $M = 6.5-7$ , причем высота полета не превышала 300 м. В проекте использованы наработки по ракетам ARMIGER и АЗМ, в частности, по обеспечению малозаметности; по результатам испытаний решетчатые рули заменены на обычные плоские; тяга СУ составляет 9.8 кгс. Несмотря на определенные успехи, проект заморожен, бюджетное финансирование прекращено.

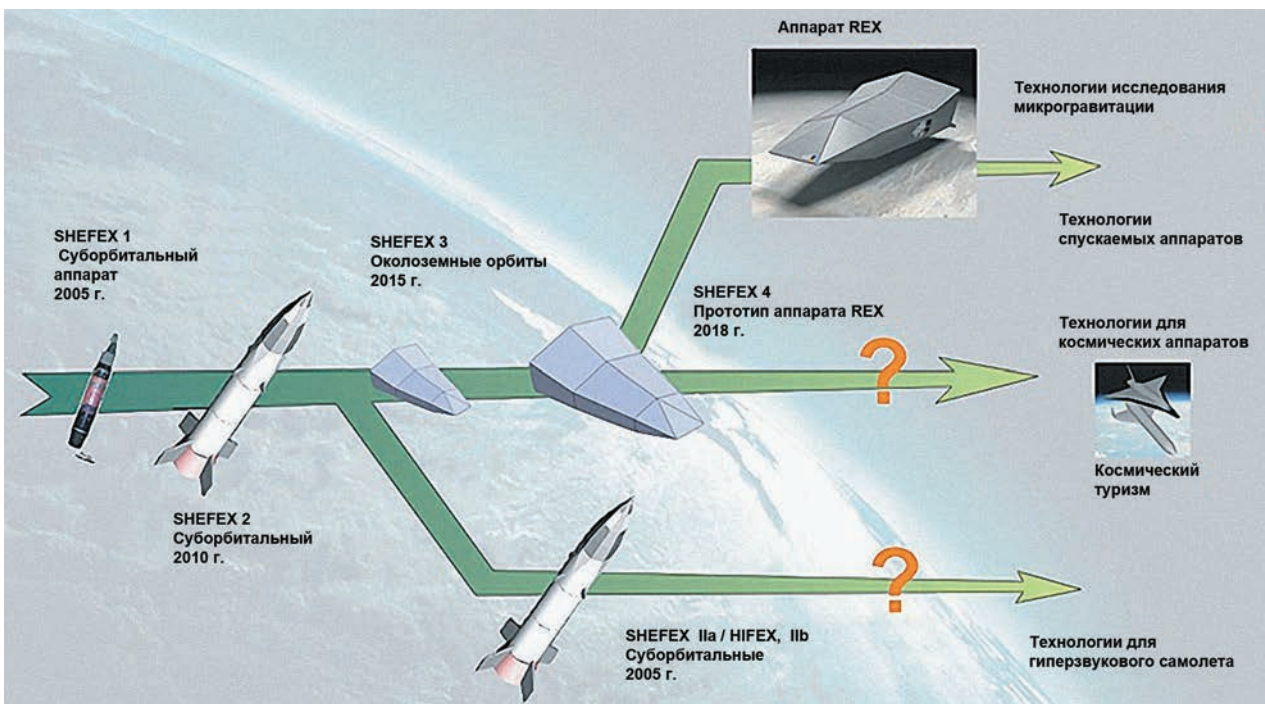
По программе SHEFEX немецкого аэрокосмического центра DLR разработана методика и проведен летный эксперимент по исследованию характеристик керамической теплозащиты фасеточной конструкции, имитирующей головную часть возвращаемого ЛА с острыми кромками. Получены данные по тепловым потокам и динамике полета при  $M \leq 7$  на высотах от 90 до 20 км. Для запуска полезного груза массой около 20 кг (длина 0.83 м, диаметр донного среза 0.35 м) использована двухступенчатая система, состоящая из ракет S30 и «Орион» с модифицированным хвостовым оперением. Заканчивается проработка проекта SHEFEX-II, заключающегося в использовании ГЛА длиной около 5.5 м (вместе с ракетным ускорителем — примерно 12.5 м) в качестве летающей лаборатории. Предполагается исследование различных вари-



ГЛА SHEFEX



ГЛА SHEFEX в полете (рисунок)



Развитие программы SHEFEX



Гиперзвуковой самолет Larcat (рисунок)

антов теплозащиты, в том числе с активным охлаждением, для перспективных датчиков, смонтированных на носке корпуса заподлицо с поверхностью, а также для усовершенствованной системы наведения в целом. Намечено провести второй полет ГЛА SHEFEX продолжительностью примерно 11.6 мин со стартом с полигона Вумера (Австралия) при  $M = 9.3-11.1$ .

Координацию усилий европейских исследовательских организаций и промышленности по созданию перспективных СУ переменного цикла в настоящее время осуществляет центр ESA-ESTEC в рамках проекта Larcat, работа над которым началась три года назад. Исследуются различные концепции гиперзвукового коммерческого транспортного самолета с ГПВРД на водородном топливе, способного преодолеть расстояние от Брюсселя до Сиднея за 2—4 ч при крейсерском числе  $M = 4.5-8$ . Для самолетов меньшей дальности не исключается оснащение их ГПВРД на углеводородном топливе. Составной частью проекта является программа Atlas. Должны быть изучены, усовершенствованы и испытаны легкие материалы для конструкции планера и компонентов ГПВРД, способные выдержать тепловые нагрузки при  $M > 3$ , а также разработаны новые способы охлаждения.

Исследования гиперзвуковых технологий в Австралии и Японии проводятся без прило-

жения к конкретным объектам. Наиболее важным достижением является разработанная в Австралии в рамках программы HyShot при поддержке США технология, позволяющая провести натурные испытания перспективных ГПВРД при относительно небольших затратах. Летные эксперименты, связанные с осуществлением ряда актуальных проектов — HyCAUSE, HyFly, Shyfe и др., — выполняются на полигоне Вумера с использованием двухступенчатого носителя «Терриер-Орион».

В Японии работа над гиперзвуковыми СУ связывается с развитием космонавтики. Под руководством Национальной аэрокосмической лаборатории (NAL) с начала 1990-х годов спроектированы и изготовлены (при участии фирмы «Мицубиси») ГПВРД на жидководородном топливе. Первая модификация (E-1) испытана при числах  $M = 4-6$  (1994—1999 гг.), двигатель следующего поколения (E-2) испытывается в течение последних лет в основном в целях оптимизации процессов горения при  $M = 8$ , причем уже в 2003—2004 гг. состоялись успешные огневые испытания при  $M = 12$ . В связи с планами проведения натурных испытаний ГПВРД Япония участвует в программе HyShot. Специалисты Агентства по авиакосмическим исследованиям (JAXA) разрабатывают СУ комбинированного цикла для космического летательного аппарата (КЛА) на основе





Модель гиперзвукового транспортного самолета агентства JAXA (Ле Бурже, 2009 г.)

ракетно-турбинного двигателя пароводородной схемы ATREX, создающего эффективную тягу в диапазоне высот от 0 до 30 км и обеспечивающего разгон КЛА до  $M = 6$ . Двигатель относительно малой массы достаточно компактен и имеет регулируемый осесимметричный воздухозаборник, сопло с центральным телом, систему регенеративного охлаждения. Для наземных испытаний создан уменьшенный турбокомпрессор ATREX-500. С учетом результатов огневых испытаний (суммарное время превысило 45 мин) рассматриваются новые варианты двигателя ATREX, в том числе с перспективой летных испытаний в составе небольшого экспериментального ГЛА. К 2015 г. планируются летные испытания усовершенствованного двигателя S-Engine на жидководородном топливе при  $M > 5$ . Агентством JAXA заявлена амбициозная цель: к 2025 г. создать гиперзвуковой транспортный самолет.

В Индии по инициативе исследовательского центра DRDL в сотрудничестве с российскими специалистами (сотрудничество оказалось весьма плодотворным при реализации проекта HSTDV) разрабатывается концепция ГЛА с ГПВРД, рассчитанным на скорость, соответствующую  $M = 2-8$ . Рассматриваются двухрежимный ГПВРД на углеводородном топливе и однорежимный ГПВРД на жидководородном. Для обоих вариантов внешняя аэродинамика и основная конструкция должны быть одинаковыми. Начаты также предварительные исследования по проекту возвращаемого беспилотного ГЛА с ГПВРД, рассчитанного на маршевое число  $M$  около 5 и дальность

свыше 5000 км; предназначается для доставки боевого груза либо для запуска космических аппаратов.

Многоплановые теоретические и экспериментальные исследования по гиперзвуковым технологиям проводятся в КНР с перспективой использования результатов при разработке высокоскоростного оружия и в космических программах. Достигнуты значительные успехи в области ускорителей с сегментными РДТТ, гиперзвуковых ракетно-прямоточных двигателей (начинаются стендовые испытания и уточняются конструкции), гибридных СУ, использующих такие комбинации видов высокоэффективного топлива, которые упрощают их хранение и эксплуатацию. Национальный университет Китая по оборонным технологиям разрабатывает ГПВРД, а также СУ комбинированного цикла, предназначенную для ГЛА интегральной компоновки. Сообщается об испытаниях в новой АДТ (рабочее число  $M = 5.6$ ) модели ГПВРД на водородном топливе, рассчитанного на скорость, соответствующую числу  $M = 5$ . В этой АДТ с максимальными температурами до 2000 К можно испытывать как отдельные элементы ГПВРД, так и модель двигателя в целом. В Академии аэродинамики и космоса КНР разработана и испытана камера сгорания для ПВРД с расчетным числом  $M = 6$ , обеспечивающая значительное снижение внутреннего сопротивления благодаря гладким стенкам и отсутствию стабилизаторов пламени. По оценкам МО США, в ближайшие десятилетия благодаря созданию ГПВРД КНР в дополнение к стратегическим МБР получит такти-





Модель индийского демонстратора технологий HSTDV

ческую гиперзвуковую ракету глобальной дальности. После того как китайские ракетчики уничтожили на околоземной орбите собственный спутник, Пентагон утвердился в мысли, что во всем мире только КНР имеет военный потенциал, сопоставимый с американским, позволяющий со временем лишить США военного превосходства.

В Бразилии с 2006 г. разрабатывается проект ГЛА 14-Х с расчетной скоростью, соответствующей  $M = 6$ . Аппарат (длина 2 м, ширина 0.8 м) оснащается тремя ГПВРД, предназначен для запуска миниспутников. Разогнать аппарат будет двухступенчатая ракета VSB-30, первое летное испытание ГЛА (без отделения первой ступени) намечено на 2013 г.

К настоящему времени основные успехи в освоении гиперзвуковых технологий достигнуты в США в ходе реализации программ HyFly, X-51A и Falcon — HyCAUSE. Руководители программ от ВВС, DARPA и NASA однозначно связывают дальнейшее продвижение в этой области с проведением летных испытаний. Уже накоплен положительный опыт использования серийных ракетных ускорителей для запуска экспериментальных ГЛА. Наряду с этим обосновывается и разрабатывается концепция летающей лаборатории — дистанционно пилотируемого ГЛА многоцелевого применения, специально предназначенного для летных испытаний. Здесь имеет место аналогия с использованием самолета X-15 в 1959—1968 гг. для изучения гиперзвуковых режимов полета в реальных условиях. Экспериментальный ГЛА должен быть рассчитан на выполнение сотен полетов (каждые 1—3 дня) при

$M = 10—12$  с продолжительностью эксперимента не менее 5—15 мин. Летный эксперимент должен стать более доступным при проведении НИОКР, в том числе и по стоимости. Представляются убедительными следующие доводы: испытания моделей ГЛА в АДТ при фиксированном числе  $M$  не позволяют получить адекватные данные о переходных процессах, а при испытаниях натурального ГЛА с СУ в наземных условиях из-за габаритных ограничений приходится снимать переднюю часть аппарата, на которой происходит сжатие потока. Специалисты ВВС оценивают идею создания нескольких ГЛА вертикального старта с РД на жидководородном топливе как реально осуществимую, притом с относительно малыми затратами. Обеспечивается испытание разрабатываемого ГПВРД при  $M = 0—12$ , а для возвращения и приземления используется парашютная система.



Проект самолета X-15A4 (рисунок)

## ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Успех в создании ГЛА, по мнению ряда исследователей, в наибольшей степени зависит от решения нескольких проблем: разработка прямоточного двигателя со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания; максимально точное представление о состоянии и эволюции течения в пограничном слое на внешней поверхности ГЛА и в канале силовой установки, обеспечение теплозащиты конструкции планера и двигателя во время продолжительного гиперзвукового полета. Находящиеся на вооружении ракеты с наиболее высокими ЛТХ и перспективные проекты ГЛА тактического и стратегического назначения базируются на использовании прямоточных двигателей различных схем.

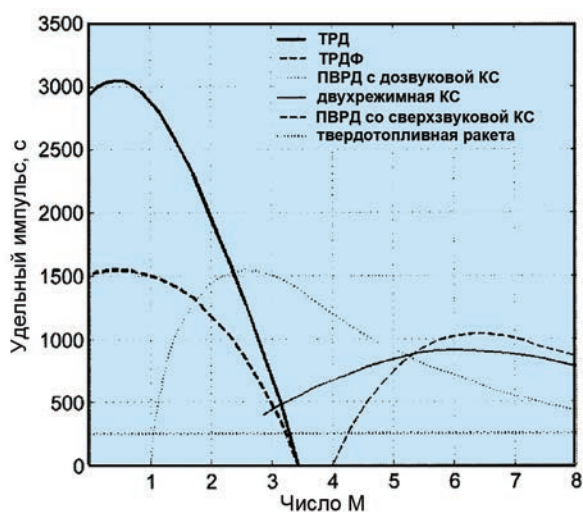
Основными преимуществами ПВРД по сравнению с ТРД, ТВД и РД были и остаются длительная и устойчивая работа на маршевом участке полета, возможность регулирования тяги, высокая экономичность, относительная простота конструкции. При  $M < 6$  используются схемы прямоточных двигателей с дозвуковой скоростью в камере сгорания (ПВРД). При  $M > 6$  потери энергии в процессах торможения потока перед камерой сгорания до дозвуковой скорости и расширения высокотемпературных продуктов сгорания в реактивном сопле приводят к снижению эффективности ПВРД. Поэтому при  $M = 6-9$  более эффективны ПВРД со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания (ГПВРД). Оптимальный маршевый режим примерно соответствует  $M = 6-7$  на высоте около 25–30 км. Ввиду высокой скорости потока в камере сгорания приходится удлинять ее и канал СУ в целом, а также применять углеводородные эндотермичные топлива (в цикле

с регенеративным охлаждением), разлагающиеся на легкие фракции, быстрее и полнее сгорающие. Значительное повышение рабочих параметров и компактность силовой установки достигаются при размещении ускорителя в канале маршевого двигателя.

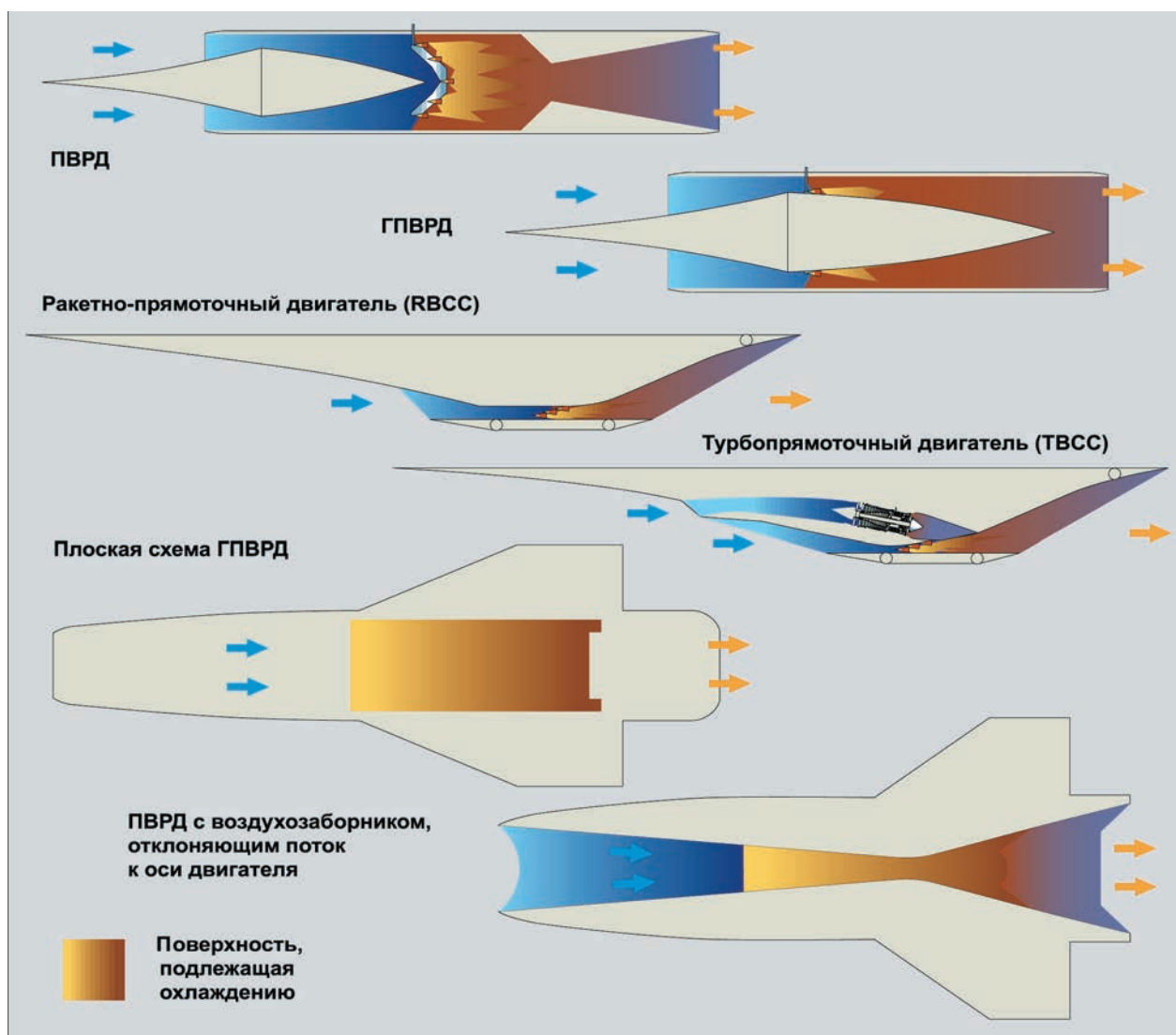
На сегодняшний день комбинированный ракетно-прямоточный двигатель наилучшим образом подходит для перспективных многоцелевых ракет, обеспечивая большую дальность и скорость в широком диапазоне изменения высоты полета и сохранение маневренности вплоть до поражения цели. В комбинированных силовых установках для гиперзвуковых ЛА в пределах проточной части организуется обмен энергией между ПВРД и РДТТ, который в подобной системе служит по существу газогенератором. Истекающая под высоким давлением богатая топливом смесь газов попадает в прямоточный канал, повышая удельный импульс до 1000 с и более. Обеспечивается быстрый разгон до  $M$  около 3, а затем установившийся полет при  $M > 5$ .

Для гиперзвуковых ЛА большой дальности силовые установки комбинированного цикла разрабатываются с использованием двигателей РВСС и ТВСС. Ракетно-прямоточный двигатель РВСС представляет собой двухрежимный ГПВРД (с дозвуковым и сверхзвуковым горением) и требует значительного регулирования проточной части двигателя для получения высокого удельного импульса в широком диапазоне полетных чисел  $M$ . Турбопрямоточный двигатель ТВСС использует газотурбинный двигатель для разгона летательного аппарата до скорости, соответствующей  $M = 4$ , где начинает работать двухрежимный ГПВРД с дозвуковым, а затем сверхзвуковым горением в камере сгорания. В качестве основных видов топлив для ГПВРД рассматриваются как углеводородное топливо, так и водород.

Проектам ГПВРД на углеводородном топливе не в последнюю очередь отдают предпочтение руководители испытательно-эксплуатационных комплексов, так как это топливо является традиционным для ВВС, и даже переход к гиперзвуковым скоростям не требует создания абсолютно новой инфраструктуры, что неизбежно при применении водородного топлива. При переходе на водородное топливо диапазон рабочих чисел  $M$  может быть расширен до 12–14. Следует отметить, что в рамках НАИ в США планировалось методичное наращивание маршевого числа  $M$  летательного аппарата на базе ГПВРД на единицу в год, что-



Сравнение СУ по удельному импульсу



Перспективные силовые установки

бы к 2012 г. достичь скорости, соответствующей  $M = 12$ .

Эффективность работы СУ и летно-тактические качества ЛА в целом сильнее всего зависят от характеристик воздухозаборников ПВРД и интеграции силовой установки с планером ЛА. Воздухозаборники плоской схемы утвердились как оптимально сочетающиеся с гиперзвуковыми ЛА с несущим корпусом (американские «волнолеты» *Hypersonic-X*, *Hypersonic-Soar*). При этом на части нижней поверхности корпуса перед воздухозаборником происходит дополнительное поджатие потока, а хвостовая часть служит расширяющимся сверхзвуковым соплом. Однако критический анализ результатов успешных в целом летных испытаний ГЛА X-43A с ГПВРД плоской схемы, а также успехи в разработке осесимметричного ПВРД со сверхзвуковым горением, достигнутые, в частности, лабораторией при-

кладной физики (APL) университета им. Гопкинса в США, стимулировали создание осесимметричного ПВРД с конвергентным воздухозаборником, направляющим поток к оси СУ.

Как показали стендовые испытания, проведенные при  $M = 5$ , этот ГПВРД лучше двигателя плоской схемы, так как выше коэффициент восстановления полного давления, меньше сопротивление трения и поверхность, нуждающаяся в охлаждении. Определяя конфигурацию ГЛА в виде несущего корпуса с силовой установкой плоской схемы как стандартную, но отнюдь не уникальную по совокупности параметров, разработчики нового ГПВРД не исключают радикального изменения внешних обводов перспективных ГЛА в соответствии с типом силовой установки. Вопрос о выборе схемы СУ обостряется в связи с возрастанием габаритов двигателей, предназначенных для



ударно-разведывательных ГЛА глобальной дальности либо для систем эффективной доставки груза на околоземные орбиты.

По сообщениям из лаборатории AFRL, осуществляющей руководство созданием ГПВРД плоской схемы по программам X-43 и X-51A со стороны ВВС, уже сейчас может быть изготовлен двигатель, раз в 10 превосходящий демонстрационные образцы ГПВРД, доведенные до стадии стендовых и летных испытаний. Однако при переходе к большим габаритам необходимо усиление конструкции в целом, во избежание деформации двигателя, что приводит к возрастанию массы, сопротивления и т. д. Поэтому в рамках программы Robust Scramjet изучается возможность отказа от плоской схемы в пользу канала кругового или эллиптического поперечного сечения, а также рассматривается ряд других проблем, не теряющих актуальности: выбор воспламенителя (силан, при горении которого образуются нежелательные твердые частицы, или этилен, отнимающий большие объемы от запасов горючего); методы стабилизации горения и обеспечения теплового равновесия; оптимизация способов подачи горючего в камеру сгорания.

При разработке гиперзвуковых ЛА большой дальности (около 1000 км) с крейсерским числом  $M = 6-7$  и (или) высокой маневренностью ключевым вопросом является выбор корпуса (осесимметричного или несущего). Волнолетная схема с несущим корпусом обеспечивает при прочих равных условиях более высокие значения аэродинамического качества, тогда как традиционная для ракет слабооперенная компоновка с осесимметричным корпусом позволяет шире использовать существующую производственную базу и хорошо отработанные технологии, что означает сокращение сроков и экономию средств на проектирование, производство и эксплуатацию.

В настоящее время лидерство в развитии гиперзвуковых технологий принадлежит военно-промышленному комплексу США, достигшему значительных успехов в разработке обеих концепций. По инициативе ВВС США и DARPA были запланированы создание и летные испытания серии экспериментальных ГЛА — волнолетов X-43, причем ГЛА X-43A с ГПВРД на водородном топливе прошел летные испытания при  $M = 7$  и  $9.7$ . Проведены первые летные испытания экспериментального ГЛА X-51A с ГПВРД на обычном углеводородном топливе, рассчитанного на крейсерское число  $M$  около  $6.5$ . Одновременно по инициативе ВМС и DARPA доведен до стадии

демонстрационных летных испытаний ГЛА NuFly с осесимметричным корпусом, крестообразным хвостовым оперением и двухкамерным ГПВРД DCR с многосекционным лобовым воздухозаборником.

Дальность полета на крейсерском режиме, а также маневренность ЛА наряду с удельным импульсом двигателя определяются аэродинамическим качеством аппарата. Обобщая результаты экспериментальных исследований, включая проведенные в ЦАГИ, можно утверждать, что при  $M = 4-10$  максимальное аэродинамическое качество любого осесимметричного корпуса не превышает  $3.5$ . С увеличением числа  $M$  от  $4$  до  $9.7$  происходит снижение аэродинамического качества в пределах  $0.3-0.5$ . Установка крестообразного оперения малого удлинения на цилиндрической или сужающейся кормовой части осесимметричного корпуса всегда способствует повышению аэродинамического качества компоновки, но не более чем на десятые доли.

Именно недостаточно высокое аэродинамическое качество изолированных и оперенных осесимметричных корпусов вынуждает обратиться к концепции несущего корпуса.

Поскольку дальность полета на крейсерском режиме зависит не только от аэродинамического качества, но и от удельного импульса двигателя, то естественно стремление максимизировать эту величину. Однако в установленном горизонтальном полете невозможно одновременно реализовать и максимальное качество, и максимальный импульс. Принципиально новым решением является отказ от полета по прямой в пользу волнообразной траектории с периодическим выходом из атмосферы. В пределах каждого периода на восходящем участке траектории максимальна эффективность силовой установки (ГПВРД), т. е. реализуется максимальный импульс, а на нисходящем участке (планирование) реализуется максимальное качество.

По некоторым расчетным оценкам, на оптимизированных по расходу топлива волнообразных траекториях экономия топлива по сравнению с полетом по прямой может составить  $10-17\%$ , а уменьшение тепловых нагрузок — примерно до  $30\%$ . Идея полета по синусоидальной траектории является определяющей в концепции боевого волнолета HyperSoar, разрабатываемой Ливерморской национальной лабораторией США. Есть сведения, что такие траектории рассматриваются как альтернативные применительно к ракете NuFly. Но переход к таким траекториям весьма усложняет систему управления и наведения.

## ОСНОВНЫЕ ПРОГРАММЫ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГЛА

### Программы НуТех и Нурег-Х

После того как в ноябре 1994 г. была прекращена программа NASP (одноступенчатого орбитального ЛА Х-30 с расчетным числом  $M = 25$ ), ВВС США в сотрудничестве с NASA приступили к исследованиям эффективных гиперзвуковых технологий по программе НуТех. Главной задачей программы является создание СУ, эффективно работающей в диапазоне чисел  $M = 4-8$ . Рассмотрены различные проекты ГПВРД. По критериям лаборатории AFRL для этого диапазона, соответствующего «рутинным» (неглобальным) боевым действиям, лучше всего подходит ГПВРД на обычном углеводородном топливе, тогда как выход на скорость, соответствующую  $M > 10$  возможен только при использовании жидкого водорода, имеющего высокую скорость горения и выделяющего в три раза больше энергии на единицу массы.

Программа НуТех предусматривала создание серии экспериментальных ГЛА Х-43: Х-43А, Х-43В, Х-43С и Х-43D, выполняемых в виде комбинации несущего корпуса (волнолет) с ГПВРД плоской схемы под фюзеляжем. До этапа летных испытаний доведен проект Х-43А. Длина ГЛА составляет 3,65 м, размах крыла — 1,5 м, стартовая масса — 1270 кг. Вариант Х-43В, существенно превосходящий другие ГЛА этой серии по габаритам, разрабатывался в качестве летающей лаборатории для испытания двигателей комбинированного

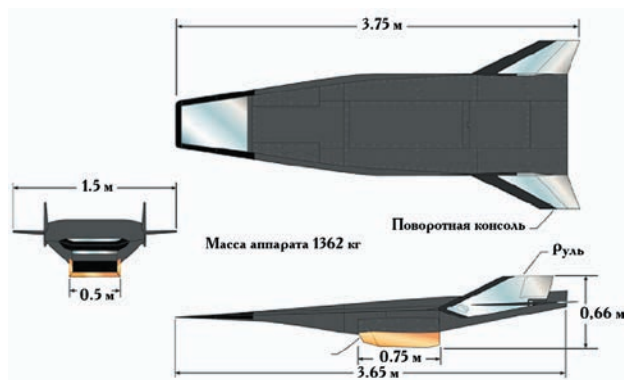
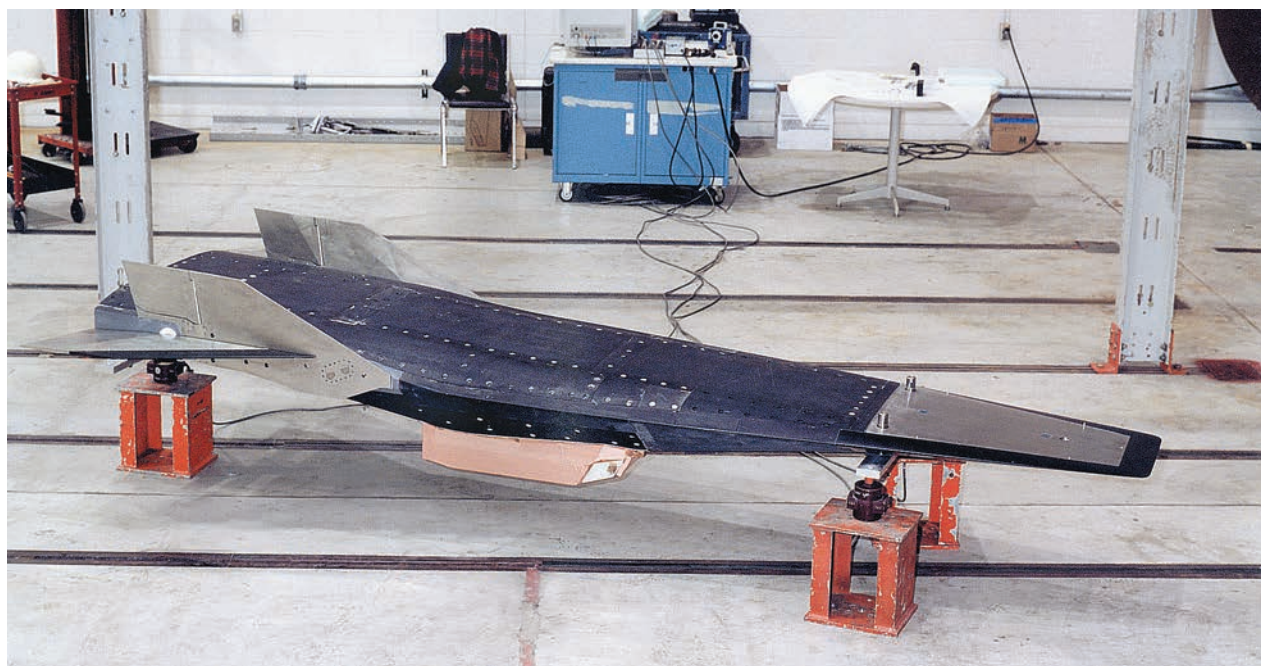


Схема аппарата Х-43А

цикла (РВСС и ТВСС) на водородном топливе. Увеличенная копия Х-43А, получившая обозначение Х-43С (длина 4,8 м, стартовая масса 1300—1400 кг), предназначалась для испытаний ГПВРД GDE-2 на углеводородном топливе JP-7 при  $M = 5-7$ . Проект Х-43D рассчитывался на скорость, соответствующую  $M = 15$ .

Успешные летные испытания ГЛА Х-43А с ГПВРД на водородном топливе, выполненные в 2004 г. с реализацией скоростей, соответствующих  $M = 7$  и 10, явились важнейшим этапом в развитии гиперзвуковых технологий. Описанию ГЛА, программы, техники, методики и результатов испытаний посвящены десятки публикаций и докладов на международных конференциях. Основной вклад в осуществление проекта, инициированного ВВС



Наземные испытания ГЛА Х-43А (декабрь 1999 г.)





ГЛА X-43C (рисунок)

США, внесен NASA и фирмами «Боинг», ATK, «Орбител Сайнсез».

Запуск ГЛА выполнялся с помощью беспилотного носителя «Пегас»; всю систему поднимал самолет В-52. Анализ результатов летных испытаний подтвердил соответствие характеристик отдельных фаз полета расчетным данным и результатам наземных испытаний. Объ-

ем и качество информации многократно превосходят все, что можно получить в АДТ и на стендах. Утверждается, что в полете доказана возможность эффективной работы ГПВРД на водородном топливе при  $M = 9.86$  на высоте около 32 220 м. Тяга оказалась на 2% выше ожидаемой. Водород массой 1.36 кг хранится на борту в двух емкостях объемом по 0.015 м<sup>3</sup>.



ГЛА X-43A с ракетным ускорителем «Пегас» (22 января 2001 г.)



Взлет самолета-носителя В-52В со вторым ГЛА Х-43А (27 марта 2004 г.)

Результаты испытаний расцениваются как успех всей методологии проектирования, производства и организации (первых в мире) летных испытаний ГЛА с ГПВРД. Наряду с этим отмечается ряд неудачных и неясных моментов. В ходе последнего, третьего, полета в течение 13 с непосредственно перед отделением ускорителя перестала поступать телеметрическая информация на пульт управления, а также в систему слежения на авиационной базе Ванденберг. Двигатель работал не более 10 с, так как не была решена проблема охлаждения конструкции. Применение силана  $\text{SiH}_4$  свидетельствует о ненадежности системы инициирования процесса горения. Наличие изолятора в канале ГПВРД для предупреждения нарушений работы воздухозаборника при горении водорода может быть обусловлено неоптимальной организацией смешения газов и теплообмена. Процесс горения локализован; специалисты обычно объясняют это торможением потока в косых скачках уплотнения на входе в камеру сгорания и дозвуковым, а не сверхзвуковым режимом горения.

Через 22 с после отделения работа двигателя закончилась, воздухозаборник был пере-

крыт. Начались сильная раскочка ГЛА по крену и колебания по тангажу, при этом давление в канале СУ превысило номинально допустимые величины, что означает непредусмотренное поступление воздуха в канал при закрытом воздухозаборнике. В качестве другого возмущающего воздействия указывается воспламенение силана на 90-й секунде после расцепки. Отмечены нежелательные перекрестные связи между телеметрическими каналами: превышение допустимого уровня сигнала из-за аномального давления в канале СУ ведет к ошибочному срабатыванию других каналов, в том числе передающих команды на рули. Зафиксировано некоторое запаздывание при выходе ГЛА на угол атаки, соответствующий запуску ГПВРД. Особенностью данной компоновки является большой центrovочный балласт в передней части ГЛА — 363—417 кг, т. е. 29—32% его массы.

Сразу после третьего полета аппарата Х-43А финансирование NASA по этой тематике было увеличено на 25 млн долл. Однако в настоящее время государственная поддержка практически прекращена, перспективы программы не ясны.



Начало разгона РН «Пегас» с ГЛА Х-43А





Перспективные концепции ГЛА

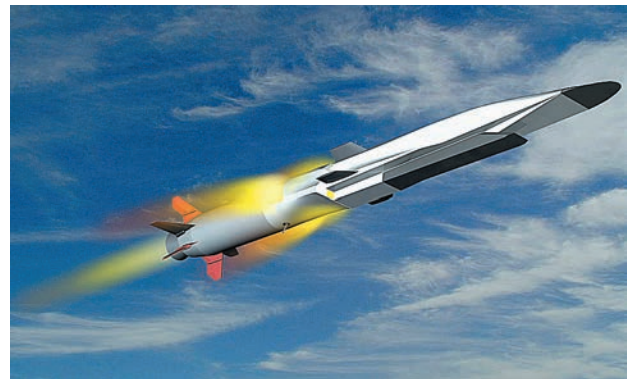
Специалисты фирмы «Боинг» считают, что ГПВРД на водородном топливе, абсолютно не загрязняющие окружающую среду, будут освоены в течение ближайших 10—15 лет применительно к самолетам средней дальности, космическим транспортным средствам и ракетам с маршевым числом  $M > 5$ .

#### Программа X-51A (SED-WR)

Программа X-51 (SED-WR), начатая фирмами «Пратт-Уитни» и «Боинг» в 2001 г. по инициативе ВВС США и при поддержке DARPA (на проект выделено 246.5 млн долл.), была нацелена на создание и летные испытания демонстратора ГПВРД на обычном углеводородном топливе, эффективно работающего при  $M = 4—8$ . Углеводородное топливо предпочтительнее жидководородного по условиям эксплуатации и хранения, оно не испаряется, труднее воспламеняется и намного эффективнее при его использовании для охлаждения СУ. Фирма «Пратт-Уитни», получившая контракт на конкурсной основе, разработала ГПВРД, работающий на топливе JP-7. Согласно оценкам экспертов фирмы, при оснащении ракеты этой СУ достижимы следующие ТТХ: максимальное маршевое число  $M = 7—8$ ; дальность полета 1300 км; высота полета 10—30 км; продолжительность полета не менее 12 мин.

Двигатель предназначался для летных испытаний на ГЛА X-43С. Однако для снижения технического риска предусматривались предварительные испытания упрощенного варианта ГПВРД на ГЛА X-51А.

Программе ГЛА X-51А предшествовал проект аппарата ARRMD с несущим корпусом. В базовом варианте ARRMD стартовая масса составляла 1050 кг, масса полезной нагрузки — 115 кг, дальность — около 1100 км. Для разгона до скорости, соответствующей  $M = 4.5$ , когда запускается ГПВРД, предполагалось использовать два РДТТ. Проект не получил развития, но послужил основой для разработки ГЛА X-51А.



Разгон ГЛА X-51A (рисунок)

## Основные характеристики ГЛА X-51A

Длина ГЛА с ускорителем и переходным отсеком (стартовая комбинация)	7.8 м (7.645 м)*
Длина маршевой ступени .....	4.27 м (4.267 м)
Длина переходного отсека .....	1.53 м
Длина ускорителя .....	1.83 м
Максимальный поперечный размер маршевой ступени .....	0.559 м (0.584 м)
Стартовая масса ГЛА .....	1815 кг (1789 кг)
Стартовая масса маршевой ступени .....	680 кг (683 кг)
Масса носового модуля .....	68 кг
Масса конструкции СУ (без системы клапанов, насосов и пр.) .....	Около 50 кг
Масса топлива JP-7 для ГПВРД .....	122.3 кг (120.3 кг)
Масса этилена .....	2.7 кг
Расчетная дальность .....	1000—1100 км (> 750 км)
Маршевая высота .....	Около 24 400 м

\* По другим данным.

Экспериментальный одноразовый ГЛА X-51A (иное обозначение SED-WR), представляет собой аппарат интегральной схемы с несущим корпусом, подфюзеляжным ГПВРД и четырехконсольным хвостовым оперением.

Облик ГЛА отвечает требованиям малозаметности (предположительно ЭПР не более  $0.01 \text{ м}^2$ ); несущие поверхности (крыло сверхмалого удлинения) образуют одно целое с корпусом, а не являются отдельным элементом компоновки, как на ЛА серии X-43. Полностью подвижные консоли хвостового оперения имеют трапециевидную форму в плане со стреловидной передней (угол не более  $45^\circ$ ) и прямой задней кромками. При проектировании был принят расчетный коэффициент безопасности, равный 2.

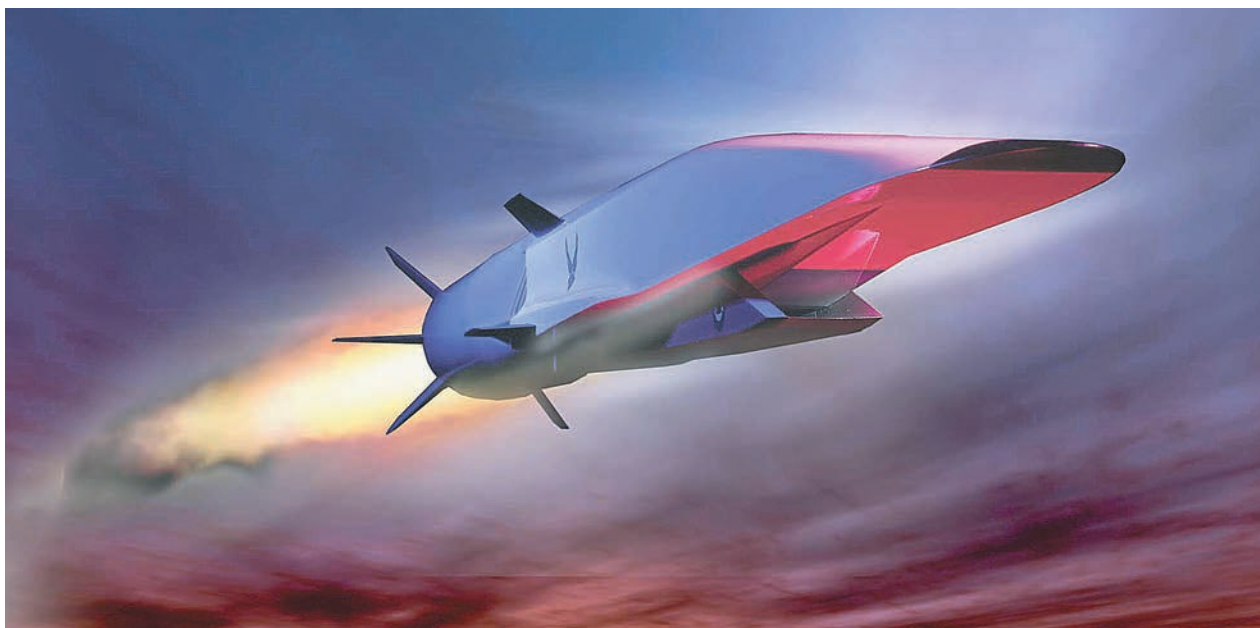
Для разгона ГЛА до скорости, соответствующей  $M = 4.5\text{—}5$  используется устанавливаемый тандемно ракетный ускоритель на твердом топливе. В ходе критической оценки наиболее серьезные вопросы касались выбора воспламенителя — силан или этилен, и ускорителя АТАСМС, поскольку штатно его запуск должен происходить на уровне моря, а не на высоте 11—15 км.

В мае 2007 г. после детального рассмотрения хода работ по ГЛА X-51A главные заказчики — AFRL и DARPA — утвердили проект ракеты «Уэйв Райдер» (название неофициальное). В принципе, программа X-51A реализуется как общенациональная с привлечением большого количества университетов, исследовательских организаций, военных авиацион-



ГЛА X-51A вместе с ускорителем АТАСМС





ГЛА X-51A в полете (рисунок)

ных и морских центров. Помимо NASA независимую экспертизу проекта осуществляет Центр аэронавтических систем ASC.

Работы по X-51A были жестко подчинены правилу: сначала обширные расчетно-аналитические исследования, а затем испытания в наземных экспериментальных установках. Для большей достоверности расчеты дублировались по разным программам в разных исследовательских центрах. При этом широко использовались промышленные программы, а также сравнительно простые схемы и методики. Подобные подходы позволяют просчитать большое количество вариантов и получить качественные оценки степени влияния различных факторов на ТТХ проектируемого ГЛА.

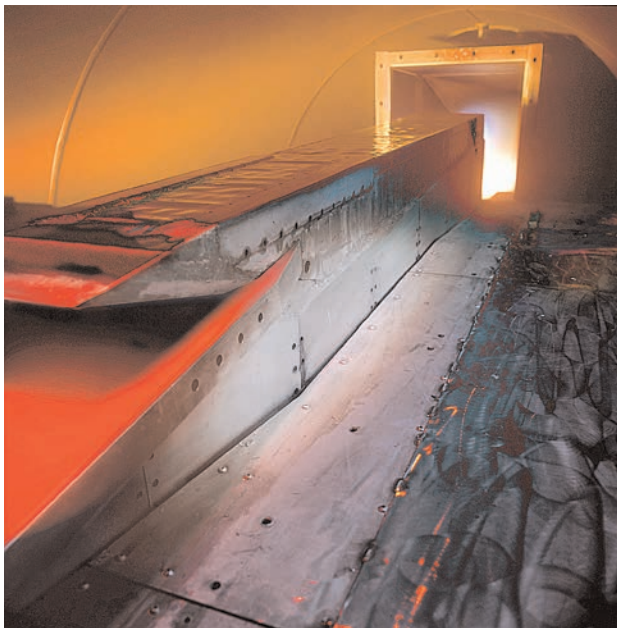
Было показано, что при маршевых числах  $M = 4-6$  дальность в первую очередь определяется массовыми соотношениями в компоновке, а полнота сгорания — на втором месте. При  $M > 6-7$  на дальность сильно влияют потери давления в камере сгорания и в меньшей мере — массовые характеристики и полнота сгорания. В совокупности решений, хотя и весьма приблизительных, но охватывающих заданные диапазоны изменения основных параметров, можно выделить оптимальные варианты, подлежащие более детальному и трудоемкому анализу.

Следует особо отметить роль NASA в проекте X-51A: на расчетные исследования по проекту затрачено 1.2 млн ч работы центрального процессора комплекса «Коламбия» НИЦ им. Эймса. Специалисты NASA также анализируют, оценивают и выдают заключения по

всем экспериментальным результатам. Главным образом использовались программы Overflow для расчетов по Навье — Стоксу (детальное исследование сил и моментов) и Cart3d по Эйлеру (быстрое формирование обширной базы данных). Фирма «Боинг» на своих компьютерах затратила на расчеты характеристик сложных конфигураций в рамках уравнений Навье — Стокса (программа VCFD) свыше 300 000 ч. Исследование аэродинамических характеристик аппарата X-51A было завершено к началу 2007 г.

Наряду с расчетами в аэродинамических трубах НИЦ им. Арнольда проводились испытания модели ГЛА, выполненной в масштабе 1 : 5, и модели аппарата X-51A с ускорителем, выполненной в масштабе 1 : 7. Исследования в наземных экспериментальных установках заняли свыше 1700 ч (свыше 3200 пусков в АДТ). При этом велик объем испытаний собственно СУ и ее элементов, тем более, если учесть весь модификационный ряд от экспериментального двигателя РТЕ до двигателя SJX 61-2, устанавливаемого на первом демонстраторе.

Большое внимание уделено оптимизации воздухозаборника, в том числе выбору формы, размеров и расположения турбулизаторов перед воздухозаборником для однозначной фиксации перехода в пограничном слое на всех летных режимах. Это снижает риск незапуска из-за взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения на изоляторе и обеспечивает более интенсивные процессы смешения и горения в камере сгорания.



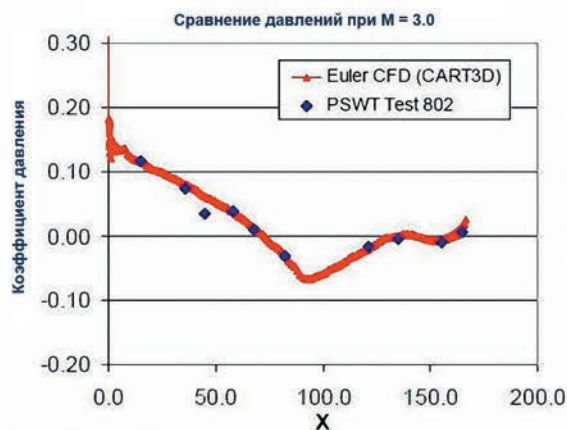
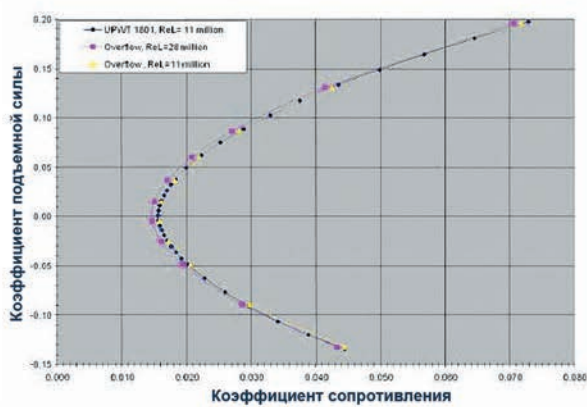
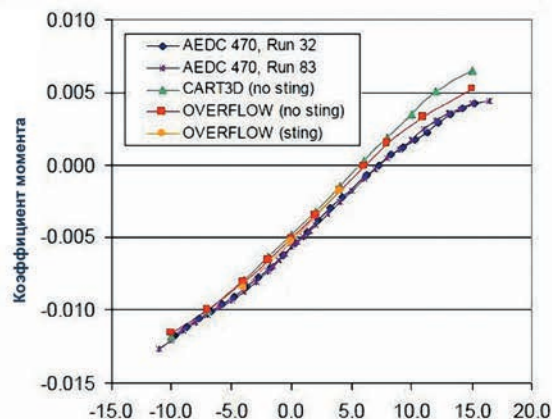
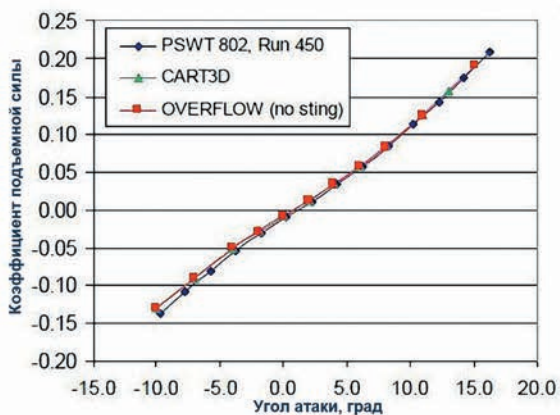
Испытания модели экспериментального двигателя РТЕ в АДТ (июнь 2003 г.)



Испытания модификации двигателя GDE-2 с системой охлаждения в АДТ (март 2006 г.)

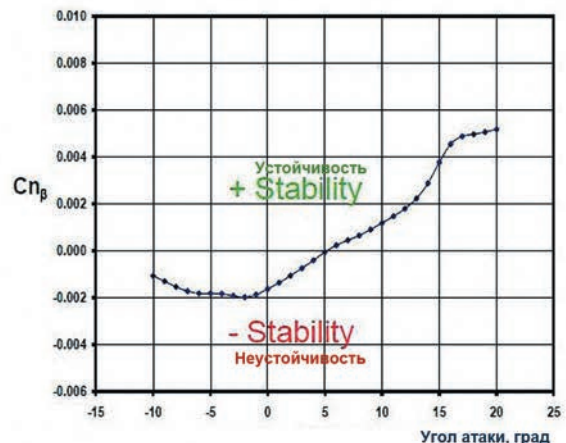
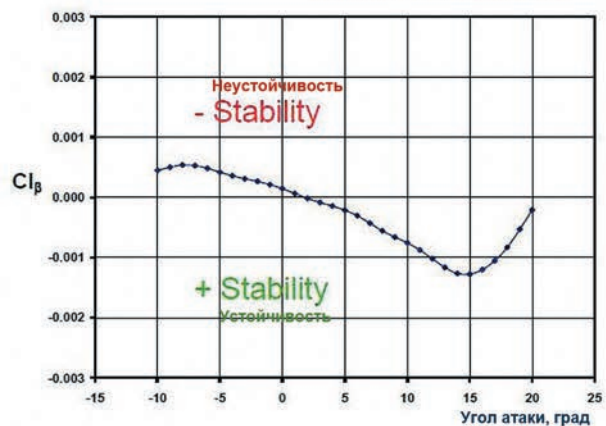
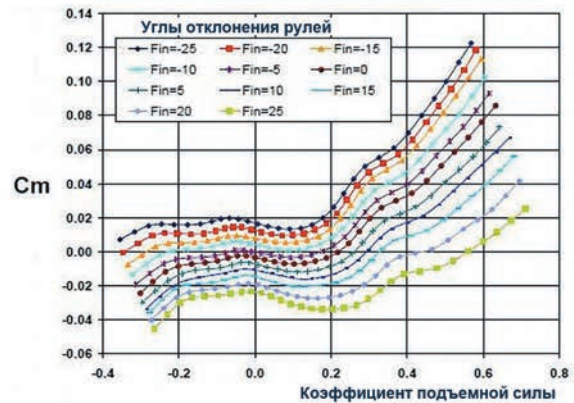
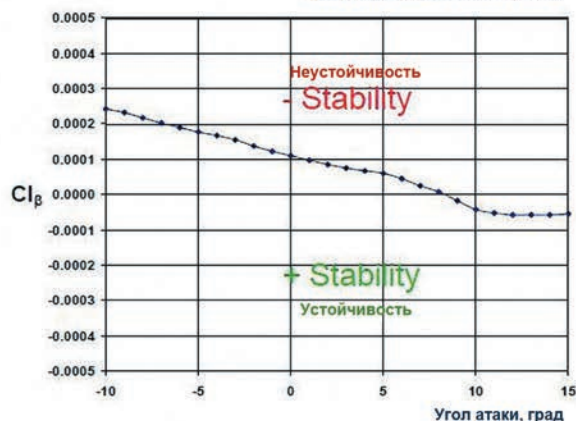
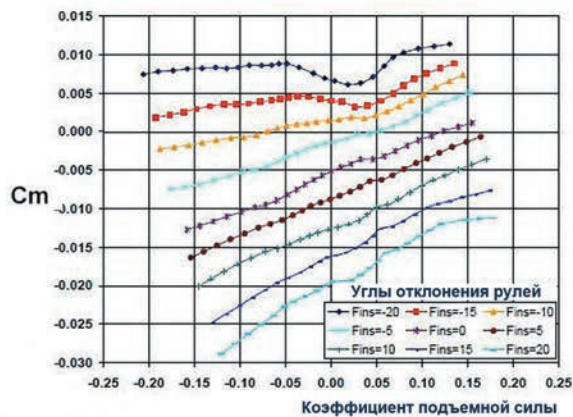
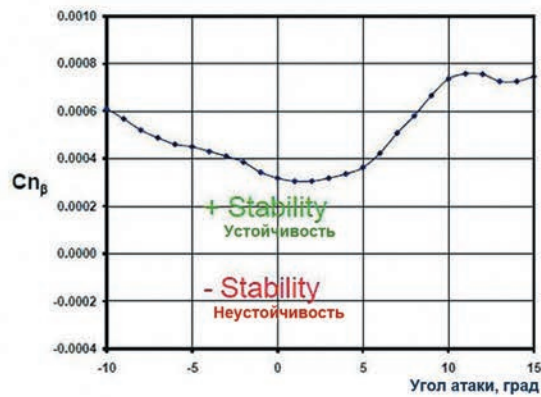
Некоторое представление об аэродинамических характеристиках ЛА X-51A в диапазоне углов атаки от  $-10$  до  $17^\circ$  дают графики аэроди-

намических коэффициентов (подъемной силы, сопротивления, момента тангажа) и производных боковой устойчивости (момента крена по углу скольжения и момента рыскания по углу скольжения). Расчетная поляра практически совпадает с экспериментально определенной при одном и том же числе  $Re = 11 \times 10^6$ ; видно также, что расчет правильно отражает влияние изменения числа Рейнольдса до  $20 \times 10^6$ . Расчет позволяет оценить влияние державки при



Сравнение расчетных и экспериментальных данных по аэродинамическим характеристикам аппарата X-51A





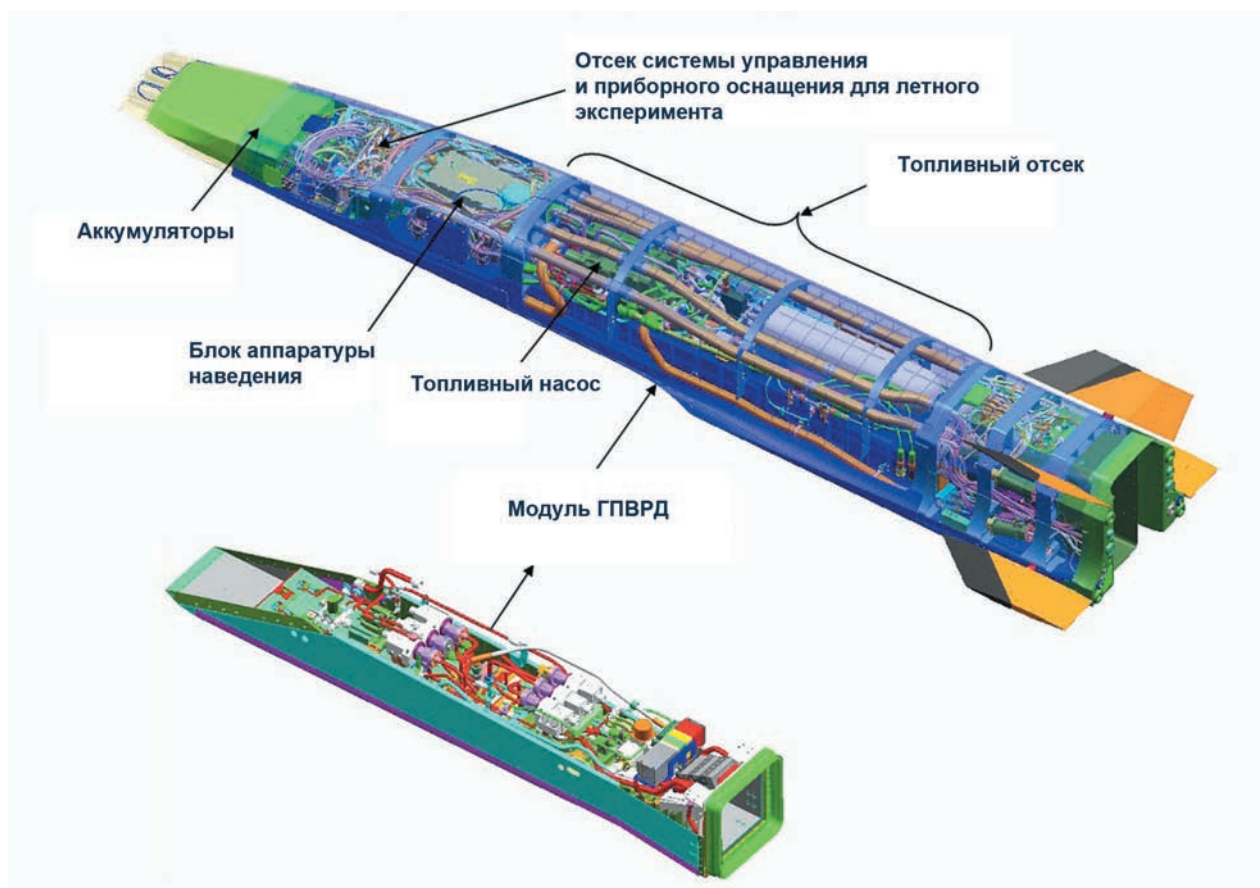
Характеристики устойчивости маршевого модуля аппарата X-51A при больших числах M

испытаниях модели в АДТ. Маршевый модуль статически неустойчив по тангажу при сверхзвуковых скоростях во всем летном диапазоне изменения коэффициентов подъемной силы. При этом действуют весьма значительные моменты на пикирование. Балансировка под приемлемым углом атаки (по-видимому, около  $6^\circ$ ) возможна при отклонении рулей высоты на угол  $-5^\circ$ , притом в состоянии неустойчивого равновесия. Аппарат устойчив по рысканию, но при угле атаки менее  $9^\circ$  статически неустойчив по крену. Маршевый модуль вместе с ускорителем практически нейтрален при числе  $M = 0.8$  по статической устойчивости по танга-

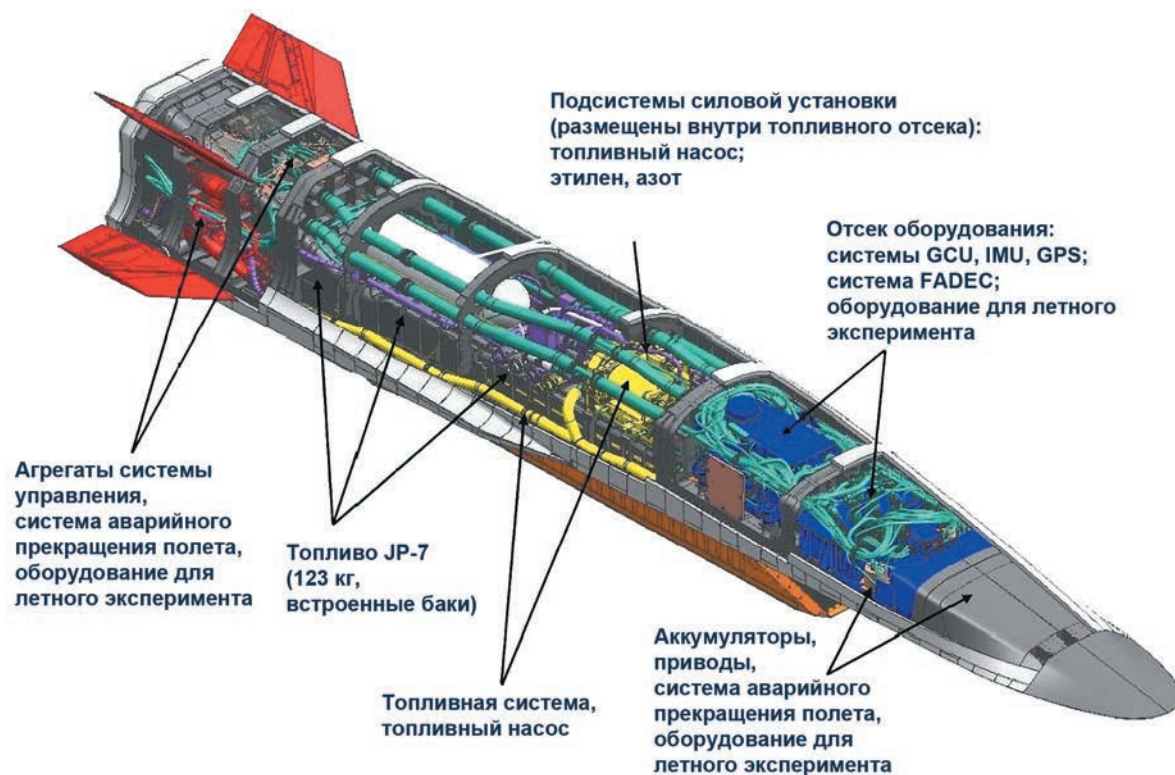
Аэродинамические характеристики аппарата X-51A с ускорителем

жу. При малых значениях коэффициента подъемной силы на модель действует ненулевой момент на пикирование, который компенсируется при отклонении рулей высоты на  $-5^\circ$ . За пределами диапазона коэффициента подъемной силы от  $-0.2$  до  $+0.2$  нарастает степень статической неустойчивости по тангажу. При углах атаки не более  $2^\circ$  аппарат неустойчив по крену, а при углах атаки не более  $6^\circ$  — по рысканию.

Интегральная компоновка демонстратора подчинена жестким габаритно-массовым огра-



Компоновка аппарата X-51A

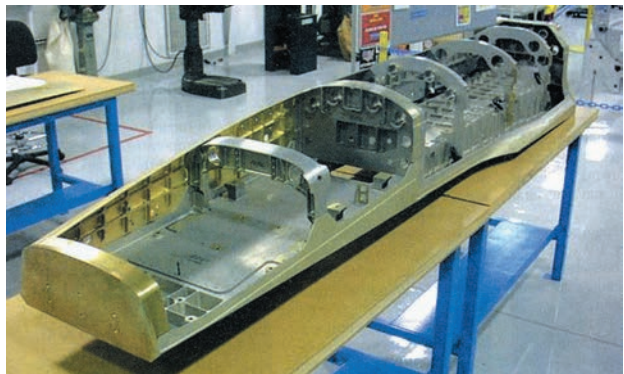


Основные системы аппарата X-51A

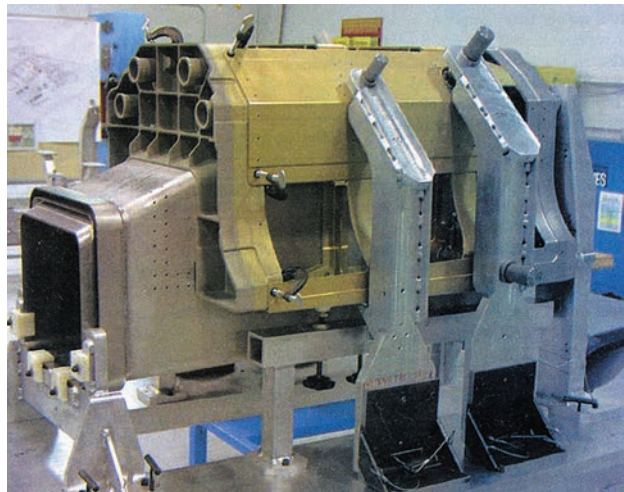


ничениям, ввиду чего ряд систем размещен непосредственно под обшивкой, а топливо хранится в объемах между обшивкой и внутренними стенками центральной части корпуса. В этом же отсеке находятся топливный насос и емкость с этиленом (около 2.7 кг). Батареи питания (28, 150, 270 В) и системы наведения и управления помещаются в передней части корпуса за носовым модулем. Блок навигации и управления соединен с цифровой системой регулирования подачи топлива стандартной шиной MIL-STD-1553В. В хвостовой части корпуса над соплом располагаются электроприводы аэродинамических рулей и система самоподрыва в аварийной ситуации.

Основная конструкция и обшивка экспериментального ГЛА изготовлены из обычных авиационных алюминиевых и частично титановых сплавов. Носовой модуль из вольфрама с силиконовым покрытием (массой около 60 кг) выдерживает кинетический нагрев до 1500 °С и служит балластом, необходимым для статически неустойчивого ЛА. На натурном аппарате X-51A на расстоянии примерно 0.31 м от передней кромки корпуса располагаются турбулизаторы. Переходник от носка к отсекам, выполненным из алюминиевых сплавов, аэродинамические рули и основная конструкция камеры сгорания двигателя (массой до 50 кг) изготовлены из никелевых сплавов типа Инконель 625, сопло двигателя — из титановых сплавов (тем-



Внутренние объемы аппарата X-51A



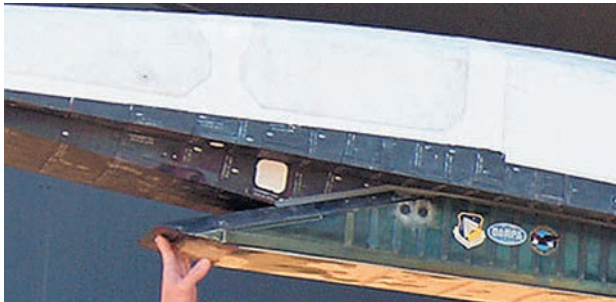
Сопло аппарата X-51A



Конструкционные материалы аппарата X-51A



Носовая часть аппарата X-51A без теплозащиты



Носовая часть аппарата X-51A с теплозащитой

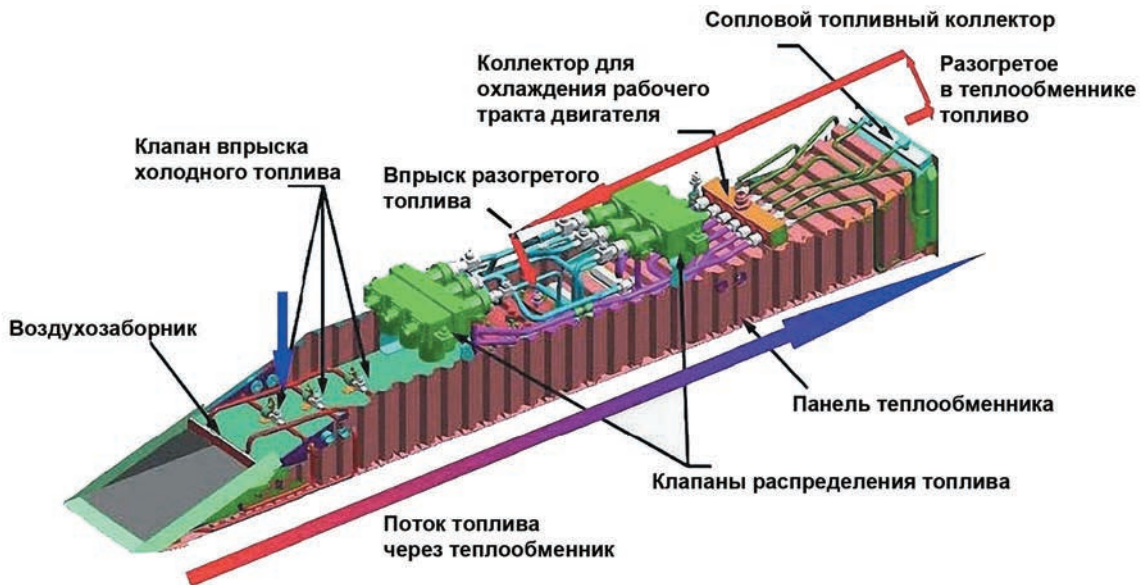
пература до 1870 °С); передние кромки рулей и обечайки воздухозаборника — из композитов углерод-углерод.

Материалы и толщина пассивной теплозащиты выбирались в соответствии с расчетными оценками тепловых потоков. На нижней поверхности ГЛА, где ожидаются температуры до 830 °С, используются плитки из материала BRI-16, разработанного фирмой «Боинг» для ВКС «Спейс Шаттл». Такими же плитками защищены обечайка и поверхность сжатия воздухозаборника. Здесь уносимое покрытие могло бы существенно ухудшить работу двигателя.

Клеевая прокладка предназначена для компенсации напряжений, возникающих из-за различия в тепловом расширении обшивки и плиток. На верхнюю поверхность ГЛА наносится легкое уносимое покрытие BLA-S, рассчитанное на температуру до 1260 °С. Специалисты института им. Гопкинса сформулировали общую рекомендацию для ГЛА с маршевым числом  $M = 6$ : пригодны теплостойкий сплав никеля и хрома, титановые сплавы и композиты на керамической матрице. Для сопла разработана сотовая защита с уносимым покрытием.

Двигатель SJX61, предназначенный для летных испытаний ГЛА, создан на основе прототипа GDE-1 в рамках программы HySET, объединившей все НИОКР по созданию опытного образца ГПВРД, а также программы наземных испытаний отдельных агрегатов и двигателей в целом. Двигатель имеет один канал шириной 0.23 м, нерегулируемый самозапускающийся воздухозаборник плоской схемы с расчетным числом  $M = 7$  и расходом воздуха около 4.45 кг, а также плоское сопло. Средний расход топлива около 0.41 кг/с. Боковая стенка двигателя с заключенными в ней теплообменниками имеет габариты 0.152 × 0.76 × 1.9 м.

В стендовых испытаниях GDE-1 были продемонстрированы совместимость охлаждаемых и неохлаждаемых частей конструкции, гарантированное воспламенение и устойчивая работа двигателя при  $M = 4.5-6.5$ . Продолжая программу ГПВРД на топливе JP-7, фирма «Пратт-Уитни Рокетдайн» (PWR) в апреле 2006 г. завершила успешные испытания в АДТ НИЦ им. Лэнгли при  $M = 4.6$  следующего двигателя — GDE-2, имеющего натурную мас-



ГПВРД аппарата X-51A

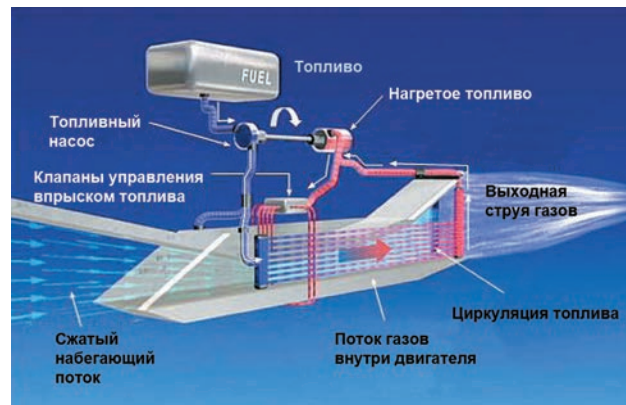


су и систему активного охлаждения топливом. Впервые был испытан двигатель, оснащенный замкнутым контуром регулирования подачи топлива и клапанами натурной массы. Двигатель GDE-2 чуть длиннее и шире, чем натуральный двигатель SED; последний еще и легче благодаря сварным, а не болтовым соединениям, а также воздухозаборнику фиксированной геометрии. Но камера сгорания, системы управления и охлаждения идентичны.

Важнейшим технологическим достижением является создание ГПВРД, работающего на обычном авиационном керосине JP-7, и, в особенности, многоклапанной регенеративной системы охлаждения сверхзвуковой камеры сгорания. Благодаря активному охлаждению топливом, циркулирующим по трубопроводам внутри стенок камеры сгорания, температура их остается ниже точки плавления. В самой камере температура около 1870 °С; без охлаждения ожидается ее повышение до 2750 °С. Одновременно топливо нагревается до перехода в газообразное состояние с распадом тяжелых молекул на более легкие, чему способствует также каталитическое покрытие теплообменных пластин. В результате в камеру сгорания поступает смесь горячих газов: водород, метан, этилен. Это позволяет реализовать эффективные процессы смешения, воспламенения и горения при сверхзвуковой скорости потока воздуха в камере сгорания.

Для гарантированного сгорания топлива вначале в течение 10 с в камеру сгорания подается жидкий этилен. Инициирование горения в передней части камеры имеет преимущество за счет того, что увеличивается время прохождения горячей смеси через камеру, но велик риск незапуска воздухозаборника из-за выбитого скачка уплотнения. Поэтому вначале топливо впрыскивается ближе к выходу из камеры, а с ростом ускорения ЛА и повышения скоростного напора подача топлива перемещается к передней части камеры сгорания. Цифровая система регулирования циркуляции топлива (FADEC) служит быстрому установлению теплового равновесия, исключается накапливание и тем более обратный ток топлива.

Некоторые данные позволяют предположить, что для оптимизации процесса запуска используется впрыск топлива на ступени торможения воздухозаборника. Известно, что расчетно-экспериментальные исследования такого выдува с целью минимизации длины камеры сгорания постоянно расширяются. В рамках примыкающей к проекту X-51A программы HyShot эти разработки выполняются в сопряжении с другой технологией — организацией



Регенеративное охлаждение конструкции топливом



Испытания второго демонстрационного ГПВРД SJX61-1 для ГЛА X-51A в АДТ НИЦ им. Лэнгли при  $M = 5.5$

в сверхзвуковой камере сгорания системы скачков уплотнения и волн разрежения, при которой возникают локальные зоны с такой высокой температурой, что водород воспламеняется без дополнительного вмешательства.

В конечном счете при всех числах  $M$  должна быть обеспечена максимальная тяга. Имеет смысл напомнить, что в числе предшественников аппарата X-51A была гиперзвуковая ракета ASALM (1979 г.) с ПВРД, который обеспечивал максимальное число  $M \leq 5.5$ . Эффективность ракеты как оружия была признана низкой именно из-за снижения скорости потока перед камерой сгорания до  $M < 1$ . В NASA двигатель SJX61 называют двухрежимным, так как в начале горения, очевидно, будут отдельные дозвуковые зоны, но постепенно установится полностью сверхзвуковое течение. Основанием для подобных утверждений служат положительные результаты обширных испытаний двух двигателей SJX61-1 и SJX61-2 и их элементов на различных стендах и в АДТ.



Испытания в АДТ двигателя SJX61-2  
(октябрь 2008 г.)

Прототип ГПВРД SJX61-1 (другое обозначение Х-1), предназначенного для ГЛА Х-51А, успешно выдержал испытания в высокотемпературной АДТ НИЦ им. Лэнгли. В этой АДТ с рабочей частью длиной около 3.7 м и диаметром 2.4 м обеспечивается воспроизведение тепловых режимов при  $M = 4.5$  и 7 на высотах 15 000 — 37 000 м и достигаются температуры до 2000 К. Вначале силовая установка испытывалась при  $M = 4.6$ , что соответствовало запуску ГПВРД, затем при  $M = 5$ , когда производился впрыск топлива в различных точках и течение в камере сгорания приближалось к сверхзвуковому.

Испытания при  $M = 4.6$  включали 34 цикла с попеременным нагревом до 1000 К и последующим охлаждением; суммарная продолжительность времени горения составила около 15 мин. Конфигурация полностью соответствовала натурной, за исключением отсутствия топливного насоса. Сообщается, что результаты испытаний подтвердили расчетные данные или даже превзошли их. Было достигнуто тепловое равновесие. Так, во время испытаний

при  $M = 5.5$  двигатель безупречно отработал 50 с, его работа лимитировалась только продолжительностью пуска АДТ, не превышающей 60 с. В последующей серии испытаний при числе  $M = 6.5$  суммарное время горения за 40 циклов составило 17 мин. В реальном полете аппарата Х-51А количество таких циклов должно быть меньше по крайней мере наполовину. Располагаемая тяга достигает 445 кгс. Научное руководство программы Х-51А считает, что двигатель SJX61-1 может проработать без остановки несколько минут и что вполне возможно постепенное выведение ГЛА Х-51А на скорость, соответствующую  $M = 8$ .

Доработанный по результатам испытаний двигатель SJX61-2 безупречно прошел испытания в высокотемпературной АДТ НИЦ им. Лэнгли, проработав почти вдвое дольше и выдержав вдвое больше циклов «нагрев — охлаждение», нежели потребуется в полете. При этом были опробованы режимы, далеко выходящие за пределы расчетных по скоростным напорам, углу атаки и т. д. Нередко время работы агрегатов ограничивалось только продолжительностью пуска экспериментальной установки. Диапазоны располагаемых тяг и удельных импульсов определяются соответственно как 227—424 кгс и 550—1100 с.

Очевидно, что в программе Х-51А в полной мере использован опыт разработки ГЛА Х-43А. Оба аппарата имеют много общего. В обоих случаях в конструкции реализована концепция интеграции несущего корпуса с подфюзеляжным ГПВРД плоской схемы. Преимуществом ГЛА Х-51А является то, что вместо быстро сгорающего, занимающего большой объем и дорогостоящего жидкого водорода используется обычное углеводородное топливо JP-7, а в качестве воспламенителя — этилен вместо чрезвычайно летучего силана. На аппарате Х-43А тепло от камеры сгорания поглощается стенками, температура которых в полете приближалась к точке плавления; охлаждение было на пределе. На аппарате Х-51А благодаря системе регенеративного охлаждения работа двигателя возможна до тех пор, пока не израсходуется весь запас топлива. Кроме того, в целом Х-51А много ближе к боевой гиперзвуковой ракете.

Важнейшей частью обширных многосторонних исследований по программе Х-51А является проведение летных испытаний прототипов. В наземных экспериментальных установках невозможно точно моделировать гиперзвуковой полет, в особенности переходные процессы, так как числа  $M$  и скоростные напоры фиксированы. Существуют ограничения по





Четыре аппарата X-51A в сборочном цехе

времени работы АДТ, параметрам потока, размерам модели. Нет возможности испытать в гиперзвуковой АДТ натурный ГЛА, тем более в сборе с ускорителем. Необходимо подтвердить в полете эффективность системы активного охлаждения, определить максимальную продолжительность работы ГПВРД. Результаты летных испытаний должны быть сопоставлены с полученными на наземных установках и в расчетах для оценки достоверности последних и обоснования методов пересчета модельного эксперимента на натуру.

Главная цель летных испытаний аппарата X-51A заключается в том, чтобы продемонстрировать продолжительный гиперзвуковой устойчивый полет с максимальной скоростью, соответствующей  $M = 6-6.7$ , и тем самым доказать, что ГПВРД готов для практического использования. К летным испытаниям были подготовлены четыре ГЛА. Для разгона ГЛА модернизирована серийная ракета АТАСМС с РДТТ, а именно: оптимизированы обводы и

длина сопла и повышена степень расширения; X-образное хвостовое оперение дополнено двумя горизонтальными рулями, усилено крепление рулей. Переходной отсек с каналом для протока воздуха и хвостовая часть ускорителя изготовлены из титана, обшивка и сопло ускорителя и бугели — из стали. Первый ГЛА с ускорителем в полетной конфигурации STV с начала 2009 г. испытывался на прочность, аэроупругость и т. д. на авиабазе Эдвардс. При испытаниях на прочность прилагаемые нагрузки превышали предельно возможные в полете в 1.15 раза. Всестороннюю проверку прошли (поэлементно и в собранном виде) все системы контроля, энергопитания и пр. По завершении всех возможных исследований первый ГЛА предназначался для выполнения четвертого испытательного полета.

Для проведения летных испытаний аппарат монтируется на специальном устройстве, выдерживающем груз массой более 1800 кг. Устройство подвешивается на пилоне под ле-



ГЛА X-51A на тележке для подвески на самолет-носитель

вой консолью крыла самолета B-52H. Предельная масса, которую может поднять этот самолет, составляет 10 900 кг. Пока ГЛА находится на самолете B-52, команды подаются из кабины самолета через систему MIL-STD-1760; от самолета же идет электропитание, собственные батареи не расходуются. ГЛА отделяется от самолета как обычное оружие JDAM. Выбору оптимальной динамики отделения, исключая

шей повторный контакт носителя и комплекса, а также поворот комплекса по углу скольжения более чем на  $68^\circ$ , предшествовали детальные расчетные исследования интерференции самолета-носителя и подвески. В первом летном испытании динамика полета после запуска ускорителя и вплоть до отделения маршевого модуля оказалась весьма близкой к расчетной.

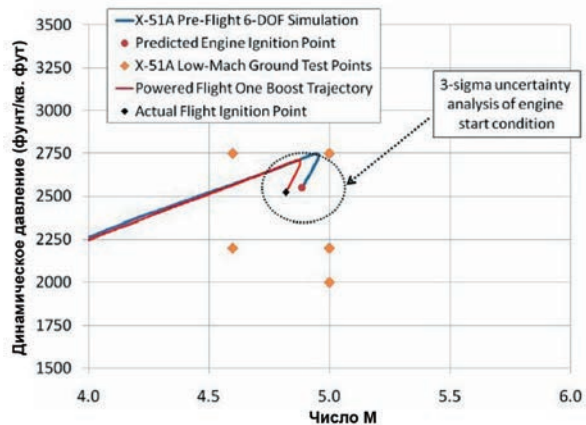


ГЛА X-51A под крылом самолета B-52H



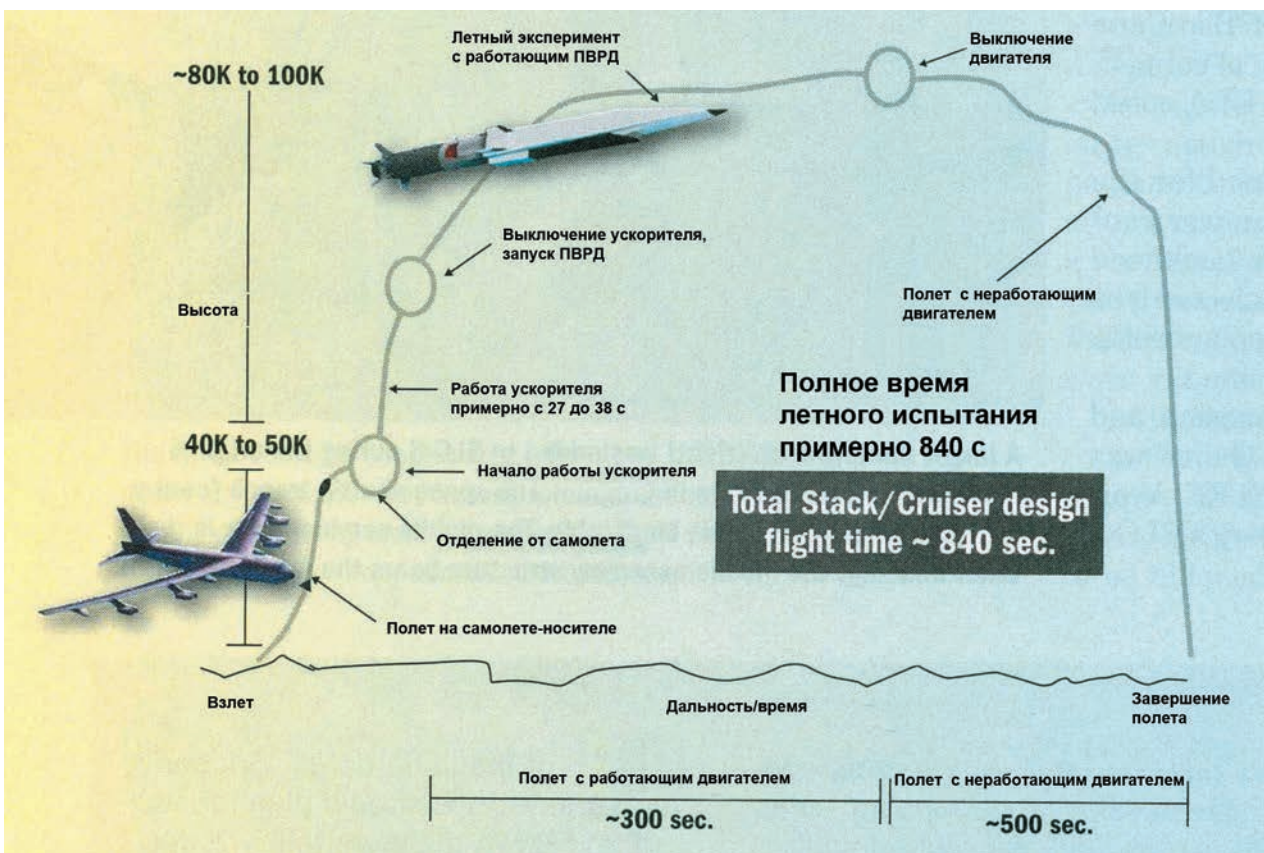
Все летные испытания проводятся на морском полигоне по одной и той же схеме. Самолет с ГЛА поднимается на высоту около 15 000 км, где при скорости, соответствующей  $M = 0.8$ , происходит расцепка; через 4–5 с запускается РДТТ, а при  $M$  около 3.5 начинаются проток воздуха через ГПВРД и подогрев топлива. За 26–28 с ускоритель выводит ГЛА на высоту примерно 18 000 м и разгоняет до  $M = 4.6–4.8$ . По команде собственной системы управления ГЛА поворачивается по крену на  $180^\circ$ , выходит на положительный угол атаки и после сброса ускорителя (срабатывают пиропатроны) 0.5–2 с летит по инерции. Подача этилена в камеру сгорания инициирует воспламенение топлива и работу ГПВРД, что обеспечивает выход на маршевую высоту около 24 400 м (первоначально предполагалось 30 000 м) и маршевое число  $M = 6$  после обратного переворота на  $180^\circ$ . Угол атаки на крейсерском режиме не превышает  $4^\circ$ , расчетное время полета с работающим ГПВРД составляет примерно 300 с, после полного выгорания топлива следует планирование по широкой спирали с боковыми маневрами в течение около 500 с до падения в океан.

Ожидалось, что дальность полета ГЛА после отделения от самолета составит примерно

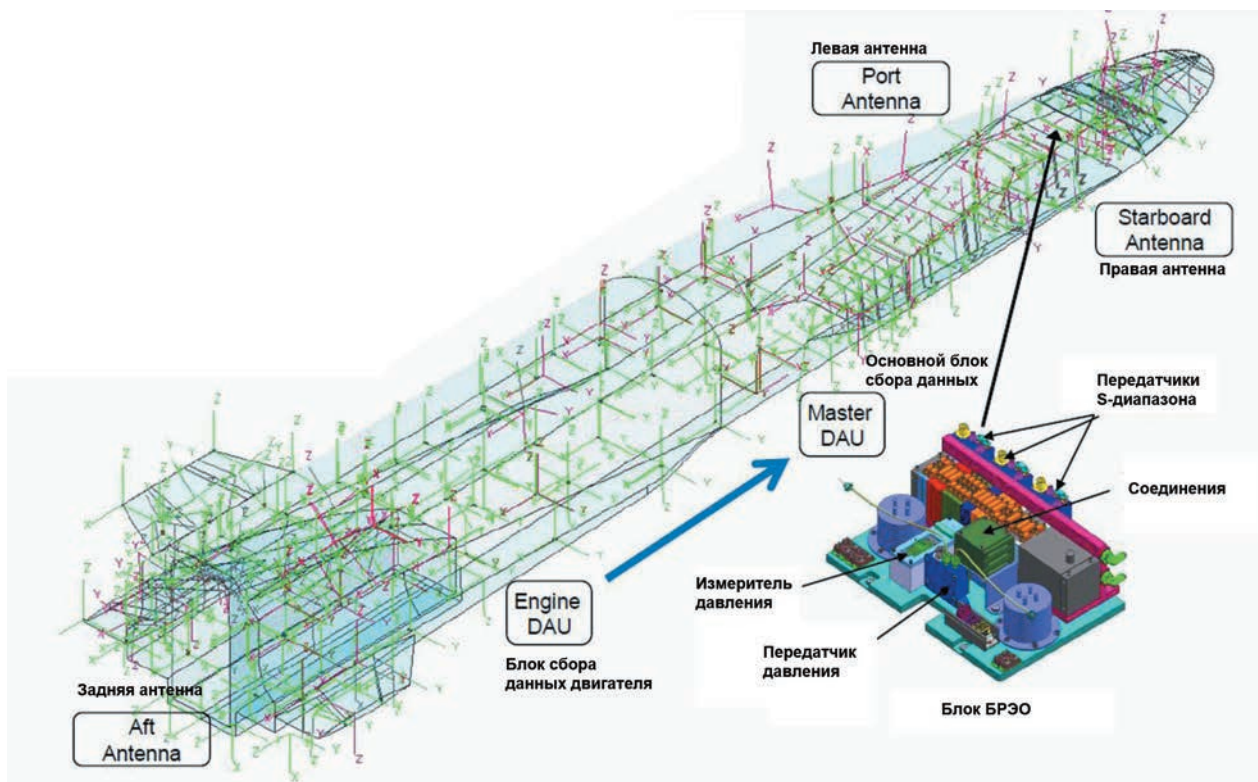


Сравнение результатов расчета и летного эксперимента для ГЛА X-51A с ускорителем

650 км (по другим сценариям, 815 и 740 км). На первом ГЛА X-51A запас топлива составлял около 120 кг, что, как минимум, достаточно для работы ПВРД в течение 240 с. В течение 4 ч, отводимых на испытание, всякое движение на маршруте полета (между Лос-Анжелесом и Австралией) должно было прекращаться. Для контроля за этим прекращением и гарантированного приема и передачи телеметрической информации предусматривались эскорт само-



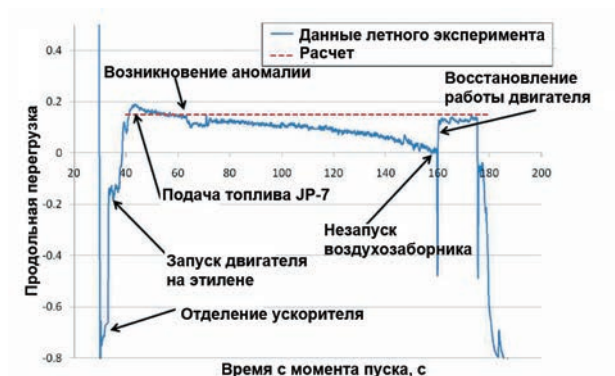
Расчетная траектория полета аппарата X-51A



Размещение датчиков на ГЛА X-51A

летов Р-3С «Орион», а также работа наземных станций полигона.

Было запланировано, что в первом полете самолет дважды проходит испытательную трассу: сначала для проверки всех систем ГЛА, наземного и воздушного наблюдения, а затем, если замечаний нет, при следующем проходе трассы сбрасывает ГЛА в заданной точке. Как ускоритель, так и маршевая ступень оснащены устройством для прекращения полета в случае какого-либо отказа. Приборное оснащение экспериментального ГЛА включает в себя 341 датчик: 134 размещены на планере маршевого модуля, 171 — в контуре силовой установки и 36 — в переходном отсеке и ускорителе.



Ускорение аппарата в полете

Первое летное испытание ГЛА X-51A с отделением от ускорителя проведено 26 мая 2010 г. под руководством специалистов ВВС США и фирмы «Боинг» на морском полигоне NAWC-SR в Южной Калифорнии.

Экспериментальный комплекс (ГЛА с ракетным ускорителем) безупречно отделился от крыла самолета B-52H на высоте 14 800 м. Через 4 с запустился ускоритель, и число М возросло до 4.8 на высоте 19 800 м. Затем ускоритель был сброшен, число М полета снизилось до 4.73, и в этот момент заработал ГПВРД. ГЛА достиг высоты 21 350 м и скорости, соответствующей М = 4.88.

По оценке специалистов AFRL, в течение первых 15 с реализовался расчетный режим, причем рабочие характеристики двигателя — тяга, коэффициент восстановления давления, тепловые нагрузки в теплообменнике — оказались чуть лучше, чем ожидалось. Однако затем началось повышение температуры и полного давления в задней части СУ. На 120-й с возникло непредвиденное движение по крену и рысканию; система управления функционировала нормально. На 140-й с возникли неполадки в системе передачи информации, и хотя двигатель продолжал работать, движение замедлилось. Как показал анализ телеметрии, после запуска ГПВРД ускорение по траектории оказалось меньше расчетного (около 0.15 вместо 0.22).



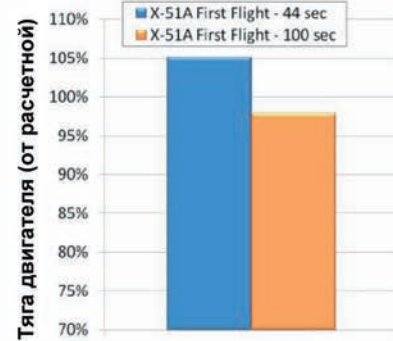


Схема испытательного полигона NAWC-SR

Почти перед самым концом полета был зафиксирован незапуск воздухозаборника с выбитым скачком уплотнения, затем работа

воздухозаборника восстановилась, но прервалось поступление телеметрической информации, после пятисекундного отсутствия кото-

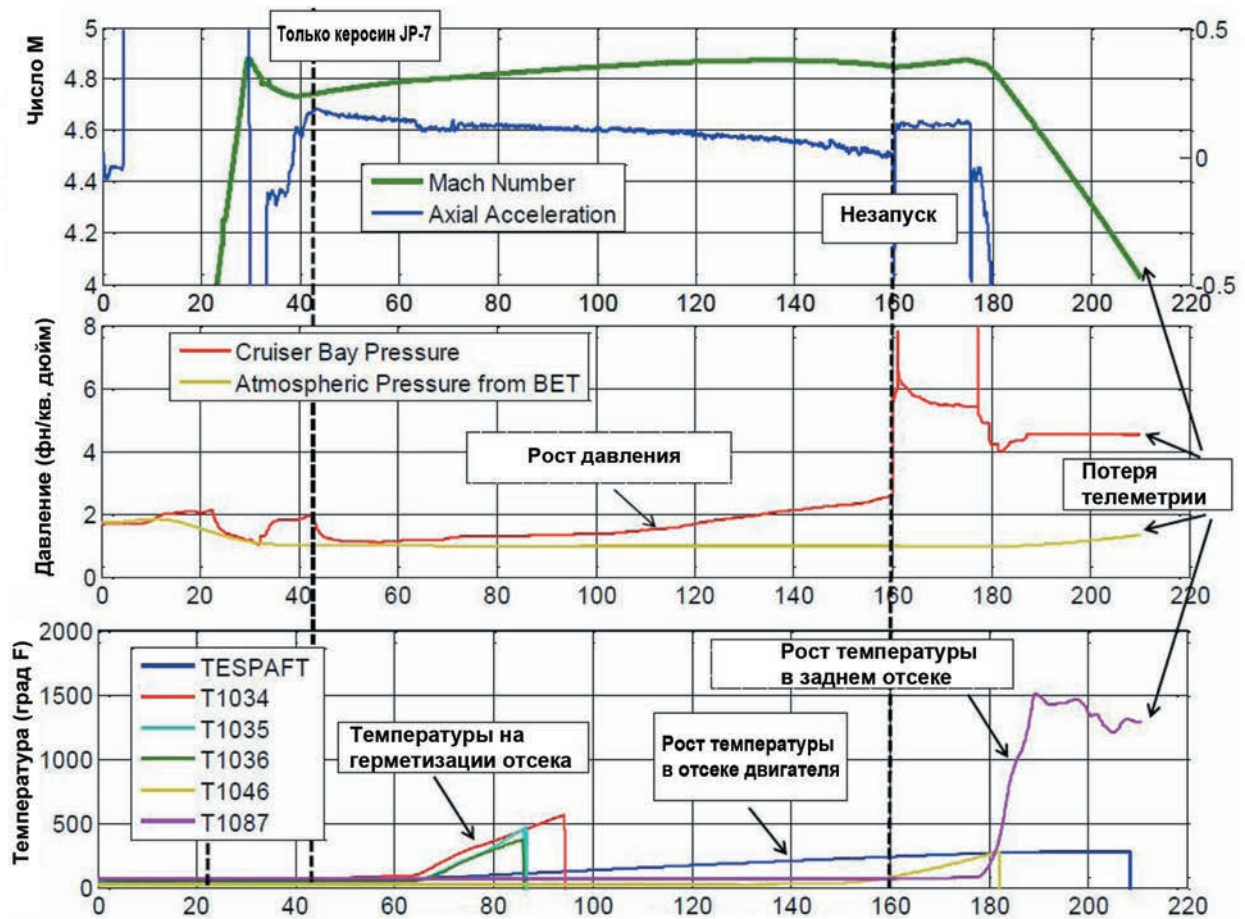
Характеристики регенеративного охлаждения топливом JP-7 соответствуют расчетным. Рабочие параметры согласуются с расчетными, небольшая разница возникла из-за повышенного давления. Тепловые нагрузки теплообменника согласуются с расчетами



Данные, характеризующие охлаждаемый поток (за исключением сопловой части)



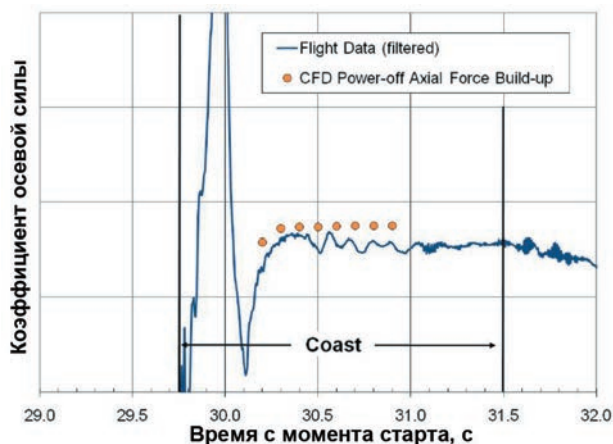
Работа двигателя аппарата X-51A



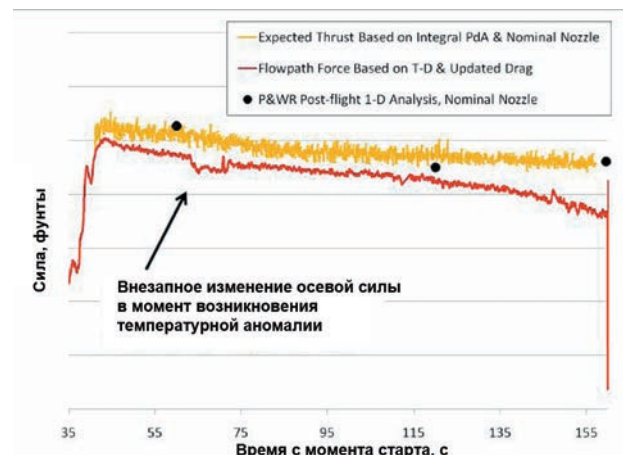
Основные параметры первого полета аппарата X-51A

рой была дана команда на самоподрыв. Несмотря на то что двигатель проработал меньше расчетных 300 с и ГЛА не достиг крейсерской скорости, соответствующей  $M = 6$ , испытание оценили как успешное, поскольку до сих пор рекордом оставались два гиперзвуковых полета ГЛА X-43A (2004 г.) с общей продолжительностью работы двигателя 21 с.

Руководство ВВС считало, что совершен прорыв, сравнимый с переходом от винтовых самолетов к реактивным, и что поставленные задачи выполнены почти на 90%. По заявлению руководителей программы, достижениями стали: воспламенение этилена, а затем и топлива JP-7, устойчивое его горение уже без этилена, установление теплового равновесия.

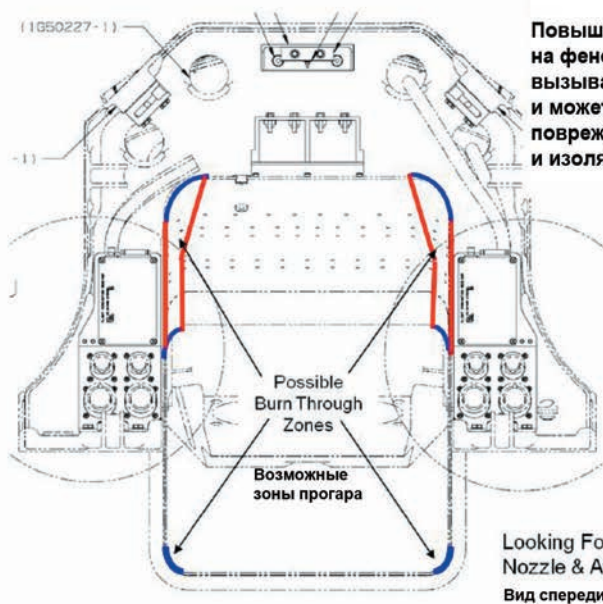


Осевая сила аппарата в полете



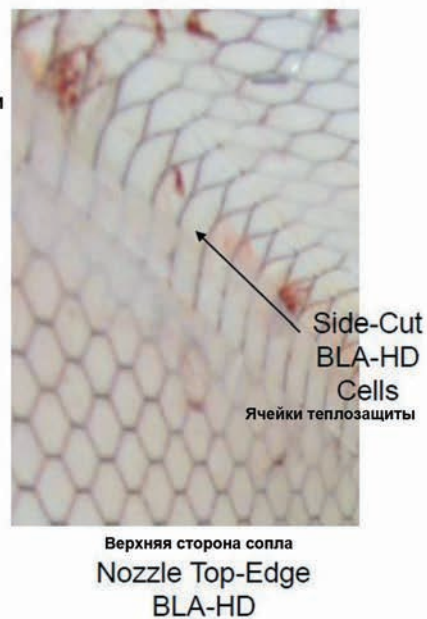
Изменение ускорения по траектории





Повышенное воздействие на фенольную теплозащиту вызывает усиление абляции и может быть причиной повреждения ячеек и изоляции

Looking Forward into Nozzle & Aft Bay  
Вид спереди на сопло и задний отсек

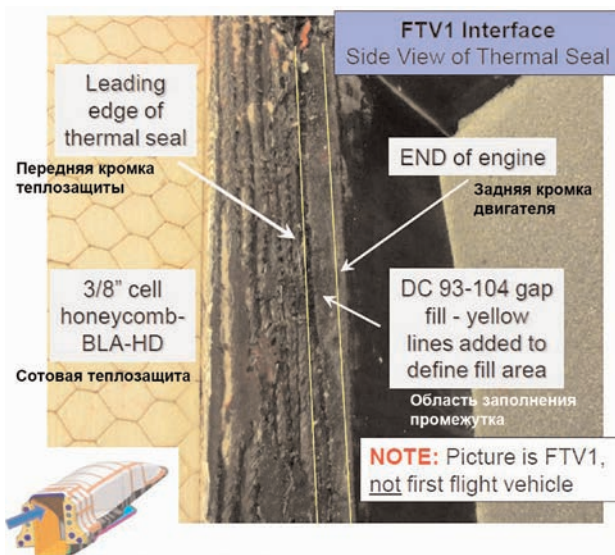


Возможные зоны прогара сопла

Пока в качестве наиболее вероятной причины неудачи в первом полете ГЛА рассматривается нарушение герметизации сопла. Дефект герметизации стал проявлять себя постепенно, поскольку сначала тяга была нормальной. По-видимому, вследствие теплового расширения конструкции герметик несколько сместился, так что выхлопная струя была частично заблокирована, а частично стала попадать в отсек с телеметрией и электроникой. Восстановление работы двигателя после незапуска можно объяснить тем, что герметик прогорел и струя освободилась, но воздействие горячей струи на отсек с приборами привело к аварийному прекращению полета.

После испытания аппарата X-51A пришлось перебрать силовые установки трех готовых к испытаниям экспериментальных ГЛА. Было выявлено, что герметизация выполнена с отступлением от чертежей. В частности, тракт двигателя оказался на 2,5–5 мм короче и теплозащита имела люфт. По расчетам, катастрофические последствия возможны при просачивании в планер горячих газов с массовым расходом меньше 10% расхода выхлопной струи. На основании результатов расчетных исследований, для которых NASA предоставило комплекс «Коламбия», а также экспериментов в различных наземных установках герметизация усилена и многократно проверена.

Второй запуск ГЛА X-51A «Уэйв Райдер» был запланирован на 24 марта 2011 г. Самолет-носитель В-52Н с аппаратом X-51A поднялся с авиабазы «Эдвардс» в 9 ч утра и направился



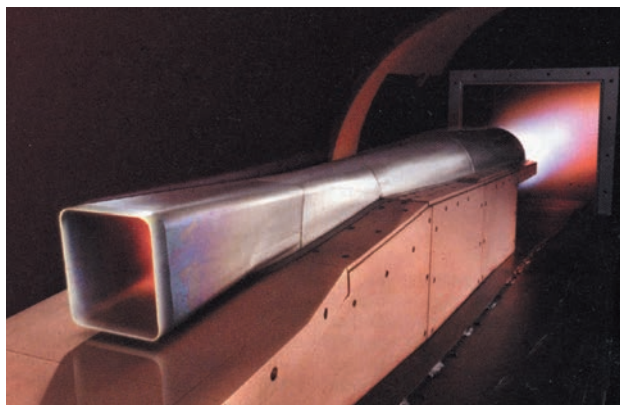
Дефекты конструкции

в сторону полигона ВМС США «Пойнт Мугу». Однако ВВС США отложили испытание в связи с «невозможностью соблюдения всех необходимых условий для полета». Представители ВВС заявили, что полет состоится после проверки системы. Он состоялся 13 июня 2011 г. и оказался полностью неудачным: ускоритель вывел ГЛА на  $M > 5$ , но при переходе к работе ПВРД этилен быстро сгорел, тяга не вышла на уровень, соответствующий горению основного топлива. Как считают в лаборатории AFRL, переход на топливо JP-7 происходил в момент незапуска воздухозаборника. Пока не ясно, был ли причиной незапуска воздухозаборника

отказ системы подачи топлива или же незапуск воздухозаборника (далеко выбитый скачок уплотнения) вызвал нарушения в этой системе. Пока X-51A летел по инерции, заданной ускорителем, предпринимались попытки перезапустить ПВРД, оказавшиеся безуспешными. ГЛА упал в море на трассе полета, причем управляемость сохранялась до самого конца. «Мы ожидали лучших результатов, — заявил директор программы от ВВС Чарли Бринк. — Но мы рады и тем данным, что получили в этом полете, они позволят нам лучше понять происходящие процессы... С каждым испытательным полетом мы все ближе подходим к успеху».

Возвращаясь к маневру ГЛА по крену перед запуском ГПВРД, целесообразно учесть следующее: ГЛА X-51A неустойчив по тангажу на гиперзвуковых режимах, а вместе с ускорителем и при околовзвуковых скоростях. Для подавления тенденции к затягиванию в пикирование и выхода на балансировочный угол атаки требуется отклонение горизонтальных рулей на большие отрицательные углы, причем будет достигнуто только состояние неустойчивого равновесия. Очевидно, существенно нестабильные режимы полета неблагоприятны для запуска ГПВРД. При перевороте на 180° момент от передней части корпуса меняет знак, т. е. в сумме аэродинамических моментов появляется составляющая на кабрирование, что открывает возможность обеспечить балансировку в состоянии устойчивого равновесия и под меньшим положительным углом атаки.

Программа следующих испытаний (и, соответственно, приборное оснащение экспериментальных ГЛА) будет значительно расширена. К этому времени фирма «Боинг» предлагает усовершенствовать навигационную систему аппарата X-51A, максимально приблизив ее к используемой на боевой ракете для наведения на марше по сигналам GPS.



Испытания двигателя фирмы ATK в АДТ

Параллельно с подготовкой летных испытаний продолжают работу НИОКР по новым вариантам X-51: X-51B — X-51H, в том числе многократного использования. Исследуются способы воспламенения топлива в ГПВРД без впрыска этилена, поскольку он занимает большой объем. Рассчитывается ГЛА увеличенных размеров с соответственно модернизированным двигателем, иной внутренней компоновкой, включающей средства спасения. Исследуются модели ГЛА с раскладывающимся крылом и различными шасси. Рассматривается вариант оснащения ГЛА X-51 прямоточным двигателем ALRJ-51-4 фирмы ATK, обеспечивающим маршевое число  $M$  не выше 5, но значительно более простым по сравнению с двигателем SJX-61, благодаря чему освобождается пространство под средства спасения.

Фирма ATK получила контракт на 3,9 млн долл. и делает акцент на простоту конструкции и малый технологический риск. Хотя в настоящее время МО США уже финансирует ряд демонстрационных технологий с ГПВРД, проект ATK имеет хорошие перспективы, так как может быть реализован быстрее других с меньшими техническим риском и затратами.

Руководство фирмы ATK считает ПВРД ALRJ-M5, работающий на топливе JP-10 и рассчитанный на фиксированное число  $M = 5$ , альтернативой двигателю фирмы «Пратт-Уитни» для ГЛА X-51 и HiFire. Двигатель ALRJ-M5 имеет простую конструкцию, включающую лишь один подвижный элемент — насос для подачи топлива. Будучи рассчитанным только на один режим, двигатель массой 41 кг не имеет сложного воздухозаборника изменяемой геометрии, который необходим для двигателя с переменным числом  $M$ . Канал спроектирован с переходом от прямоугольного поперечного сечения воздухозаборника к круговому сечению камеры сгорания. Ограничение по скорости позволяет использовать обычные материалы и отработанные технологические процессы. Торможение потока воздуха перед камерой сгорания осуществляется за счет скачка уплотнения в горле канала. Положение скачка определяется потребным давлением за ним и регулируется просто подачей топлива в камеру сгорания. Таким образом, для управления потоком не нужен сложный механизм с использованием подвижных элементов воздухозаборника и газовых рулей.

Испытания камеры сгорания на стендах, а также в АДТ в составе двигателя, имеющего натурную массу и оснащенного топливной системой активного охлаждения, с моделирова-



нием условий полета на высоте 26 км при  $M = 5$  подтвердили готовность силовой установки к летным испытаниям.

Топливо JP-10 применяется для охлаждения конструкции, но нет необходимости в специальной предварительной обработке его для гарантированного воспламенения. Более того, наземные испытания показали, что нормально воспламеняется и холодное топливо. Общая продолжительность наземных испытаний составила свыше 70 мин; в испытаниях со свободной струей достигалось тепловое равновесие.

Вначале проект X-51 подавался как создание чисто демонстрационного ГЛА — испытательного стенда в связи с планами исследования Марса и др. Разработанный ГПВРД рассматривается как базовая модель для целого семейства силовых установок, он обладает значительным модернизационным потенциалом для разведывательных самолетов, ударных систем глобальной дальности, межконтинентальных пассажирских самолетов и разгонных ступеней средств выведения КЛА в космос. Но для ускорителя многоразового применения и выполнения в космосе операций, присущих самолетам, необходим более мощный двигатель. Работы в этом направлении ведутся. Пока силовая установка рассчитана на 12 мин работы.

Руководство ВВС считает, что имеющаяся СУ полностью удовлетворяет требованиям к гиперзвуковому оружию глобальной дальности и что маршевое число  $M$  крылатой ракеты с этим ГПВРД, запускаемой с самолетов В-1, В-2, В-52, F-15, можно довести до  $M = 8$ . Более конкретные данные опубликованы после совещания правительства США с руководителями ВПК по итогам летных испытаний ГЛА X-51A, X-37B и НТВ-2 (декабрь 2010 г.). Было заявлено, что при надлежащем финансировании и начале разработки гиперзвуковой ракеты в 2012 г. экспериментальный образец ракеты воздушного базирования будет готов для летных испытаний к октябрю 2016 г. При этом ставится задача увеличить продолжительность полета ГЛА до 15—30 мин. Рассматриваются три варианта размещения ракеты: на внешней подвеске под крылом самолета В-52 (как аппарат X-51A); внутрифюзеляжное на самолете В-2; на внешней подвеске самолета F-35 (этот вариант характеризуется как принципиально новая компоновка и должен быть адаптирован также к бомбардировщику В-2).

По оценке специалистов лаборатории AFRL, при расчетной дальности около 1100 км, достигаемой примерно за 10 мин,

стартовая масса ракеты должна быть около 1050 кг, включая БЧ массой порядка 140 кг. Предусматриваются: реализация холодного старта после отделения от самолета, исключение этилена как воспламенителя, на чем особенно настаивают военные; усовершенствование ГСН, миниатюризация оборудования. В частности, система FADEC, использованная на аппарате X-51A при проведении летных испытаний (масса более 10 кг), явно избыточна по своим возможностям для гиперзвуковой ракеты. Замена ее на более простую и компактную позволит увеличить запас топлива и массу боевой нагрузки.

Еще до начала летных испытаний ВВС США сообщили о предварительной проработке проекта боевой ракеты на основе аппарата X-51A с условным названием Riptide. Силовая установка на углеводородном топливе должна обеспечить маршевое число  $M = 5—8$  и дальность 700—1900 км. В качестве переходного этапа к прототипу ракеты предусматривается усовершенствованный вариант X-51A Plus с минимальными конструктивными доработками по сравнению с аппаратом X-51A, но существенно улучшенными летно-техническими характеристиками.

Если летные испытания аппарата X-51A завершатся успешно, откроется реальная перспектива быстрой разработки многоцелевой боевой гиперзвуковой ракеты. Более того, именно создание такой ракеты, способной поражать критичные по времени либо сильно защищенные цели, является основной и ближайшей задачей программы, тогда как использование в космосе отодвигается на дальние сроки.

Фирма ATK в инициативном порядке и на собственные средства разработала максимально приближенный к концепции боевой гиперзвуковой ракеты проект ГЛА волнолетной схемы. Проект был предложен Министерству обороны США, он вызвал интерес. Для разгона ГЛА до скорости, соответствующей  $M = 5$ , предполагается использовать РДТТ из имеющихся в распоряжении фирмы, например «Орион». Возможен вариант с СУ комбинированного цикла — ТВСС. В течение ближайших трех лет планируются летные испытания ракеты, которая вместе с ускорителем может быть запущена с самолета, корабля или подводной лодки. Большими преимуществами проекта являются максимальное использование разработанных ранее и уже проверенных технологий, минимальное включение новых деталей, а также применение тех же материалов и способов теплозащиты, что и в эксплуатируемых РДТТ.

## Программа HiFire

В непосредственной связи с разработкой проекта ГЛА X-51 по инициативе ВВС США в сотрудничестве с NASA и Силами обороны Австралии реализуется многоцелевая программа летных испытаний HiFire, которая изначально называлась AFRL FRESH. Планируется экспериментально исследовать ключевые гиперзвуковые технологии, прежде всего ГПВРД, в реальных условиях. По программе каждого полета будут заранее проведены самые подробные численные расчеты и эксперименты в АДТ. Результаты летного эксперимента должны быть сопоставлены с этими данными для определения корреляционных зависимостей и поправок к результатам наземных испытаний в целях приближения их к реальности.

На реализацию программы выделено 56 млн долл., а к участию в ней привлечены пять НИЦ NASA, многие университеты Австралии и США, центр CUBRC, Объединенный технологический исследовательский центр, подразделение «Фантом Уокс» и др. США финансируют пять полетов, Австралия — четыре, относительно десятого полета ясности пока



Аппарат по программе HiFire на стартовой установке

нет. В основополагающих документах программа HiFire оценивается как уникальная возможность проведения фундаментальных исследований в реальных условиях при приемлемых затратах на испытания.

Программа предусматривает изучение следующих проблем: переходные режимы в пограничном слое и вязко-невязкие взаимодействия; взаимодействие скачков уплотнения на кромках с пограничным слоем и аэродинамический нагрев; эффекты реального газа и химически неравновесные потоки; испарительное охлаждение; трехмерные отрывные течения (выхлопные струи); управление тепловыми потоками и сопротивлением с помощью магнитогазодинамических методов; пространственное обтекание корпуса, возникновение и взаимодействие скачков уплотнения между собой и с пограничным слоем.

Летные испытания по программе HiFire на полигоне Вумера в Австралии должны были выполняться параллельно с испытаниями аппарата X-51 до 2012 г. включительно по 1—3 полета ежегодно. В каждом полете планировались исследования четырех типов, охватывающие в числе прочих такие режимы, какие не могут быть воспроизведены в наземных условиях. Использование полигона Вумера связано с определенными ограничениями по срокам. Погодные условия для запуска аппарата HiFire оптимальны только дважды в год (март — апрель и октябрь — ноябрь).

Этот широкомасштабный проект реализуется на основе опыта работы по программам HyShot и HyCAUSE. Полезный груз с помощью двухступенчатого ускорителя «Террьер — Орион» выводится на высоту порядка 290 км, а затем входит в атмосферу на режиме крутого пикирования, достигая расчетного числа  $M = 4—8$ . В процессе спуска выполняются основные измерения. В первую очередь предполагается получить данные, необходимые для успеха программы X-51. Наряду с этим создается надежная база данных для разработки перспективных многоразовых носителей, разведывательных и ударных ГЛА, а также тактического гиперзвукового оружия большой дальности.

Летные испытания разделены на две группы: первая — три испытания без силовой установки; вторая — семь с моделированием работы СУ. Каждый полет запланирован в четырех-пяти вариантах, чтобы выбрать наиболее надежно реализуемый, актуальный и многообещающий по результатам. Каждый полет уникален в смысле задач, методики и техники исследований, массы и конфигурации полезного



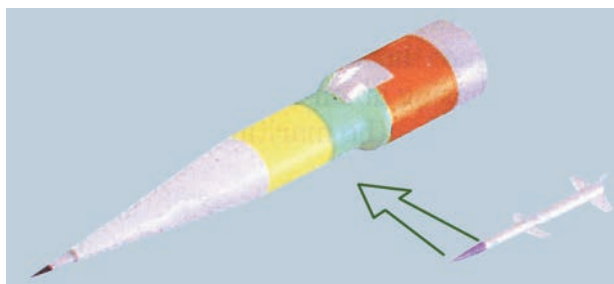
груза — экспериментального модуля. Единственной общей для всех испытаний аппаратурой должен был быть компьютер для обработки информации, как предполагалось, на базе компьютера PC104 фирмы «Тексас Инструментс». Однако после полетов в рамках программ NuShot и NuCAUSE выявилась необходимость в более совершенном процессоре, так как часть важной информации не могла быть восстановлена.

Данные, получаемые в полете, будут передаваться на наземные станции по трем каналам со скоростью 10 Мбайт/с. Каждый полет во всех аспектах моделируется на земле. В настоящее время расчетными и экспериментальными исследованиями в АДТ и на стендах занято намного больше специалистов, нежели непосредственно в подготовке полетов. Ввиду использования стандартного ускорителя «Террьер — Орион» стоимость пуска несколько ниже, чем в летных испытаниях по другим программам.

Планируемые в полете экспериментальные исследования классифицированы по их значимости. Так, в первом полете предполагался один эксперимент первостепенной важности, три — второстепенной и один — третьестепенной. Последнее означает, что данная аппаратура испытывается на нерасчетных режимах, но, по крайней мере, выявляется, пригодна ли она вообще. Например, по условиям первого полета маловероятно возникновение плазмы, однако соответствующий датчик был смонтирован, чтобы уточнить ряд характеристик.

Программа HiFire характеризуется как весьма гибкая, допускающая включение новых технологий, хотя подготовка каждого полета занимает не менее пяти месяцев. Первый полет посвящался полностью фундаментальным исследованиям: переход ламинарного пограничного слоя на конусе в турбулентный; взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем и их пересечение; детальное исследование тепловых потоков и состояния конструкции; оптические измерения в потоке, моделирующем течение в воздухозаборнике.

Головной фирмой в подготовке и проведении второго полета является АТК; в экспериментальный модуль встраивается мини-ГПВРД с каналом, разработанным лабораторией AFRL и NASA. Руководство третьим полетом принадлежит австралийской стороне; запланировано исследование рабочих характеристик ГПВРД. В четвертом пуске предполагается свободный полет экспериментального модуля с целью испытания систем навигации и управления. В этом полете особенно за-



Экспериментальный модуль HiFire

интересована фирма «Боинг», поскольку модуль представляет собой волнолет. В пятом полете исследуется пространственное гиперзвуковое обтекание модуля в виде эллиптического конуса. В остальных полетах будет исследоваться работа ГПВРД, вероятно, объединенного с корпусом волнолетного типа. Этот корпус не будет копировать корпус аппарата X-51, поскольку задачи программ SED-WR и HiFire все-таки разные. Есть сведения, что результаты летных испытаний будут засекречены.

Обширные расчетные и экспериментальные исследования в АДТ и на стендах имели целью определение оптимальной конфигурации экспериментального модуля, типов и количества датчиков и размещения их на модуле, а также подробное изучение тех процессов, которые предполагается исследовать в полете, чтобы в дальнейшем сравнивать и коррелировать летные данные и данные, полученные в АДТ, а также критически оценить различные численные и эмпирические методы расчета.

Экспериментальный модуль массой 105 кг изготовлен в виде осесимметричного корпуса: головной конус — цилиндр — усеченный конус (юбка) общей длиной 1.816 м (по другим данным, 2.5 м). Диаметр донного среза юбки равен 0.356 м, что соответствует диаметру ускорителя «Орион». Длина ГЛА вместе с ускорителем составляет около 13 м. Полезный груз остается состыкованным со второй ступенью ускорителя до самого конца полета. При входе в атмосферу активное управление по тангажу и крену не предусмотрено, но ГЛА будет ориентирован под нужным углом тангажа путем выдува холодного газа.

В связи с выбором компоновки были проведены испытания моделей в АДТ с варьированием геометрических параметров в широких пределах, в том числе испытания натурального модуля в окончательном варианте. Угол полураствора носового конуса, предназначенного для исследования свободного перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, равен  $7^\circ$ , а радиус затупления носка — 2.5 мм.

Затупление выбиралось с учетом тех соображений, что слишком острый носок может оплавиться, а возрастание радиуса затупления способствует стабилизации течения в пограничном слое, т. е. переход может сместиться по потоку за пределы конуса.

Результаты трубных экспериментов по определению положения перехода на конусе с углом  $7^\circ$  и соответствующим числом  $Re$  не могут быть непосредственно отнесены к программе HiFire, потому что в наземном эксперименте сильны влияния акустических возмущений и адиабатического нагрева стенок АДТ. Тем не менее, по скрупулезным оценкам, в полете число  $Re$  перехода на конусе будет составлять примерно  $6 \times 10^6$  (по расстоянию от носка конуса), а максимальная температура носка — около 2000 К. Поэтому головной конус экспериментального модуля имеет цельный носок длиной около 0.1 м из сплава TZM (титан, цирконий, молибден) с точкой плавления 2800 К. Остальная часть конуса имеет алюминиевую обшивку толщиной 20 мм. По расчетам, на этой части максимальный нагрев достигает примерно 400 К на подъеме и около 475 К на спуске. Время для выполнения измерений не превысит 3–4 с.

Чтобы при любом развитии обтекания получить данные по переходу в пограничном слое на гиперзвуковой скорости, на одной стороне конуса устанавливаются турбулизаторы. Угол наклона образующей усеченного конуса, включаемого в компоновку для генерирования скачка уплотнения, выбран равным  $33^\circ$  (вначале было  $37^\circ$ ). По первому проекту модуль был составлен только из острого конуса и усеченного. Но численное моделирование показало, что отрывная зона может распространиться на носовой конус вплоть до его середины, что может не позволить отдифференцировать



Расчетная траектория HiFire в первом летном испытании

переход в пограничном слое. Поэтому между конусами вставлен цилиндр.

Особый вопрос — чистота обработки поверхности. Показано, что на конусе на длине 0.1 м от носка максимально допустимая шероховатость не превышает  $3 \times 10^{-6}$  м, а среднеквадратичное значение менее  $10^{-7}$  м. По мере удаления от носка пограничный слой становится устойчивее, поэтому вполне достаточен стандарт  $8 \times 10^{-5}$  м.

Успехи в миниатюризации измерительной техники позволили разместить в небольшом модуле 326 высокочувствительных датчиков с особым быстродействием, фиксирующих существенно нелинейные и нестационарные характеристики, в том числе слабые флуктуации давления и температуры. В частности, для измерения тепловых потоков используются коаксиальные термопары диаметром примерно 1.5 мм.

Испытания оснащенного датчиками натурного модуля проведены в исследовательском центре CUBRC в АДТ LENS-1 с рабочей частью диаметром 2.44 м. Моделировались гиперзвуковые режимы ( $M = 6–8$ ) на различных высотах в расчетных точках траектории ГЛА. Наряду с измерениями выполнялась высокоскоростная фотосъемка обтекания, визуализированного теневым методом. Результаты использованы для оценки ряда методов расчета и критериев перехода; уточнены пределы применимости и возможности усовершенствования. Примечательно, что наилучшую сходимость с экспериментальными результатами обнаружил не какой-либо из численных методов, а полуэмпирический (Van Driest 2).

Траектория полета аппарата HiFire сначала была выбрана идентичной полету аппарата HyShot 2, но потом была пересчитана. В момент входа в атмосферу скорость ГЛА соответствует числу  $M = 8$ . Если учесть, что высота атмосферы около 80 км, становится очевидно, что только первые и последние примерно 45 с полета проходят в ее пределах — таков резерв времени для выполнения измерений. Поэтому в следующих испытаниях вместо простой баллистической траектории будет более пологий спуск, чтобы удлинить располагаемое время эксперимента.

Решение этой задачи, весьма затруднительное при запуске с помощью серийных ускорителей («выстрелил — забыл»), возложено на NASA. Расчеты зависимости максимальной достижимой высоты и дальности полета от массы полезного груза при запуске под различными углами к горизонту показывают, что в среднем увеличение массы груза на 18 кг





Пуск аппарата HiFire

приводит к снижению апогея примерно на 15 км, максимального числа  $M$  — на 0.25. Положение и ориентация ГЛА в полете (угол атаки, угол тангажа и т. п.) должны фиксироваться с максимальной точностью для однозначного истолкования результатов измерений.

Первый успешный полет по программе HiFire состоялся 22 марта 2010 г. Модуль массой 105 кг вошел в атмосферу со скоростью, соответствующей числу  $M = 7.2$ . В действительности это был второй полет. Первый в мае 2009 г. окончился неудачей: полезный груз пропал на высоте 25 км, по-видимому отклонившись от расчетной траектории из-за неточного входа в атмосферу. Порядок проведения последующих полетов пересмотрен. В 2011 г. были запланированы третий, четвертый, шестой, восьмой и пятый полеты, в 2012 г. — седьмой и девятый. При этом третий и седьмой полеты — на тихоокеанском военном полигоне США, семь полетов — на полигоне Вумера.

Параллельно работе по адаптации ускорителей «Террьер — Орион» к первым летным испытаниям анализировались возможности использования более мощной второй ступени в запусках 2011—2012 гг. Министерство обороны США рассматривает программу

HiFire как значительный вклад в стратегию объединения воздушного и космического пространств и превращения военно-воздушных сил в аэрокосмические.

На первый взгляд программа HiFire не связана с космическими полетами. Однако результаты тщательных и весьма объемных исследований течения в пограничном слое имеют огромное значение для создания любых КЛА, рассчитанных на вход в атмосферу, притом не только Земли, но и других планет. Надежные экспериментальные данные по теплопередаче на ГЛА и по системам теплозащиты, прежде всего по их ресурсу, позволят перейти от эмпирического выбора материала и толщины теплозащитных покрытий к научно обоснованному.

Проект HiFire должен быть доведен до шестого уровня готовности (TRL-6) — завершение испытаний прототипа в реальных условиях. На основании полученных результатов тактическая крылатая ракета с ГПВРД может быть готова к 2018 г. Более того, по мнению специалистов фирмы «Боинг», при надлежащем финансировании боевая гиперзвуковая ракета большой дальности (1000—1800 км), оснащенная ГПВРД, может быть спроектирована за 5—10 лет, самолет — за 10—20 лет, многоцелевой экономичный носитель для КЛА — за 15—30 лет.

В случае успешного выполнения описанной программы не исключается второй этап с проведением экспериментов по заданиям исследователей ФРГ, Италии и Японии. В частности, итальянское агентство CIRA рассчитывает провести летные испытания беспилотного КЛА с маршевым числом  $M = 8$ , выдерживаемым в течение 15 с. Японские исследователи планируют испытания в реальных условиях перспективного ГПВРД на скорости, соответствующей  $M = 8$ .

### Программа НуFly

Основными преимуществами всех проектов ГЛА с осесимметричным корпусом с учетом перспективы создания на этой базе боевой ракеты являются возможности использования традиционных ракетных технологий, что существенно снижает стоимость изделий и допускает компактное размещение их во внутренних объемах носителей, а также многообразие располагаемых стартовых систем. Осесимметричный корпус позволяет обеспечить пуск как из внутренних отсеков самолетов (с роторных и катапультных пусковых устройств), так и с внешних пилонов, из контейнеров на кораблях и подводных лодках (ПЛ), с помощью систем вертикального старта типа Mk 41.



Пуск ракеты NuFly с корабля (рисунок)

Фирма «Боинг» и ее субподрядчик, фирма «Аэроджет», по контракту с DARPA с 1997 г. разрабатывали проект гиперзвуковой ракеты ARRMD согласно следующим тактико-техническим требованиям: ракета должна запускаться за пределами зоны действия ПВО противника с наземных установок, кораблей, подводных лодок и самолетов; дальность 750—1000 км; расчетное крейсерское число  $M = 6$ ; стартовая масса около 1000 кг; масса БЧ около 110 кг; вероятное круговое отклонение не более 10 м; время полета до цели на расстоянии 750 км не более 7 мин.

Предусматривается использование инерциальной системы наведения на марше со спутниковой коррекцией. При выходе на цель ракета переходит в крутое пикирование, так что скорость в момент удара достигает 1200 м/с и поражающее воздействие усиливается благодаря высокой кинетической энергии ракеты.

Программа была приостановлена DARPA в 2001 г. в связи с неготовностью силовой установки. Однако все результаты НИОКР по ракете ARRMD легли в основу принятой в 2002 г. DARPA и центром ONR ВМС США программы NuFly. В проекте принимают участие NASA, центр NAW ВМС и лаборатория прикладной физики APL университета им. Гопкинса, разработавшая главную часть ракеты — двухкамерный ГПВРД DCR на обычном углеводородном топливе.

NuFly — это программа разработки и оценки гиперзвуковых технологий, способных лечь в основу серийного производства относительно недорогой гиперзвуковой ракеты для поражения стационарных и мобильных целей, включая сильно защищенные и заглубленные объекты типа подземных командных пунктов. Фирма «Боинг» получила около 116 млн долл. на НИОКР, в том числе на создание демонстрационного образца гиперзвуковой ракеты и ее летные испытания. Простота компоновки с осесимметричным корпусом, конструкция и технология производства которого унаследованы от ракеты ARRMD (в частности, в качестве передней части корпуса полностью используется титановая цельнолитая конструкция), позволяет разработчикам утверждать, что экспериментальный образец может быть быстро превращен в боевую ракету нового поколения с проникающей БЧ и универсальным базированием (корабль, ПЛ, самолет F-18E/F).

Поскольку речь идет о боевой ракете одноразового применения, технические требования

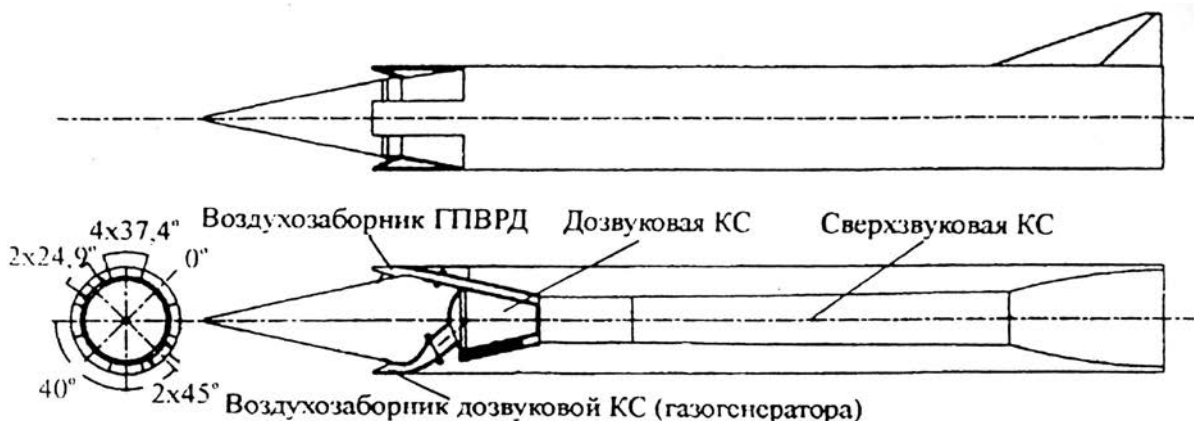


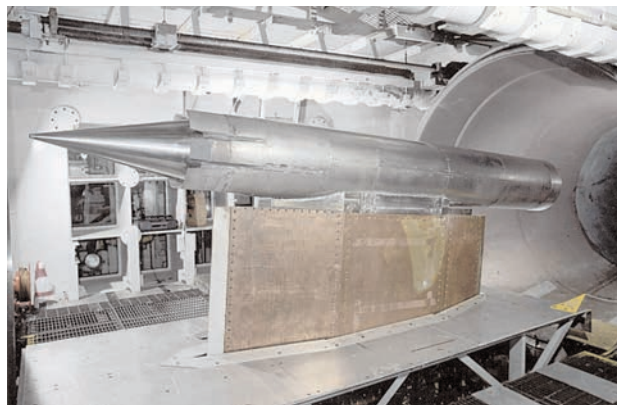
Схема ГПВРД DCR



к ней значительно ослаблены: допускается определенная степень деградации материала, отказ от охлаждения конструкции, использование исключительно композитов на керамической основе (теплостойких и легких). Следует учесть относительно небольшую стоимость ракеты (200 тыс. долл. при заказе на 3000 единиц) и силовой установки.

Двигатель DCR имеет расчетный удельный импульс свыше 600 с, длину 4.25 м, максимальный диаметр 0.5 м. Конструкция состоит менее чем из 20 деталей. Особенности концепции DCR, в общих чертах известной с конца 1970-х годов, являются две системы воздухозаборников и две камеры сгорания. Одна система (два воздухозаборника) подает воздух в дозвуковой газогенератор, в котором сжигается часть обычного углеводородного топлива JP-10. Затем обогащенный топливом горячий газ смешивается с коаксиальным сверхзвуковым потоком воздуха от второй системы (четыре воздухозаборника), разгоняется и поступает в основную камеру сгорания. Такой процесс исключает необходимость использования высокотоксичных активных присадков. Температура в КС достигает 2200 °С, поэтому применяются жаропрочные композиционные материалы на основе титановой и керамической матрицы. Сложные теплообменники отсутствуют, но и полетное число  $M$  не очень высокое — не более 6.5.

Лаборатория APL продолжает совершенствовать воздухозаборники и готова продемонстрировать полноту сгорания свыше 90% при  $M > 6$ . Удалось избежать характерного для обычных ПВРД явления запираания при сверхзвуковой скорости. Двигатель запускается при  $M = 3.3$ . До этого числа  $M$  ракета разгоняется твердотопливным ускорителем. В дальнейшем



Испытания аппарата NuFly в АДТ

ракетный ускоритель предполагается заменить ТРД комбинированного цикла. В июне 2007 г. были проведены успешные испытания двигателя на стендах и в аэродинамических трубах при  $M = 3.5; 4.1; 6.5$ . Двигатель устойчиво отработал около 240 с при  $M = 6$ . Он был полностью интегрирован с корпусом ракеты. Измеренная располагаемая тяга оказалась близкой к расчетной.

По контракту фирмы «Боинг» и «Аэроджет» должны были провести 11 испытательных полетов, причем в 8 последних ракета должна быть оснащена работающим двигателем. В первых двух испытаниях отработывались процессы отделения ракеты с твердотопливным ускорителем от самолета-носителя F-15E и запуска ускорителя. Затем с наземной пусковой установки с помощью ускорителя «Террьер — Орион» был проведен запуск экспериментального ГЛА с двигателем на углеводородном топливе, представляющим собой двигатель DCR в масштабе 1 : 2. После отделения ГЛА двигатель проработал около 15 с при  $M = 5.5$ .



Ракета NuFly (рисунок)

## Характеристики гиперзвуковых ракет воздух — земля

	Для бомбардировщиков	Для истребителей (F/A-18)
Стартовая масса, кг	≈ 1600	≈ 1050
Длина корпуса, м	≈ 6.4	≈ 4.6
Максимальный диаметр, м	≈ 0.5	≤ 0.5

Этот эксперимент подготовлен и выполнен фирмой ATK в рамках программы FASTT, имеющей целью отработку относительно недорогой методики летных испытаний ГПВРД. В следующем испытании со сбросом ГЛА с самолета F-15E планировался запуск натурного двигателя DCR и ускорение ГЛА до скорости, соответствующей  $M = 5$ . В последних испытаниях прежде всего проверялся композитный материал СМС, из которого изготовлен двигатель и который был выбран после обширных экспериментальных исследований 20 различных вариантов. Однако в полете не удалось получить число  $M > 3.5$  (сентябрь 2007 г.). Специалисты фирмы «Аэроджет», проводившей испытания, считают, что оказались малы запасы топлива.

Второй полет в январе 2008 г. также окончился неудачей, ГПВРД не запустился, ракета упала в океан через минуту после старта. По заявлениям официальных лиц, причины неудач сводятся к производственным дефектам (во втором полете отказал топливный насос). В третьем испытательном полете 29 июля 2010 г. ракета отделилась от самолета на высоте около 12 200 м, но ускоритель не заработал, ракета упала в океан.

Если бы надежность и эффективность двигателя DCR были подтверждены в летных испытаниях, то существенно приблизилась бы

реализация проектов гиперзвуковых управляемых ракет воздух — земля.

Ракета наземного и морского базирования проектируется длиной 6.5 м со стартовой массой примерно 1725 кг и массой БЧ 91—165 кг.

Результаты НИОКР по программе HyFly аккумулируются в проекте боевой гиперзвуковой ракеты класса воздух — земля и корабль — земля для ВМС США. Эта программа получила название HyStrike. Основные тактико-технические требования: максимальная дальность около 1100 км за 10.7 мин при средней скорости 1760 м/с; скорость в конце маршрута около 550 м/с. При боевой нагрузке более 100 кг максимальная скорость на высоте примерно 30 000 м должна составлять 1340 м/с ( $M = 6.5$ ).

### Программы RATTLRS, HiSTED, HyCAUSE

Программа RATTLRS осуществляется под руководством ONR фирмой «Локхид Мартин» при участии специалистов NASA и ВВС. Главные задачи: создание ТРД, способного без каких-либо вспомогательных устройств разогнать ЛА до скорости, превышающей  $M = 3$ , и создание двигателя ТВСС для ГЛА многоцелевого применения. Ракета RATTLRS, оснащенная СУ нового типа, рассчитана на крейсерский полет с числом  $M > 4$ , по крайней мере, в течение 5 мин, а в перспективе — до



Ракета RATTLRS





Пуск высокоскоростной ракеты RATTLRS с самолета F-35C (рисунок)

15 мин; дальность составит около 1000 км. Превосходя по скорости крылатую ракету примерно в три раза, боевой ЛА может достичь цели за 5—10 мин, следуя в крейсерском режиме на высоте около 21 000 м, и пикировать на цель со скоростью, соответствующей  $M = 4$ , проникая под землю на глубину 9—15 м, либо рассеять суббоеприпасы с дозвуковой или сверхзвуковой скоростью.

В настоящее время ракеты такого класса создаются по двухступенчатой схеме. Первая ступень (ускоритель) позволяет развить скорость, необходимую для начала работы второй ступени (ПВРД). Переход к одноступенчатой схеме означает сокращение размеров гиперзвуковой ракеты. Однако существенно повышаются рабочие температуры турбины и камеры сгорания; необходимы новое БРЭО и системы целеуказания. За основу двигателя ТВСС для ракеты RATTLRS принят опытный образец двигателя Роллс-Ройс/Аллисон YJ102R.

Двигатель YJ102R, разработанный отделением «Либерти Уокс» фирмы «Роллс-Ройс», по удельной тяге в шесть раз превосходит ТРД Пратт-Уитни J58, установленный в свое время на самолете SR-71. Это не просто маршевый двигатель, а ускоритель. По пропорциям и облику двигатель YJ102R напоминает ТРД J58, но

гораздо меньше: диаметр его составляет 0,33 м, т. е. 25% диаметра двигателя J58, длина — 20% и масса — 6% массы двигателя J58. В отличие от ТРД J58 нет необходимости в форсажной камере для ускорения и перехода на крейсерский режим. Двигатель J58 в четыре раза больше по размерам, тогда как его бесфорсажная тяга больше всего в два раза. Каналы обоих двигателей похожи, но ТРД J58 гораздо сложнее и оснащен системой регулирования 1960-х годов. По заявлению фирмы-изготовителя, новая СУ отличается очень современной аэродинамикой и качественным математическим обеспечением системы регулирования. В конструкции использован совершенно новый материал ламиллой (Lamilloy), разработанный фирмой «Роллс-Ройс». Он состоит из ламинированных слоев перфорированного металла. Через эти слои выдувается воздух от компрессора, обеспечивая испарительное охлаждение камеры сгорания и элементов турбины.

Фирма «Локхид» и североамериканское отделение фирмы «Роллс-Ройс» получили контракт на сумму 120 млн долл. на создание демонстрационного образца гиперзвуковой КР RATTLRS универсального базирования массой примерно 900 кг. В варианте авиационного базирования КР должна быть совместима с са-

молетами F/A-18E/F, F/A-22 и F-35, которые составят основу тактической авиации США на ближайшие десятилетия.

Программа HiSTED, идентифицируемая в планах DARPA как программа трансатмосферного аппарата глобальной дальности, находится в прямой связи с программой RATLLRS. Разрабатываются ТРД, обеспечивающие маршевое число  $M$  не менее 4 и применимые на невозвращаемой первой ступени КЛА, а также на тактических боевых ГЛА, и турбопрямоточные двигатели комбинированного цикла (ТВСС) на углеводородном топливе со сверхзвуковым горением для возвращаемых ЛА со скоростью, соответствующей числу  $M = 7$ . Двигатель комбинированного цикла на малых скоростях работает как обычный ТРД, а после разгона до скорости, соответствующей  $M$  около 4, переходит в режим ПВРД, работающий до  $M = 7$ .

Интерес к двигателю ТВСС не в последнюю очередь связан с проблемой плавного регулирования числа  $M$ . Есть сведения о комбинированной СУ, объединяющей ТРД, разработанный вслед за двигателем YJ102R, и ГПВРД NuTech. Отделение «Либерти Уокс» на основе своего же демонстратора XTLL17, испытанного в 2005 г., спроектировало двигатель XTLL18, а фирма «Вильямс Интернейшнл» — двигатель ХТЕ88 того же класса. Будучи ориентированными на одноразовое применение, новые технологии подходят и для силовых установок многоразовых ЛА. В конструкции двигателя нашли свое применение новые технологии, например элементы камеры сгорания (в зоне смещения основного потока воздуха и потока, перепускаемого из каналов, размещенных вокруг двигателя) выполнены из материала углерод-углерод.

Фирма «Локхид Мартин» относит к своим достижениям разработку уже упоминавшегося конвергентного воздухозаборника («inward turning»), сохраняющего ряд преимуществ осесимметричного воздухозаборника по сравнению с плоским. В таком воздухозаборнике с профилированными по клину стенками поток отклоняется к осевой линии СУ. Достигаются существенное сокращение омываемой поверхности внутри СУ с соответствующим снижением сопротивления трения и массы теплозащиты и более высокий коэффициент восстановления давления. Исключаются зоны завихренности, неизбежно возникающие в углах при пересечении прямых стенок плоского воздухозаборника. Кроме того, открываются возможности более рациональной интеграции СУ с планером в целях повышения аэродина-

мического качества. Форсированные исследования воздухозаборников этого типа проводятся в интересах фирмы «Локхид Мартин» в рамках программы НуCAUSE. Воздухозаборник предполагается включить в систему ТВСС для ГЛА HCV, являющегося основой программы Falcon.

Согласно программе FaCET разрабатывается двигатель, объединяющий ТРД, созданный в рамках программы HiSTED и ГПВРД, который в настоящее время создается для прототипа аппарата HCV — экспериментального ГЛА НТВ-3Х. По заключению фирмы PWR, проводившей испытания камеры сгорания уменьшенного масштаба при  $M = 2.5-6$ , возможен переход на прямоточный режим уже при  $M = 2.5$ , при этом турбина обеспечивает разгон до скорости, соответствующей  $M = 4$ . С созданием двигателя ТВСС связано возобновление работ по проекту RTA на основе двигателя переменного цикла YF120 фирмы «Дженерал Электрик». В NASA рассматривается вариант перехода от двигателя RTA к новой модификации. В составе двигателя ТВСС длиной 9.15 м ТВД на базе технологии RTA способен разогнать ГЛА до  $M$  примерно 3. Проводятся испытания модели ТВД, изготовленной в 0.57 натуральной величины.

Программа НуCAUSE (под руководством DARPA) осуществляется единой группой исследователей, в основном университетских, из США и Австралии. Проводятся аналитические, расчетные и экспериментальные исследования новых ГПВРД. С целью минимизации затрат используются университетские АДТ, а для летных испытаний на полигоне Вумера — методология и техника программы НуShot, базирующаяся на применении серийных ракет в качестве ускорителей. Объектом исследований выбран ГПВРД на жидководородном топливе с расчетным числом  $M = 10$ .

Австралийской разработкой является оригинальная система впрыска топлива навстречу набегающему потоку, улучшающая процессы смещения и распада тяжелых молекул на более легкие, при этом снижается сопротивление трения. Первоосновой послужил положительный опыт по впрыску топлива на переднем клине плоского воздухозаборника.

Проект ГПВРД INTINSE с воздухозаборником конвергентного типа, предназначенного для испытаний в АДТ, разработан американской стороной. Модель для испытаний в АДТ была оснащена более чем 200 датчиками давления и примерно 200 термодатчиками. Испытания, проведенные в АДТ ударного типа университета Калспан (США), продолжительнос-



тью 70—100 мс показали надежность системы автоматического запуска при числе  $M = 5$ . Планировались три летных испытания, одной из задач которых было определение условий гарантированного возникновения сверхзвукового горения.

В начале 2006 г. состоялось испытание прототипа, изготовленного из нержавеющей стали, с однокачковым осесимметричным воздухозаборником. Для разгона использовалась твердотопливная ракета «Террьер — Орион». Через 10 мин после старта ЛА поднялся до 314 км, СУ включилась на снижении и работала 6 с до удара о землю. Однозначной оценки результатов нет. Сообщалось, что для летных испытаний монтируются два канала двигателя INTINSE, один из которых снабжается газообразным водородом, второй для сравнения остается свободным. Сообщалось также, что ЛА стабилизируется вращением и летит по баллистической траектории.

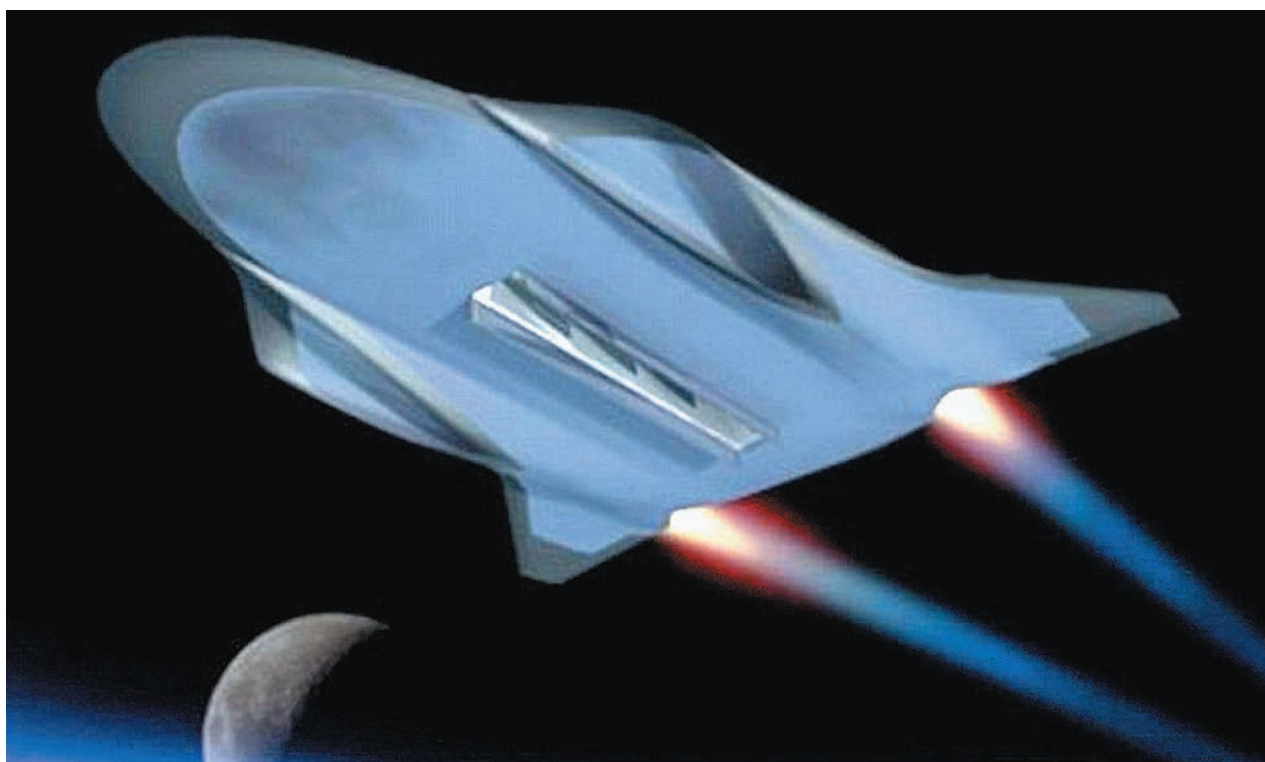
По поддерживаемой Великобританией программе Shyfe были запланированы испытания в полете ГПВРД с выходом на скорость, соответствующую  $M = 6$  на высоте 32 км. Цель эксперимента — демонстрация достижения теплового равновесия при охлаждении топливом и устойчивого полета ракеты с осесимметричным корпусом и кольцевым воздухозаборником. Серьезная проблема заключалась в том, что снижение числа  $Re$  до  $5 \times 10^4$  сопровождалось

отрывом пограничного слоя на воздухозаборнике, ввиду чего при расчетном числе  $M$  скачок уплотнения не попадает на обечайку. Установка турбулизаторов позволяет оттянуть это неблагоприятное явление до меньших чисел  $Re$ , но не избавляет от него.

### Программа Falcon — HyCAUSE

Программа Falcon представляет собой план создания боевого авиационно-космического комплекса (в рамках NAI) гарантирующего уничтожение любых наземных (надводных) целей, в том числе высокомобильных и критичных по времени, в любой точке планеты при запуске из мест безопасного базирования на территории США. Целью программы является разработка многофазового беспилотного ГЛА HCV как основы ударной системы глобальной дальности, ожидаемой к 2025—2035 гг. Поднявшись с территории США, этот многофазовый ГЛА должен достичь цели на расстоянии 15 000—17 000 км примерно за 2 ч. При маршевом числе  $M$  около 10 для этого требуется аэродинамическое качество 6—7.

Необходимость в новой системе вооружений военное руководство США объясняет разбросанностью своих баз по миру и связанными с этим большими финансовыми и политическими издержками. Разрабатывается ряд вариантов ударно-разведывательных аппаратов HCV с двигателями на углеводородном топли-



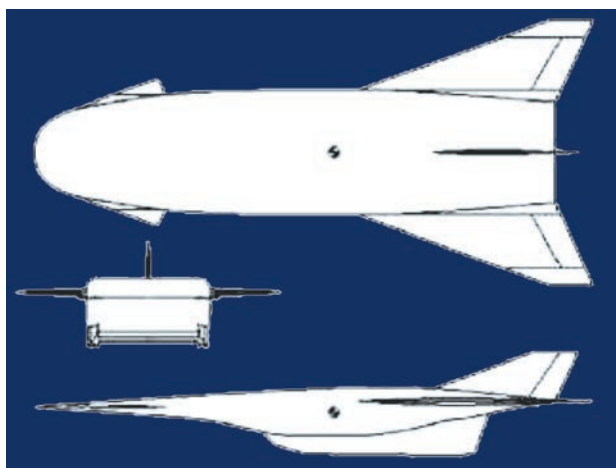
Аппарат по концепции HCV

ве со следующими характеристиками: стартовая масса 227 000 кг, полезный груз 5400 кг, дальность 18 000 км, время подготовки к повторному вылету 12 ч. Взлет и посадка производятся на обычную ВПП.

Головной фирмой по программе является «Локхид Мартин». В процессе работы над проектом руководство фирмы пришло к выводу о недостаточной эффективности компоновки аппарата Х-43. На ГЛА следующего поколения двигатели должны быть разнесены по ширине корпуса волнолетного типа. Тогда с нижней стороны ГЛА можно запускать оружие, а с верхней — спутники. При этом возможны более рациональное размещение полезной нагрузки, шасси и других подсистем, и, кроме того, оптимизация аэродинамических характеристик независимо от тяговых.

Планер волнолетного типа обеспечивает высокое аэродинамическое качество. Наиболее вероятным вариантом двигателя для аппарата НСВ является ТВСС с конвергентным воздухозаборником, через который воздух поступает либо в контур ТРД фирмы «Либерти Уокс», либо в двухрежимный ГПВРД фирмы PWR. Силовая установка, объединяющая два осесимметричных двухрежимных турбопрямочных двигателя ТВСС с воздухозаборниками конвергентного типа, отличается высокими значениями отношения тяги к весу и удельного импульса.

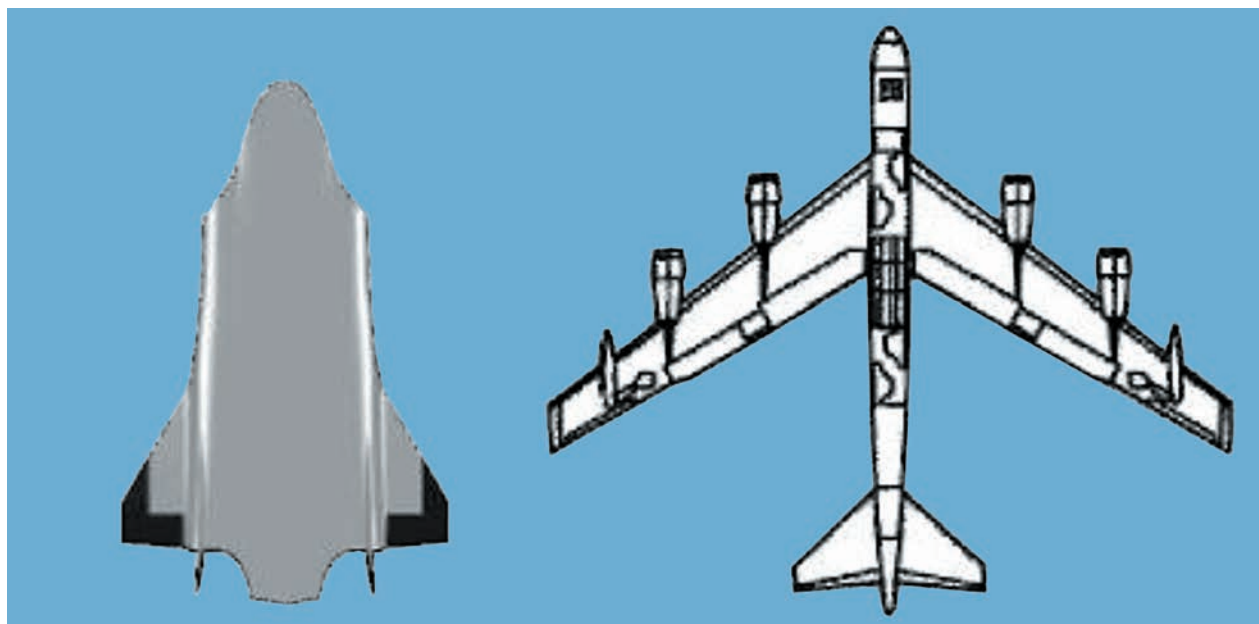
Используются наработки по всем основным программам: HiSTED, RATTLRS, НуCAUSE. Для проведения летных испытаний перспективных СУ (до  $M = 7$ ) фирма разрабо-



Проект демонстратора многократного применения RCCPD

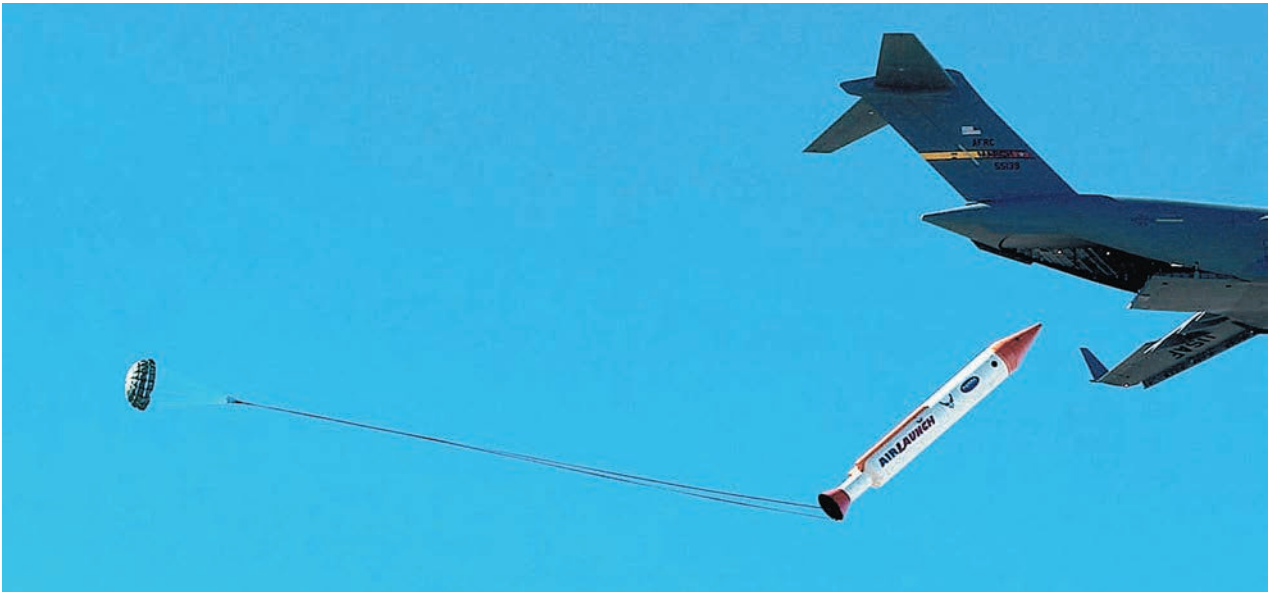
тала проект демонстратора многократного применения RCCPD с воздушным стартом при  $M = 0.7$ , последующим разгоном до скорости, соответствующей примерно  $M = 7$ , и приземлением на ВПП. ТРД располагается над ГПВРД. Представляются важными некоторые обобщения опыта этой разработки. Показано, что для достижения  $M = 6$  располагаемая тяга важнее, чем масса конструкции или удельный импульс. Характеристики моментов сильно зависят от вектора тяги, что можно использовать для управления.

Ударный ГЛА НСВ проектируется как носитель многоразовых малогабаритных универсальных ЛА САУ. Эти ЛА служат средством доставки к цели боевых грузов в виде авиабомб, ракет воздух — воздух, автономных авиацион-



Сравнение габаритов аппарата НСВ и бомбардировщика В-52





Сброс макета ракеты с самолета С-17 по программе «Квик Рич»

ных боеприпасов типа «Локаас». Рассматривается и другой аспект применения аппарата НСV — для оперативной доставки грузов в космос (ORS).

Наряду с долгосрочной программой НСV ведется разработка небольшой многоразовой ракеты-носителя SLV, способной нести один ЛА САV при условии, что время полета от момента пуска до цели не более 1 ч, либо доставить на геосинхронную орбиту высотой 450 км с наклоном  $79^\circ$  полезный груз массой 100—1000 кг. Стоимость пуска не должна превышать 5 млн долл. (на сегодняшний день использование ускорителей «Пегас» или «Минотавр» обходится в 18—20 млн долл.). Эта сумма включает стоимость ускорителя и обслуживания запуска, но не включает стоимость груза или встраивания его в носитель.

Прогресс в технике и новые концепции боевых операций позволяют вместо тяжелых спутников запускать небольшие с меньшими затратами и организовать сборку тяжелых военно-космических аппаратов из отдельных модулей непосредственно на орбите. По требованию конгресса США, несогласного с военными перспективами для программы Falcon, проекты САV отделены от нее и рассматриваются в рамках программы PGS. В то время как другие программы сосредоточены на создании СУ, в программе Falcon на первый план выдвигаются проблемы аэродинамики, материалов и устойчивости полета и пути их решения с помощью ряда экспериментальных ЛА НТВ без силовых установок. Поскольку развитие гиперзвуковых технологий сдерживается высокой стоимостью летных испытаний, обусловленной главным

образом стоимостью носителей, то для создания аппарата НТВ необходимы те же относительно недорогие ускорители. Конкурентные варианты ракеты-носителя SLV отличаются значительным разнообразием:

фирма «Эйр Ланч» разрабатывает проект SLV воздушного старта «Квик Рич» массой 32 700 кг с использованием самолета С-17 или российского Ан-124. Воздушный старт упрощает операции на фиксированную дальность, так как можно варьировать место пуска, не надо координировать полеты с другими ЛА, не влияют погодные условия, упрощается сам ускоритель;

фирма «Локхид Мартин» разрабатывает ускоритель с гибридным ракетным двигателем на топливе, содержащем пластичные элементы, и кислороде;

фирма «Майкрокосм» проектирует два разных суборбитальных ЛА с ракетным двигателем на жидком топливе (керосин и жидкий кислород);

фирма «Спейс-Х» предлагает в качестве ракеты-носителя SLV двухступенчатую ракету «Фалкон 1» на жидком топливе с возвращаемой первой ступенью (длина 20,7 м, диаметр 1,65 м и масса 25 000 кг). На базе ЛА «Фалкон 5» разработан носитель «Фалкон 9», обеспечивающий доставку на низкую орбиту полезного груза массой 9300 кг.

Предусматривалась разработка нескольких демонстрационных ГЛА: НТВ-1, НТВ-2, НТВ-3 для проведения летных испытаний, необходимых ввиду принципиальной невозможности адекватного моделирования аэротермодинамических процессов, возникающих в ус-



Аппарат HTV-1



Аппарат HTV-2



Аппарат HTV-3

ловиях гиперзвукового полета в верхних слоях атмосферы. Однако в этот план внесены коррективы. В процессе разработки ГЛА HTV-1 обнаружилось неустранимое расслоение углерод-углеродной обшивки на передних кромках. Ввиду этого фирма отказалась от изготовления и испытания аппарата HTV-1 и сосредоточилась на варианте HTV-2.

*ГЛА HTV-2.* В данный момент намечился новый, чрезвычайно важный поворот в реализации программы HTV-2. Как известно, по требованию конгресса США программа Falcon была перенацелена исключительно на исследование проблем гиперзвуковой аэродинамики, динамики, перспективных материалов и т. п. В частности, создание планирующих боевых блоков САВ большой дальности (одним из

прототипов которых предполагался аппарат HTV) было передано в программу МО США PGS. Однако руководство лаборатории AFRL, ответственное за гиперзвуковые технологии, приняло решение: после двух летних испытаний аппарата HTV-2 без БЧ при наличии финансов провести независимо от DARPA испытание этого аппарата, оснащенного БЧ осколочного или проникающего типа, чтобы оценить эффективность его боевого применения. Более того, ГЛА HTV-2 рассматривается как оптимальное предложение и для программы PGS, поскольку этот ГЛА обеспечит поражение критичных по времени целей, включая МБР на этапе разгона, на глобальном удалении от точки старта с территории США в течение 1—2 ч после приказа на применение. Этот вариант оценивается как более эффективный по сравнению с выдвинутым ранее проектом CSM: боевой блок примерно конической формы с аэродинамическими органами управления в виде отклоняемых щитков запускается ускорителем с РДТТ.

Не имея средств для параллельной разработки ракеты CSM и аппарата HTV, ВВС США приняло решение в пользу концепции HTV-2 с несущим корпусом, как более перспективной. Демонстратор аппарата HTV-2 массой 900 кг и длиной 4,5 м насыщен измерительной аппаратурой: 129 термопар, 4 датчика давления, 6 калориметров и пр. ГЛА HTV-2 рассматривается как прототип возвращаемого аппарата HTV-3, уменьшенный в 2,5 раза. Ускоритель типа «Минотавр IV Лайт» может вывести аппарат HTV-2 на высоту 245—305 км, после чего он отделяется от ускорителя и снижается со скоростью, соответствующей  $M = 20$ . Постепенно число  $M$  уменьшается примерно до 12, и на высоте около 45 км начинается планирование, расчетная дальность которого составляет около 16 500 км (для аппарата HTV-1 расчетная дальность планирования не превышала 1580 км). Этот ГЛА не имеет двигателя, но оснащен весьма совершенной навигационной системой. Большая скорость в момент удара вызывает мощный кинетический эффект. По характеру траектории аппарат HTV-2 резко отличается от МБР с ядерной БЧ.

В качестве оружия глобальной дальности в программе PGS ГЛА HTV-2 имеет большие преимущества по сравнению с гиперзвуковой ракетой (ГПВРД на углеводородном топливе), прототипом которой является аппарат X-51A. Дальность первых гиперзвуковых ракет ожидается в пределах 1500—2000 км, что требует передового базирования, тогда как аппарат HTV-2 может стартовать с территории США.





Отделение аппарата НТВ-2 от ракеты-носителя (рисунок)

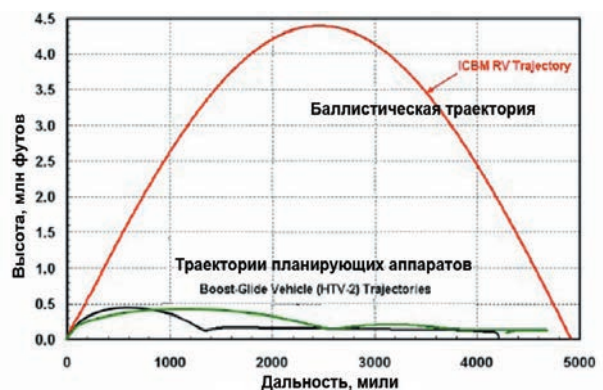
К тому же кинетическая энергия гиперзвуковой ракеты в момент удара определяется не столько гравитацией, сколько работой ГПВРД, не позволяющего превысить в полете скорость, соответствующую  $M = 6-7$ .

По результатам испытательных полетов аппарата НТВ-2 без силовой установки станет ясно, может ли подобный ГЛА с двигателем на углеводородном топливе преодолеть расстояние, равное половине длины экватора. Согласно проекту, НТВ-2 представляет собой аппарат, уникальный по маневренности и длительности полетов в пределах атмосферы — не менее 3000 с. Благодаря относительно высокому аэродинамическому качеству при дальности по маршруту около 16 500 км боковой маневр достигает 5000 км. Полет ГЛА абсолютно автономен начиная с момента отделения от ускорителя.

Системы ГЛА успешно прошли этап критической оценки в августе 2007 г., а ЛА в целом — в сентябре того же года. В процессе разработки выполнены обширные расчетные исследования и испытания моделей в АДТ ряда университетов и НИЦ NASA, в результате чего получена практически полная информация по всем летным режимам при  $M = 6-16$ .

В подавляющем большинстве результаты расчетов аэродинамических коэффициентов расходятся с соответствующими экспериментальными данными не более чем на 5%.

Разработкой теплозащитных материалов по программе Falcon занимается группа МПРТ. Для аппарата НТВ-2 отобраны: углерод-углеродный материал для передних кромок, выдерживающий температуру 1850 °С; отражающий композит, выдерживающий 2000 °С; теплоустойчивая многослойная изоляция; теплозащита больших поверхностей; жаростойкие гермети-



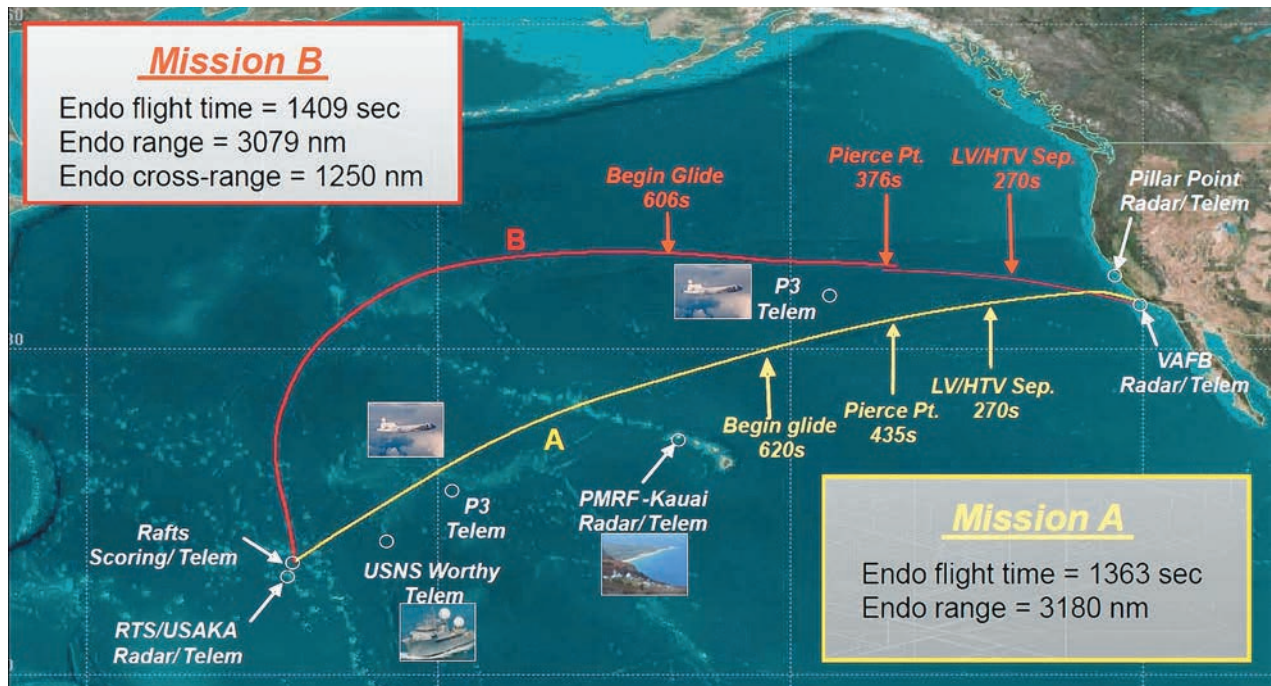
Расчетная траектория полета аппарата НТВ-2



Аппарат НТВ-2 в полете (рисунок)

ки. Элементы наиболее напряженных частей конструкции носового модуля и передних кромок были испытаны в специальной термоустановке НИЦ им. Эймса; результаты совпали с расчетными.

На первом этапе летных испытаний были запланированы два запуска с авиабазы Ванденберг в сторону морского полигона КМР. Для обоих случаев точки сброса ускорителя на 270-й секунде и конца автономного полета



Маршрут аппарата НТВ-2 в летных испытаниях



ГЛА выбраны одинаковыми, но маршруты различны. Устойчивость ГЛА в полете обеспечивается активной системой управления, предупреждающей любые аномалии или нерасчетные режимы. Для контроля за полетом задействуются восемь станций наблюдения с передачей телеметрической информации со скоростью 7.5 Мбит/с.

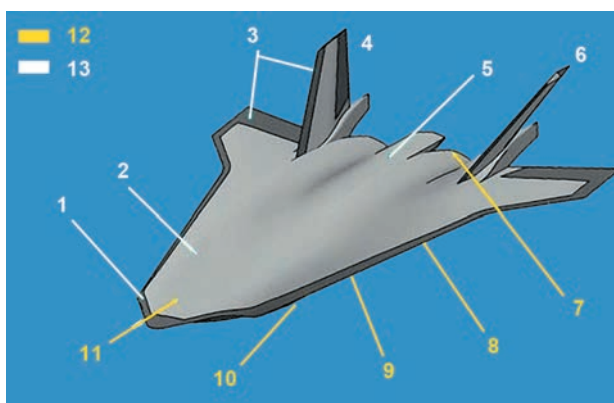
Первое испытание имело целью главным образом определение аэротермодинамических характеристик, во втором испытании проверяются маневренные характеристики и качество теплозащиты. На обоих ГЛА используется система INS-GPS, предстоит проверка воздействия плазмы на спутниковую связь.

Первый полет состоялся 22 апреля 2010 г. после ряда задержек, связанных с погодными условиями. Связь с аппаратом НТВ-2 прервалась через 9 мин после старта. По утверждению DARPA, ГЛА штатно отделился от третьей ступени разгонщика, вошел в атмосферу и начался автономный управляемый полет со скоростью, соответствующей  $M$  около 20. Во втором полете, 11 сентября 2011 г., связь с ГЛА была утрачена на 26-й мин после старта.

17 ноября 2011 г. с полигона «Пасифик Миссайд Рэндж» на Гавайях состоялся третий полет ГЛА НТВ-2. Аппарат был запущен ракетой-носителем «Минотавр IV», затем разогнан ракетным ускорителем АНВ. Примерно через полчаса аппарат, преодолев 7600 км, упал в океан в районе атолла Кваджалейн на полигоне им. Рейгана. Эти испытания были признаны успешными. В официальном заявлении МО по итогам испытаний сообщалось: «Цель испытаний — сбор данных по проверке работоспособности гиперзвуковых технологий в условиях продолжительного полета в атмосфере. Упор делался на аэродинамические качества аппарата, его системы наведения, управления и контроля, а также теплозащитное покрытие. Полученная информация будет использована для усовершенствования гиперзвукового летательного аппарата».

Другая концепция планирующего боевого блока глобальной дальности (проект ArcLight) вызвала интерес ВМС США. Для запуска боевого блока значительно меньших размеров, нежели аппарат НТВ-2, с БЧ массой 45–90 кг предлагается использовать модификацию ЗУР SM-3 и стандартную ПУ Mk 41.

ГЛА НТВ-3Х «Блэксвифт». Следующим гиперзвуковым демонстратором уровня летящей лаборатории должен быть многоходовый ГЛА НТВ-3Х, в уменьшенном масштабе воспроизводящий аппарат НТВ-3, который, в свою очередь, рассматривался как прототип



Ключевые проблемы программы НТВ-3Х:

- 1 — передние кромки из жаропрочных металлов; 2 — основная конструкция из средне- и высокожаропрочных металлов; 3 — органы управления из жаропрочных металлов; 4 — регулирование расхода топлива и центровки ГЛА; 5 — накопитель энергии для использования после выключения ТРД; 6 — одно топливо для всего двигателя ТВСС; 7 — общее сопло типа SERN; 8 — полетная масса ГПВРД, ТРД и сопла с регенеративным охлаждением; 9 — СУ комбинированного цикла; 10 — интеграция волнолета с конвергентным воздухозаборником; 11 — малое сопротивление при околосвуковой скорости и высокое аэродинамическое качество при гиперзвуковой скорости; 12 — испытывается впервые; 13 — испытано ранее

разведывательно-ударной системы глобальной дальности HCV. Закончена концептуальная проработка проекта, отвечающего растущей тактической и стратегической роли возвращаемых гиперзвуковых ЛА.

DARPA считает обязательным выполнение следующих требований: глубоко интегрированная компоновка, обеспечивающая высокие летные качества; оснащение двигателем комбинированного цикла на углеводородном топливе, способным эффективно работать во всем диапазоне скоростей (от нулевой до гиперзвуковой); демонстрация крейсерского полета на высоте около 24 км со скоростью, соответствующей  $M > 6$  по меньшей мере в течение 60 с; взлет и посадка с работающим двигателем на обычную ВПП длиной около 3 км; демонстрация маневра с отклонением элеронов; испытание легких теплозащитных материалов многократного пользования; демонстрация систем управления тепловыми потоками при гиперзвуковых скоростях, включая систему активного охлаждения воздухозаборника, камеры сгорания и сопла.

Ключевые проблемы для ГЛА HCV дополняются требованием обеспечить применение бортового оружия при гиперзвуковой скорости полета.



Аппарат НТВ-3Х (рисунок)

Поскольку нет единственного двигателя, способного эффективно работать на перечисленных выше режимах, для аппарата НТВ-3Х (а в перспективе для боевого аппарата НСВ) проектируется двигатель ТВСС, сочетающий работу ТРД на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях, ПВРД в начале гиперзвукового полета и ГПВРД для выхода на скорость, соответствующую  $M = 6$ . Последняя конфигурация ГЛА по облику существенно приближена к самолету. При этом возникла необходимость увеличить удлинение ГЛА, чтобы улучшить аэродинамические характеристики при трансзвуковых скоростях.

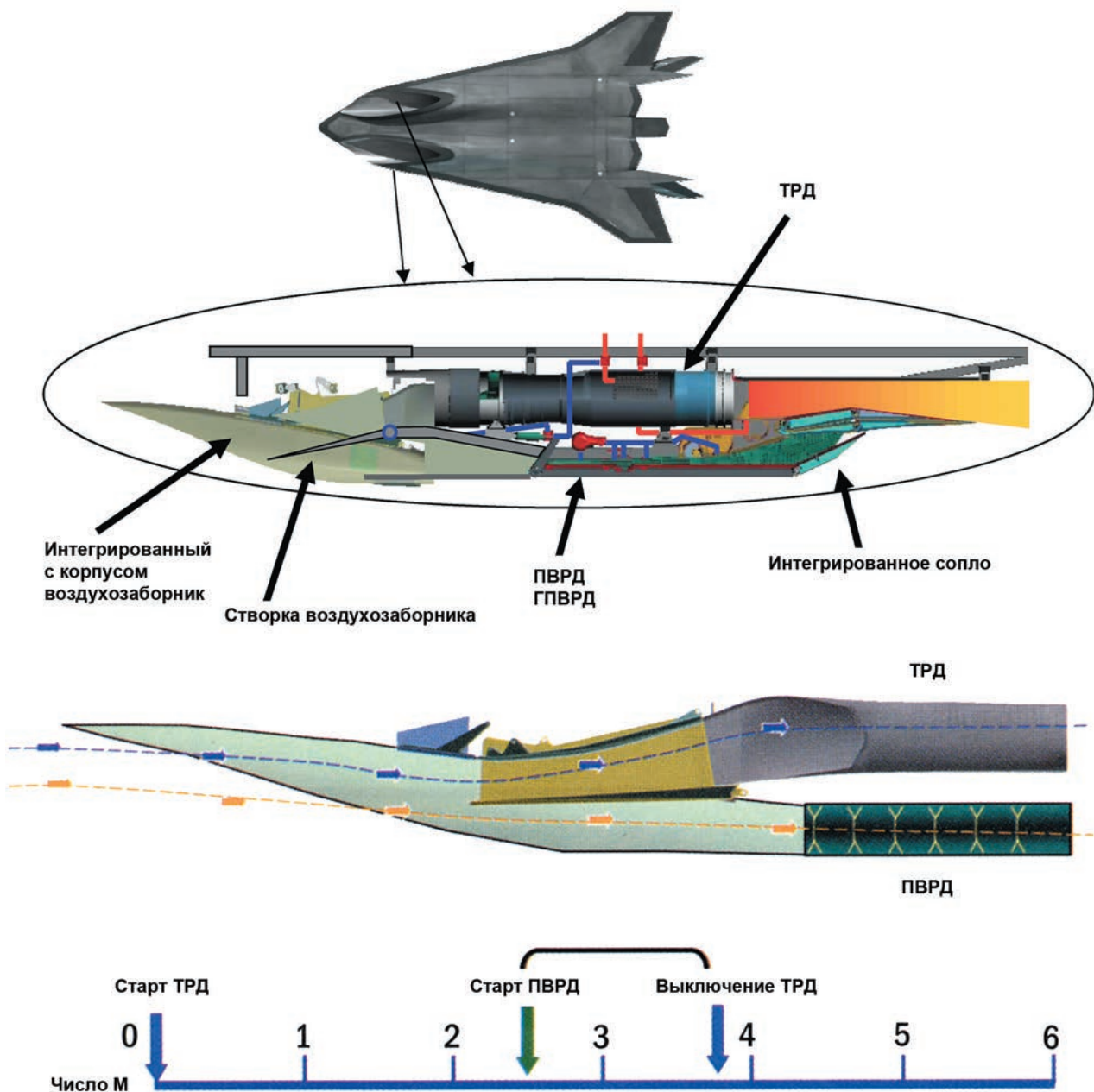
Главной задачей летных испытаний аппарата НТВ-3Х является исследование в реальных условиях работы СУ и в особенности конвергентного воздухозаборника при переходе от малых скоростей к большим. Аэродинамическое качество ГЛА при гиперзвуковой скорости должно достичь 4—5 при продолжительности полета не менее 45 мин. Для проекта НТВ-3Х проводятся фундаментальные исследования по созданию топлива с повышенной теплотворной способностью, которое не замерзает при температурах ниже  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

К настоящему времени испытания моделей НТВ-3Х в АДТ подтвердили достоверность расчетных данных, в том числе по устойчивости и управляемости ГЛА. В конструкции предпола-

гается использовать по преимуществу металлы, а сверхпрочные и неметаллические материалы применять там, где невозможно активное охлаждение либо необходимо снизить массу. Согласно результатам расчетно-экспериментальных исследований, тепловое равновесие и продолжительный крейсерский полет могут быть реализованы.

На детальное проектирование и изготовление опытного образца МО США предполагало затратить около 800 млн долл. в течение 4—5 лет. При этом подобные ГЛА в боевом варианте должны быть произведены только как единичные экземпляры, чтобы использовать их для уничтожения объектов исключительного стратегического значения. Однако в настоящее время финансирование проекта прекращено конгрессом по тем соображениям, что перечисленные выше проблемы ГЛА представляются слишком сложными, чтобы надеяться на их решение в ближайшие 3—5 лет, а стоимость производства и эксплуатации непомерно высока. Тем не менее заинтересованность ВВС США в создании высокоточного гиперзвукового оружия, совмещающего ударные и разведывательные функции и в перспективе модифицируемого для экономичной доставки грузов в космос, остается в силе, а потому военные и промышленные круги вполне обоснованно ожидают возобновления НИОКР по демонстратору.





Двигатель ТВСС

Масштабно продолжается разработка двигателя ТВСС на углеводородном топливе. Два рабочих канала (низкоскоростной для ТРД и высокоскоростной для ПВРД — ГПВРД) имеют общие воздухозаборник и сопло. Поворотом специальной створки поток из воздухозаборника направляется в один из каналов, тогда как второй перекрывается. ТРД должен разогнать ГЛА до скорости, соответствующей  $M = 3.8$ , после чего включается ПВРД и работает до скорости, соответствующей  $M = 5$ ; для разгона до скорости, соответствующей  $M = 6$ , силовая установка переходит на режим ГПВРД, а ТРД блокируется.

Элементы изменяемой геометрии предусматриваются в основном для низкоскоростного канала, тогда как геометрия высокоскоростного канала должна быть по максимуму фиксированной. Регулирование тяги с помощью воздухозаборника и сопла изменяемой геометрии должно обеспечить выход на крейсерский режим с максимальной экономией топлива и быть не менее эффективным на режимах перехода от ТРД к ПВРД и обратно. Необходима особенно глубокая интеграция двигателя и планера во избежание чрезмерного увеличения массы, заметную часть которой составляют приводы воздухозаборника, сопла и т. п.



Подготовка к запуску экспериментального ГЛА по программе HyCAUSE

Турбореактивная часть разрабатывается в рамках программы HiSTED в двух вариантах: на основе двигателя ХТЕ88 фирмы «Уильямс Интернейшнл» и ХТЕ18 фирмы «Либерти Уокс» (этот двигатель предназначался для ракеты RATTLS). Оба варианта прошли испытания на стендах и в АДТ. По программе FaCET проводятся расчетные и экспериментальные исследования характеристик и оптимизация основных параметров двигателя ТВСС, а также комбинации ТРД с двухрежимным ПВРД PWR-9221FJ фирмы PWR.

Осесимметричная камера сгорания плавно сопрягается с конвергентным воздухозаборником и оснащается системой активного охлаждения (как на аппарате X-51A). Испытания воздухозаборника в АДТ, модели камеры сгорания в уменьшенном масштабе и сопла регулируемой геометрии подтвердили расчетные данные по характеристикам при  $M$  до 4, в том числе на режимах перехода от ТРД к ПВРД.

Испытания проведены на стенде ARTU НИЦ им. Арнольда при фиксированных числах  $M = 3; 4; 6$ . Чтобы инициировать горение в камере сгорания ПВРД, используется не этилен, как в аппарате X-51A, а силан. DARPA рассчитывало изготовить прототип двигателя ТВСС и провести наземные испытания не позже 2012 г. Фирма PWR начала разработку более совершенной системы охлаждения топливом камеры сгорания.

Успешные летные испытания СУ по программе HyCAUSE (июнь 2007 г., полигон Вумера) и стендовые испытания теплозащиты, подтвердившие ее высокие качества, положительно сказались на реализации программы Falcon. Состоялись два запуска ракеты «Талос МК II»/«Кастор»/ХМ-33 с прототипом ГПВРД на водородном топливе. Экспериментальный ГЛА был выведен на высоту около 530 км и на снижении (почти по вертикали) достиг скорости, соответствующей  $M = 10$ ; СУ запустилась и проработала примерно 3 с. Наиболее надежные данные, притом согласующиеся с результатами наземных испытаний, получены в течение 2 с. После этого отказал датчик положения ракеты относительно горизонта и началось неустойчивое колебательное движение, во время которого двигатель то запускался, то отключался.

По мнению разработчиков, доказано, что процесс в камере сгорания восстанавливается после отключения. Результаты испытаний будут способствовать решению таких проблем, как усовершенствование камеры сгорания, сопряжение двухрежимного ГПВРД с обычным соплом, управление пограничным слоем на криволинейной поверхности воздухозаборника, выбор тракта и сопла, обеспечивающих более эффективные процессы смешения, снижение числа  $M$ , при котором запускается ПВРД, до 2–3. Стендовые испытания показали возможность реализации нужных режимов и характеристик при  $M = 2 - 3$ .



## Программа ВКС Х-37В

Программа создания аппарата Х-37В была начата в 1999 г. подразделением NASA, Космическим центром им. Маршалла совместно с фирмой «Боинг» (подразделение перспективных разработок «Фантом Уоркс»). В 2002 г. был подписан контракт на создание экспериментального аппарата Х-37 для отработки автоматической посадки. Первый орбитальный аппарат планировалось вывести в космос в середине 2006 г., но он так и не был построен. В 2004 г. руководство программой перешло к DARPA, которое затем передало программу Командованию сил быстрого реагирования.

Стоимость разработки ВКС составила 173 млн долл. Первый сброс аппарата с самолета состоялся 7 апреля 2006 г. К апрелю 2010 г. были построены один летный экземпляр и несколько аппаратов для наземных испытаний.

Старт космического аппарата Х-37В состоялся 22 апреля 2010 г. в 19 ч 52 мин по местному времени со стартовой площадки SLC-41 космодрома на мысе Канаверал. Для запуска использовалась ракета-носитель «Атлас-5».

В ходе полета планировалось испытать навигационные системы, систему управления, систему теплозащиты и систему автономной работы аппарата. По официальному заявлению ВВС США, ВКС Х-37В рассчитан на максимальное нахождение в космосе в течение 270 дней.

3 декабря 2010 г. беспилотный орбитальный испытательный аппарат Боинг Х-37В (ОТВ-1) вернулся на Землю после 224 дней и 9 ч полета. Посадка в автоматическом режиме была осуществлена в 01 ч 16 мин по местному времени на ВПП авиабазы ВВС США Ванденберг.

ВКС Х-37В стал первым в истории США беспилотным космическим аппаратом, возвратившимся из космоса в автоматическом режиме. «Мы поздравляем Командование сил быстрого реагирования и 30-е космическое авиакрыло базы ВВС Ванденберг с успешным завершением полета», — сказал вице-президент фирмы «Боинг» и директор программы Х-37В Пол Раснок.

Представители фирмы «Боинг» с самого начала не сообщали подробности полета ВКС Х-37В, тем не менее стало известно, что в ходе пребывания на орбите аппарат получил семь повреждений обшивки в результате столкновения с космическим мусором. Во время посадки лопнуло колесо шасси, а отлетевшие куски резины нанесли незначительные повреждения нижней части фюзеляжа ЛА. Несмотря на то

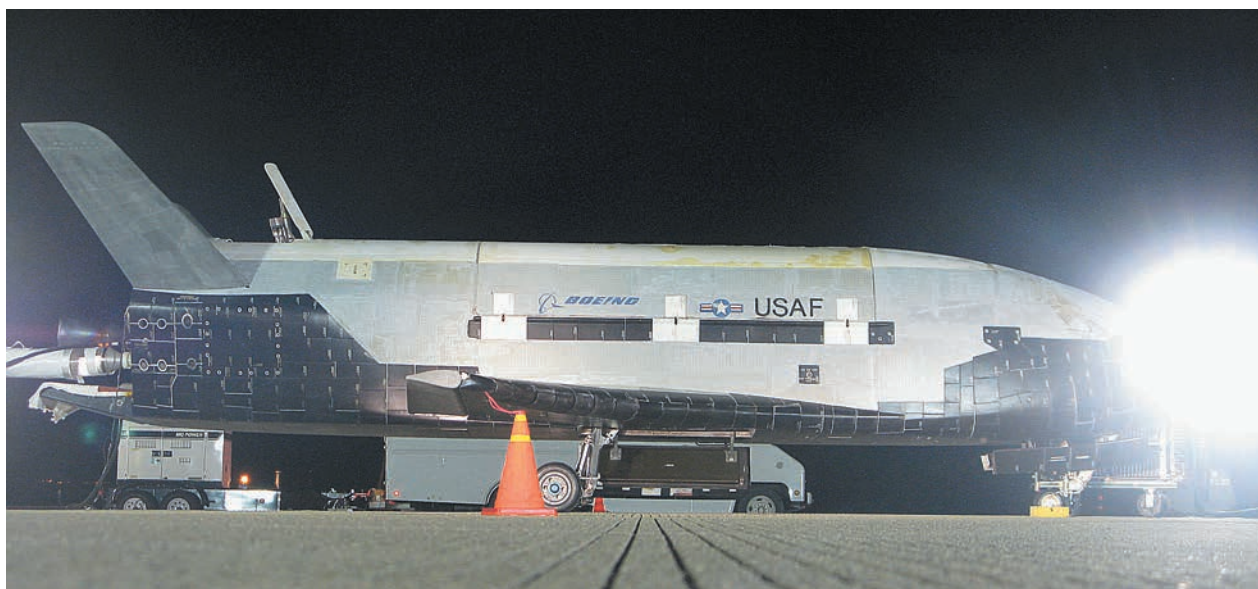


Размещение ВКС Х-37А (ОТВ-1) в обтекателе ракеты «Атлас-5»

что шина лопнула при касании посадочной полосы, аппарат не отклонился от курса, продолжая торможение, и держался ровно середины ВПП.

Запуск ВКС Х-37В-2 (ОТВ-2) был запланирован на весну 2011 г. Испытания аппарата предполагалось проводить на более высокой орбите при усложненных условиях схода с нее и захода на посадку. Программу испытаний ЛА ОТВ-2 рассчитывали расширить по сравнению с программой испытаний аппарата ОТВ-1. Второй экземпляр ВКС Х-37 был запущен с мыса Канаверал 6 марта 2011 г.

Цели, для которых ВВС США собирались использовать ВКС, не разглашаются. Согласно официальной версии, основной его функцией станет доставка на орбиту грузов, возможно также, что аппарат Х-37В будет применяться в разведывательных целях. На 26-м Национальном космическом симпозиуме представитель ВВС США Энджи Блэр сообщила, что аппарат Х-37В предназначен для проведения широкого спектра экспериментов. Одной из задач его первого полета, по утверждению Э. Блэр,



ВКС Х-37А (ОТВ-1) после посадки 3 декабря 2010 г.

являлась проверка технологий, позволяющих производить многоразовые космические аппараты длительного срока эксплуатации. При этом представители МО США заявляют, что секретность программы не выходит за рамки обычных в таких случаях норм и вызвана экспериментальным характером испытаний. Они подчеркивают также, что испытания аппарата, по крайней мере на данном этапе, носят «исключительно экспериментальный характер».

По официальным данным, в США не разрабатывается никаких ЛА, способных заменить систему «Спейс Шаттл» по грузоподъемности и прочим параметрам. Принимая во внимание небольшие геометрические размеры (длина 8,9 м, размах крыла 4,5 м), стартовую массу 4990 кг и малый объем грузоотсека, можно сделать однозначный вывод о том, что ВКС Х-37 не является прямой заменой системы «Спейс Шаттл». Он или космический ЛА многократного использования, спроектированный на его основе, предназначен главным образом для военного применения в интересах Командования сил быстрого реагирования. ВВС США относят технологии ВКС Х-37В к следующему поколению по сравнению с технологиями, примененными в системе «Спейс Шаттл», хотя планер Х-37В, разработанный в конце 1990-х годов, имеет такие же формы и обводы.

Программа создания аппарата Х-37В предусматривает разработку до уровня эксплуатационной готовности технологий ситуационного распознавания, разведки, наблюдения и рекогносцировки с орбиты. Сюда также входят технологии обнаружения, технического обслу-

живания, вывода на орбиту и снятия с орбиты, а в случае необходимости — уничтожения либо вывода из строя искусственных спутников Земли.

Благодаря наличию экономичных маневровых и орбитальных маршевых двигателей и большому запасу топлива и окислителя на борту, ВКС способен оперативно менять свою орбиту, реагируя на быстро меняющуюся обстановку как на Земле, так и в околоземном пространстве. Данная способность была неоднократно продемонстрирована в ходе первого полета аппарата Х-37В.

Приоритетными задачами программы ВКС Х-37В являются: разработка простых и дешевых процедур межполетной подготовки, достижение высоких орбитальных характеристик, возможности оперативного осуществления проверок и инспекций конструкции ЛА в целом и его бортовых систем после продолжительного пребывания в космосе. Подготовка ВКС к повторному запуску должна занимать всего 10—15 дней. Предполагается дистанционное управление аппаратом на орбите и посадка в автоматическом режиме. В нештатной ситуации (потеря связи с ВКС, сход с посадочной траектории) будет предусмотрена принудительная самоликвидация аппарата.

Согласно неофициальному заявлению представителя Командования сил быстрого реагирования, конечной целью программы должна стать возможность быстрого вывода на орбиту мобильной группировки беспилотных ВКС, способных решать как разведывательные, так и боевые задачи практически над любой точкой земной поверхности.



## ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК И ГЛА

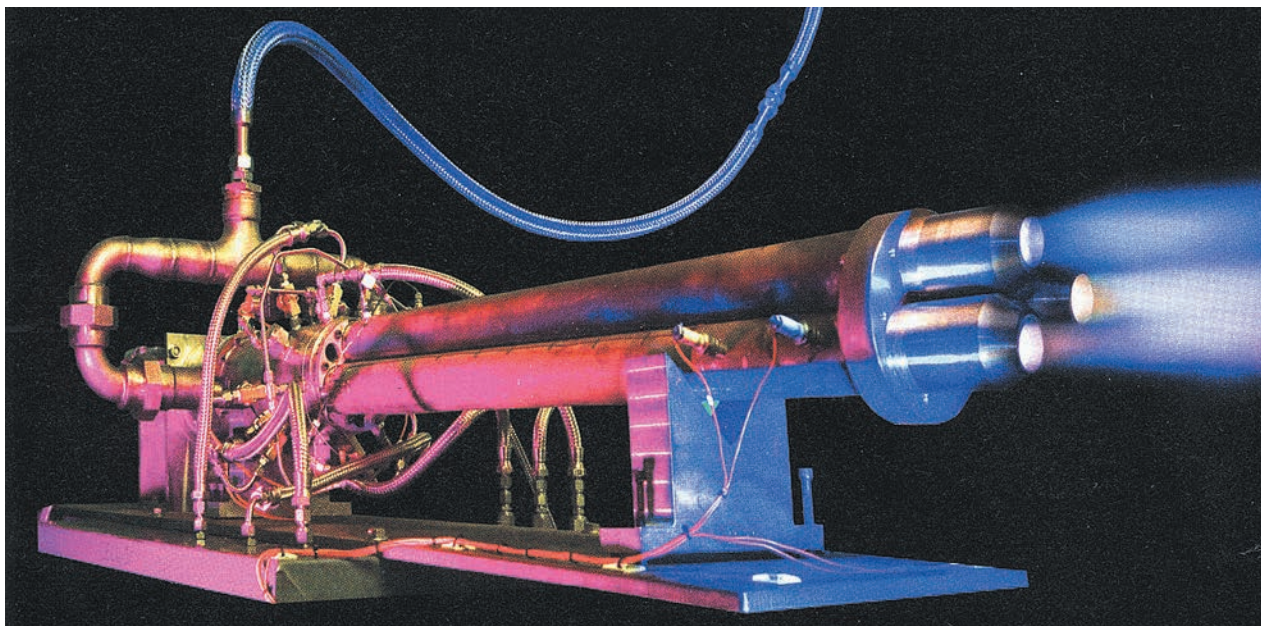
В рамках программы Mode Transition (DARPA) продолжаются разработки двигателей для многоразовых ГЛА, рассчитанных на широкий диапазон чисел  $M$ . Руководство ВВС США поддерживает эти НИОКР в связи с планами создания дальнего бомбардировщика 5-го поколения. Выбор был сделан в пользу дозвукового малозаметного самолета-бесхвостки с утопленными двигателями ввиду возможности применения проверенных технических решений. Однако в настоящее время в аэродинамических установках лаборатории AFRL проводятся испытания моделей сверхзвукового самолета аналогичной схемы, предлагаемого фирмами «Локхид Мартин» и «Нортроп Грумман». Технологический прорыв заключается в активном управлении внешним обтеканием, компенсируя отсутствие традиционного для самолета нормальной схемы хвостового оперения, а также потоками воздуха внутри сложного контура воздухозаборника и сопла. Если учесть, что, по предварительным оценкам, ГЛА HCV по размерам и массе приближается к самолету B-52, то не исключена возможность использования одних и тех же технологий по разным назначениям.

Поскольку возможности ТРД по увеличению рабочих чисел  $M$  представляются исчерпанными, DARPA поддерживает радикальный проект двигателя «Вулкан» фирмы «Дженерал Электрик», способного обеспечить тягу ЛА при  $M = 0-4$ , т. е. вплоть до перехода на режим ГПВРД. В двигателе «Вулкан» ТРД объединен

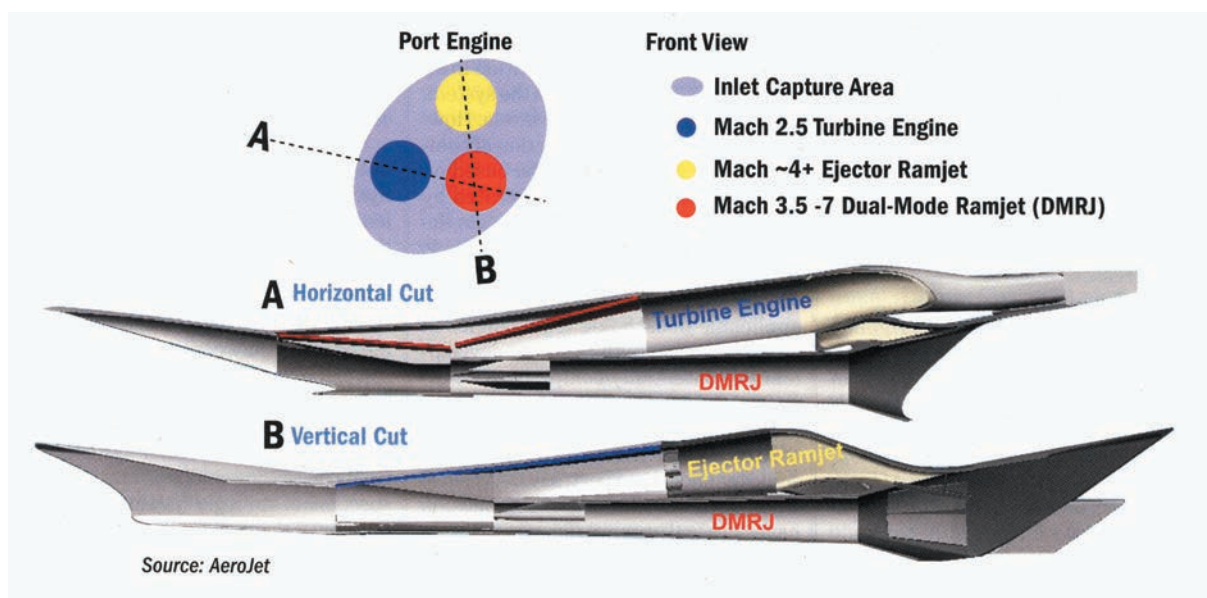
с камерой сгорания SVC, где горение происходит в постоянном объеме, а не при постоянном давлении. Нестационарный изохорический процесс сопровождается не падением, а повышением давления в камере сгорания, в результате чего в идеальном цикле полнота сгорания выше на 9–10%, а удельный расход топлива ниже на 30–35%, нежели в обычных ТРД и ПВРД.

Основой конструкции является пульсирующий детонационный двигатель (PDE) с поочередным детонационным горением в пакете труб. Наряду с этим рассматривается вариант двигателя CDE с непрерывной вращающейся детонацией, в котором цилиндрическая камера сгорания закрыта с одного конца и открыта с другого. Смесь топлива и окислителя подается через малые отверстия, расположенные по окружности камеры сгорания вблизи закрытого конца, так что детонационная волна распространяется по часовой или против часовой стрелки, а выхлопная струя истекает из расширяющегося сопла со сверхзвуковой скоростью.

ТРД и камера сгорания SVC могут иметь отдельные каналы, но общие воздухозаборник и сопло. Возможно также ее размещение внутри канала ТРД. ТРД функционирует при  $M$  от 0 до 2–2.5; камера сгорания SVC может работать при  $M = 0.5-4$ , способствуя повышению суммарной тяги при трансзвуковой скорости, где сопротивление максимально. Чтобы снизить расходы на НИОКР, предполагается использовать серийные ТРД: F110-129, F-414,



Разработка двигателя PDE в рамках проекта «Вулкан»



Концепция перспективной гиперзвуковой СУ фирмы «Аэроджет» для ЛА многократного использования

F100-229 или F-119. Двигатель «Вулкан» предназначен для ГЛА с потребной стартовой тягой около 36 000 кгс. По расчетам, доля камеры сгорания CVC в общей тяге возрастает от 4500 кгс при  $M = 1.5$  до 23 000 кгс при  $M = 4$ . Набор высоты от 6 до 11 км ( $M = 1.5-2$ ) происходит при работе обоих каналов, создающих тягу 8500—15 000 кгс, а при  $M = 3$  ТРД отключается и блокируется.

Решение о контракте на разработку камеры сгорания CVC будет приниматься на конкурсной основе, причем помимо фирмы «Дженерал Электрик» варианты камеры сгорания CVC, интегрированной с серийным ТРД, готовы представить фирмы АТК, «Пратт-Уитни», «Либерти Уокс» и «Аэроджет». Работу по снижению рисков и исследовательской поддержке промышленности берет на себя лаборатория AFRL. В настоящее время реализуется первый этап программы — выбор концепции. За этим должны последовать три этапа продолжительностью по 1.5 года каждый, завершающиеся в 2014 г. наземными испытаниями полномасштабного двигателя.

Фирма «Аэроджет» по контракту с ВВС США закончила наземные испытания перспективного ГПВРД с горением топлива по преимуществу вблизи оси камеры сгорания, на удалении от стенок, что обеспечивает снижение тепловых нагрузок на конструкцию и уменьшение расхода топлива на охлаждение СУ.

В НИЦ им. Гленна (NASA) вернулись к идее 50-летней давности — использование магнетогидродинамических эффектов для повышения рабочего числа  $M$  двигателя с 3 до 7, отбирая энергию от ионизированного потока

воздуха на входе воздухозаборника и возвращая ее в камеру сгорания. Обеспечивается замедление потока перед турбиной и одновременно повышение тяги. Предполагается добиться высокой степени ионизации потока с помощью современной техники высоковольтного разряда.

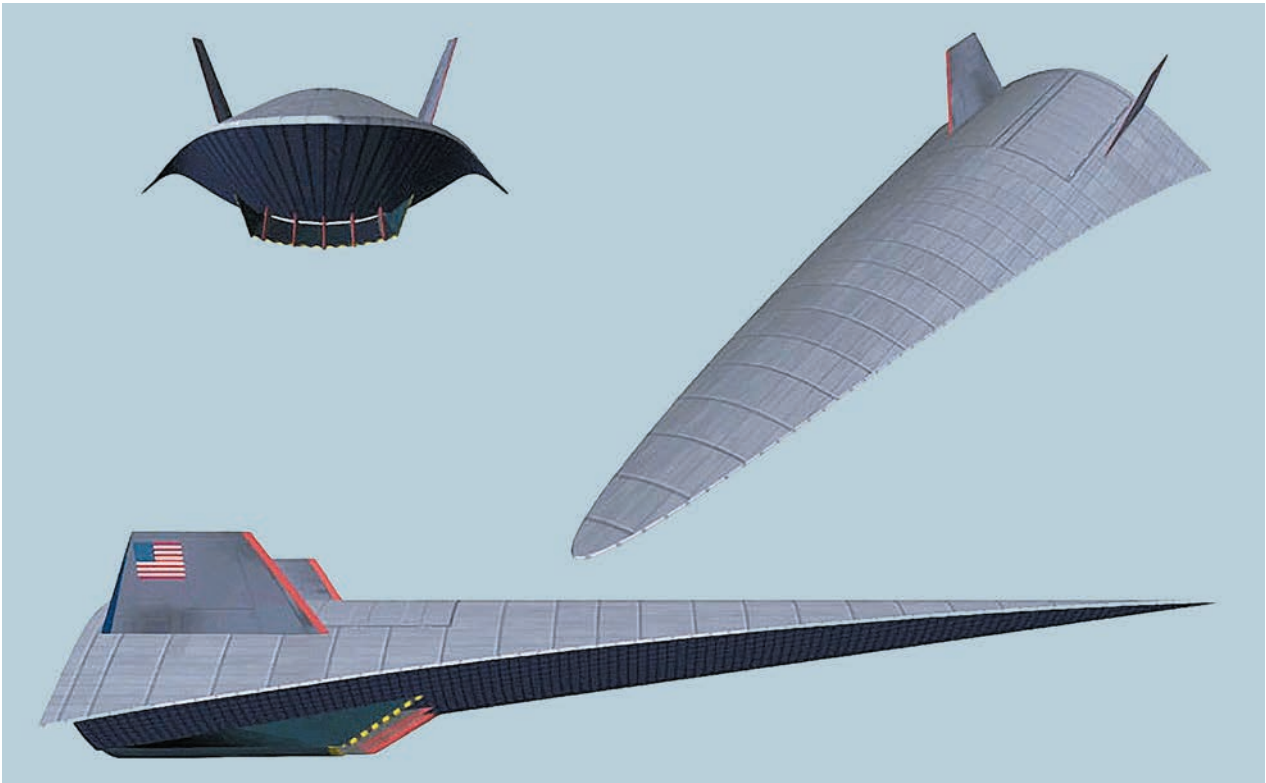
Рассматривая поисковые работы, нельзя не отметить проект ГЛА HyperSoar с ГПВРД на жидководородном топливе, разработанный Ливерморской национальной лабораторией при поддержке DARPA.

#### Характеристика ГЛА HyperSoar

Длина корпуса .....	65 м
Максимальная ширина .....	24 м
Масса планера .....	42.7 т
Масса СУ .....	9.78 т
Стартовая масса .....	225 т
Боевая нагрузка .....	5 т
Максимальная дальность .....	14 000 км
Максимальное число $M$ на выходе из атмосферы .....	$M = 10$

На силовую установку и топливо по расчету отводится около 166 т. Полет аппарата HyperSoar должен происходить по синусоидальной траектории при циклической работе СУ: после взлета и разгона до максимального числа  $M$  на высоте 40—45 км начинается баллистический участок до высоты 60—70 км с последующим снижением до 35—40 км; здесь включается СУ (не более чем на 20 с) для следующего разгона и выхода из атмосферы. По оценкам экспертов, двух разгонных циклов достаточно, чтобы преодолеть расстояние



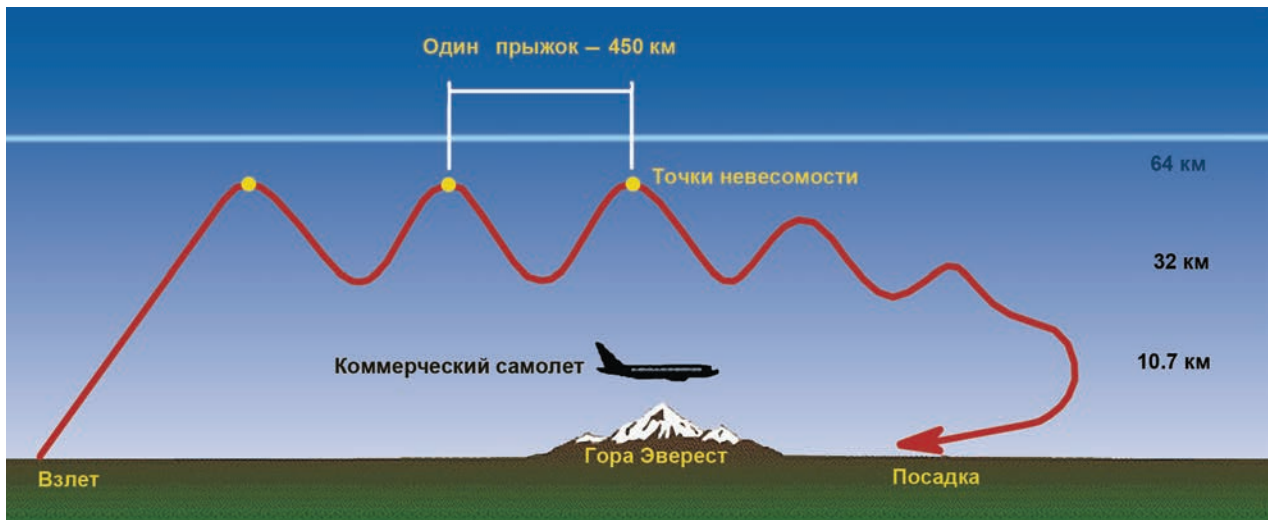


Проект ГЛА HyperSoar с ГПВРД на жидководородном топливе

1000 км. При этом угол наклона траектории изменяется не более чем на  $\pm 8^\circ$ , а нормальные перегрузки не превысят 1.5. Часть траектории вне атмосферы составляет свыше 60%.

Силовая установка должна устойчиво работать при изменении скорости и высоты полета в широком диапазоне, допускать многократное включение и выключение в процессе полета, обеспечить использование стандартных ВВП длиной до 3 км для взлета и посадки без дополнительных стартовых ускорителей.

В качестве СУ предлагается двигатель РВСС с комбинированным режимом работы, включающим воздушно-реактивный и ракетный циклы. По расчетам, ГЛА HyperSoar может нести вдвое большую боевую нагрузку, чем дозвуковой самолет с аналогичной взлетной массой. Аппарат может применяться в качестве бомбардировщика, разведывательного ЛА быстрого реагирования, военно-транспортного самолета или первой ступени ракеты-носителя.



Траектория полета ГЛА HyperSoar

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

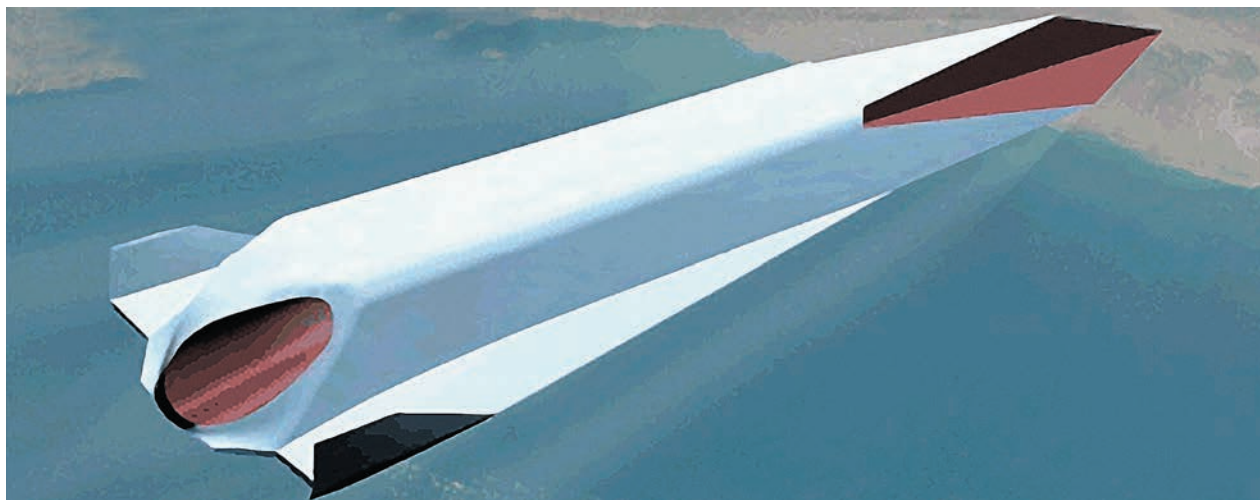
В докладах по итогам летных испытаний аппарата X-51A руководством лаборатории AFRL к основным направлениям дальнейших исследований по ГЛА отнесены следующие: снижение числа М запуска ГПВРД до М примерно 3,5; повышение верхней границы полетных чисел М до 8—12; увеличение времени полета до 45 мин; усовершенствование систем подачи и смешения топлива и всей кинетики процессов в камере сгорания; разработка более эндотермичного топлива, при использовании которого не происходит прилипания частиц к стенкам трубопроводов; разработка тяжелых аппаратов больших размеров, в том числе многоразового применения; совершенствование конструкции многоразовых ГЛА для применения в космосе в соответствии с требованиями по удлинению срока службы и повторяемости полетов (до 50 на первом этапе и до 250 позднее).

С этими перспективами связаны разработка и исследование двигателей комбинированного цикла (ТВСС и RBCC). Если воздухозаборник аппарата X-51A обеспечивал расход воздуха около 4,5 кг, то в системах будущего требуется превысить его в 10—100 раз. Поэтому выдвигается проблема создания наземных гиперзвуковых экспериментальных установок, существенно превосходящих действующие, и увеличения объема летных испытаний. В русле этих фундаментальных направлений AFRL приняла к рассмотрению концепцию многоразового экспериментального ГЛА «Грифон» как летающей лаборатории. В то же время подобные планы увязываются с выходом на геостационарные орбиты. Конкурирующие проекты должны быть разработаны фирмами «Аст-

рокс», «Гоухайперсоник» и «Спейс Уорк Энджиниринг» с некоторым участием фирмы АТК.

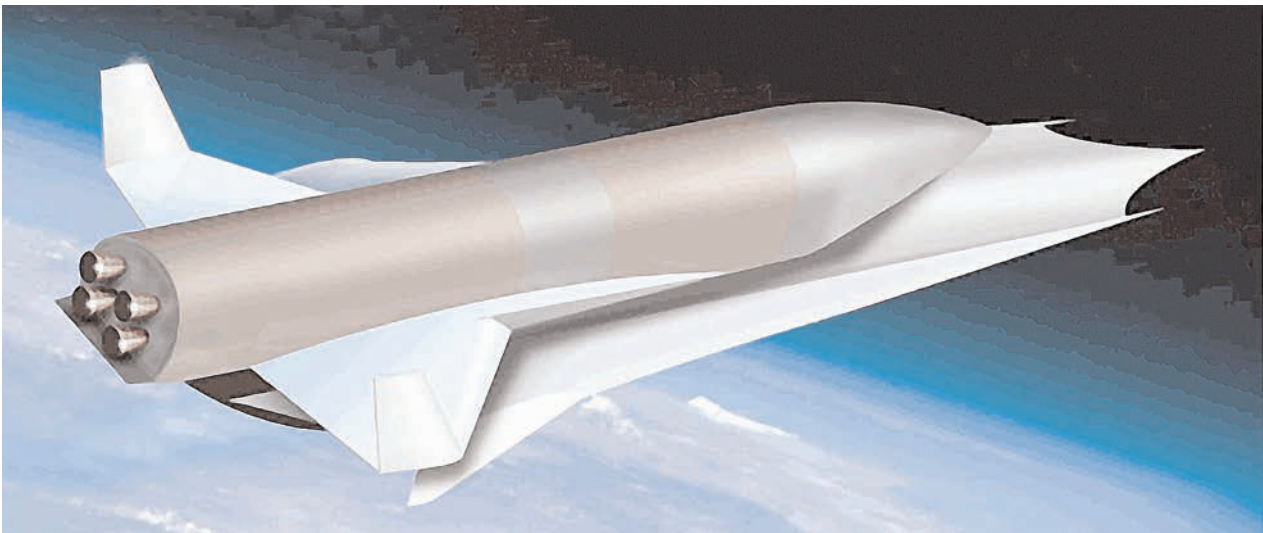
Фирма «Астрокс», принимавшая участие в проектах X-43A и НТВ-3Х, предложила свой вариант ГЛА. Воздухозаборник плоской схемы, использованный в ГЛА X-51A, относительно прост по конструкции и в производстве, но имеет большую поверхность, требующую охлаждения при гиперзвуковой скорости полета. Проект ГЛА фирмы «Астрокс» включает осесимметричный воздухозаборник конвергентного типа. Аппарат оснащается СУ комбинированного цикла и рассчитан на доставку примерно 9000 кг груза на низкую околоземную орбиту. Возвращаемый ускоритель должен вывести систему на высоту 25 км и скорость, соответствующую  $M = 3,5-4$ , после чего заработает двухрежимный ГПВРД, и на высоте около 30 км при  $M$  около 10 включится двигатель RBCC. Кроме того, предусматривается вертикальный старт по тем соображениям, что при вертикальном старте уменьшаются нагрузка на шасси и потребная площадь крыла, т. е. снижается масса ГЛА. Следует отметить, что в вопросе о выборе старта для ускорителей многоразового применения с комбинированными двигателями ВВС США и NASA занимают противоположные позиции: ВВС — за вертикальный старт, NASA — за горизонтальный.

Дальнейшее развитие гиперзвуковых технологий в США напрямую зависит от исхода летных испытаний аппарата X-51A. Ведущие корпорации ВПК США («Аэроджет», АТК, «Боинг», «Локхид Мартин», «МакКинней», «Нортроп Грумман», PWR, «Рейтеон», «Либерти Уокс»), а также Мэрилендский университет



Одноступенчатый ударный аппарат корпорации «Астрокс» (рисунок)



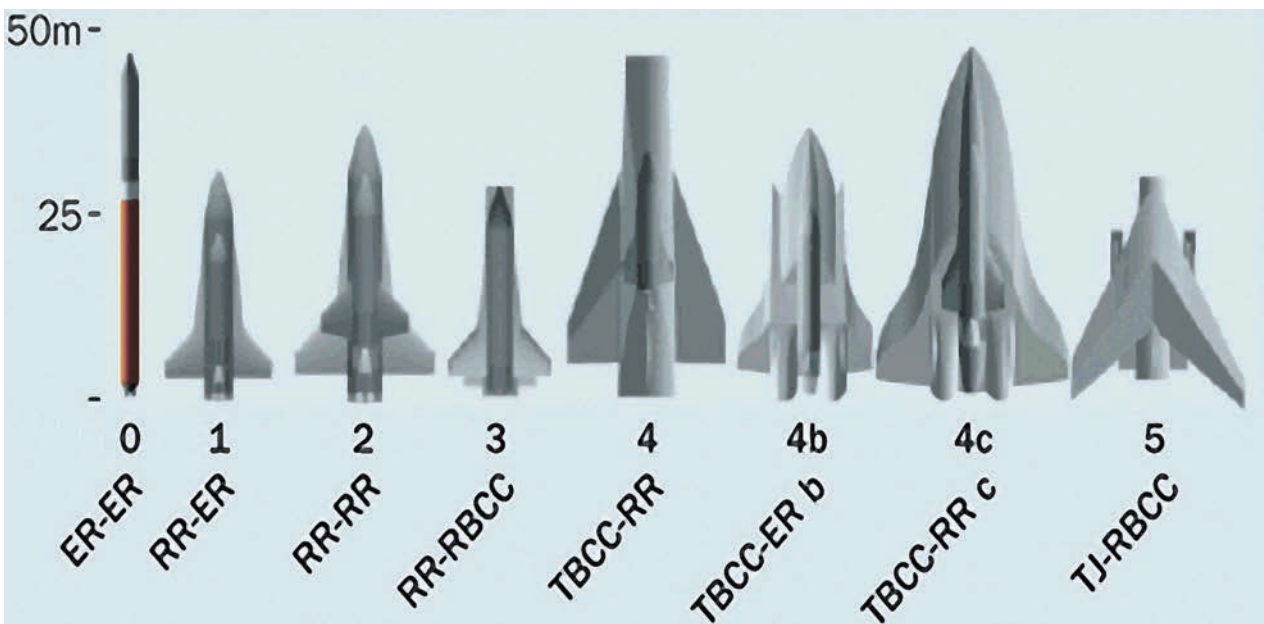


Двухступенчатый ВКС корпорации «Астрокс» (рисунок)

объединились на общей платформе в группу промышленной реализации гиперзвуковых проектов НТ, исполнительным директором которой избран Л. МакКинней. Это мощное и авторитетное объединение считает создание ГПВРД ключевым моментом в развитии ВПК и ставит своей целью добиться от правительства и конгресса широкомасштабной финансовой и иной поддержки отрасли. Группа предлагает немедленно перейти к созданию боевой гиперзвуковой ракеты и дать широкий простор реализации концепций, логически вытекающих из программ X-51A, HyFly, RATTLS и HTV-2 (Falcon) после их завершения. Гиперзвуковое оружие должно иметь приоритет как гарантия абсолютной неуязвимости и безус-

ловного военного превосходства США в мировом масштабе, и производство должно быть обеспечено заказами.

Группа планирует форсировать развитие гиперзвуковых технологий в военных целях по трем направлениям: краткосрочная программа создания ударных систем для критичных по времени действий; среднесрочная программа создания уникальных разведывательно-информационных систем; долгосрочная программа создания носителей для доставки грузов на околоземную орбиту. Первым шагом должен быть аналог аппарата X-51 многоразового использования или, по крайней мере, возвращаемый на Землю после полета для тщательного изучения.



Различные варианты носителей для вывода грузов в космос

## ПРОГРАММА СОЗДАНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ОРУЖИЯ PGS

Проекты X-51, HyFly, Falcon носят долгосрочный характер, требуют проведения обширных расчетно-конструкторских и экспериментальных исследований, включая летные испытания прототипов, связаны с огромными материальными затратами. Даже после окончательного выбора прототипа гиперзвуковой ракеты на базе аппарата X-51 предстоит затяжной период производства и испытаний. Первые гиперзвуковые боевые ракеты с маршевым числом М примерно 6 и дальностью около 1000 км могут поступить на вооружение в 2016—2018 годах.

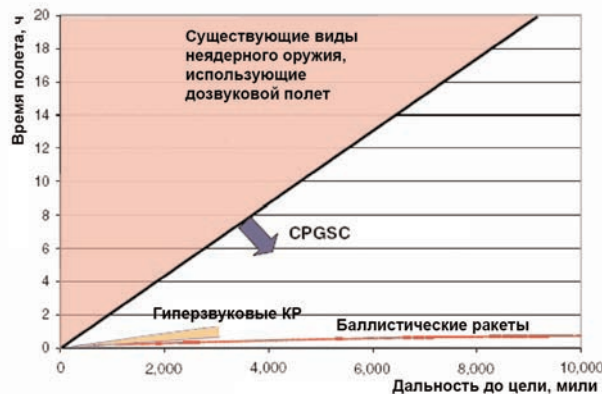
Учитывая это и будучи чрезвычайно озабоченным растущей военной мощью КНР, нестабильностью на Ближнем Востоке, террористической активностью в мире, военно-политическое руководство США наряду с реализацией долгосрочных перспективных программ приняло к рассмотрению рассчитанную на 14 лет программу создания «промежуточной» ударно-разведывательной системы, включающей новое неядерное высокоточное оружие, предназначенное для уничтожения сильнозащищенных целей на глобальной дальности в течение 1—2 ч после команды на запуск. Это — программа быстрого глобального удара неядерным оружием CPGSC, она же PGS, принятая МО США в качестве приоритетной в январе 2006 г. Программу предлагается реализовать с максимальным использованием уже имеющейся техники и хорошо освоенных технологий, чтобы минимизировать расходы и сократить сроки разработок. В настоящее время стратегическое командование, конгресс, руководители ВПК рассматривают конкурирующие между собой решения, предлагаемые ВМС, ВВС и армией США, отражающие попытки найти новое применение существующим МБР.

По предложению министерства обороны, академией наук США, а именно исследовательским советом NRC был организован специальный экспертный комитет по программе CPGSC. Комитет за 15 месяцев работы уточнил концепцию PGS, выполнил многоаспектный анализ программы применительно к различным сценариям военных действий. Проведено сравнение вариантов высокоточного скоростного оружия, предложенных для программы PGS; определены временные рамки для разработки каждого из этих ударных средств: первый этап — ближайшие 1—2 года, среднесрочная перспектива — ближайшие 3—5 лет и долгосрочная перспектива — до 2020—2024 гг. На основе изучения более 100 до-

кументов, полученных от различных организаций и ведомств и от отдельных авторитетных специалистов, комитет пришел к заключению, что реализация программы PGS абсолютно необходима в интересах безопасности США и их союзников и должна быть начата без промедления.

По определению, принятому экспертным комитетом, в названии программы CPGSC conventional означает применение неядерного оружия; prompt — способность обеспечить оперативную готовность оружия и нанесение удара в течение 1 ч после приказа президента США (предполагается, что это его исключительная прерогатива); global — не глобальную дальность в буквальном смысле, так как оптимальная дальность зависит от типа цели, а попадание в любую цель на земле с точностью до метров. К этому добавляется требование гибкости боевого применения: по площадям и по точечным целям, по мобильным и сильнозащищенным и заглобленным и т. д.

В настоящее время США не располагают оружием, удовлетворяющим этим критериям. Вряд ли возможно объединение перечисленных качеств в одном единственном виде оружия. Целесообразно рассмотреть ряд систем. Системы PGS характеризуются как оружие ограниченной огневой мощи для применения по специфическим целям в кратковременных военных конфликтах и отнюдь не отождествляются с ударным гиперзвуковым оружием нового поколения. Поэтому для расчетно-аналитических исследований были выбраны такие сценарии (тесты), как погрузка и транспортировка оружия массового уничтожения, поражение информационно-командных центров противника перед началом масштабной войны, уничтожение ядерных БР и ликвидация лидеров террористов.



ЛТХ ракет различных классов



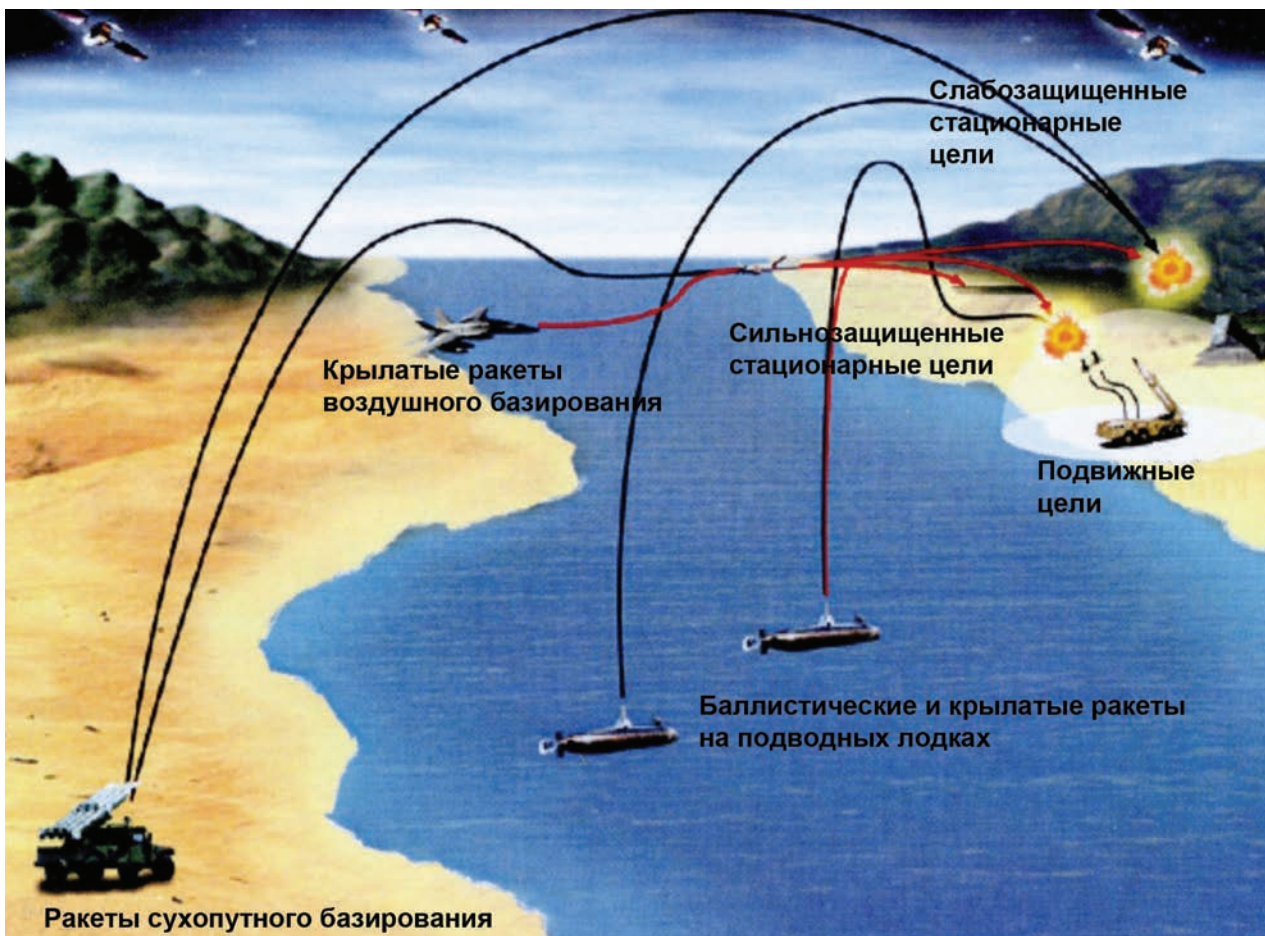


Варианты планирующих боевых блоков

Военно-политическое руководство США считает, что в определенной ситуации национальные интересы США могут потребовать нанесения быстрого точного удара по удаленной цели неядерными средствами. На сегодняшний день такая возможность обеспечивается вооруженными силами передового базирования, включающими самолеты тактической авиации, дальние бомбардировщики, крылатые ракеты и БЛА.

Нельзя надеяться, что при любой угрозе необходимое оружие будет в нужное время в нужном месте. Требуется время на перебазиро-

вание ЛА ближе к цели, на детальное планирование операции, возможно, с учетом дозаправки в воздухе. Хотя дозвуковая КР может доставить боевой груз на то же или даже большее расстояние, чем МБР средней дальности, и остаться неуязвимой при следовании рельефу местности, однако время полета составит не менее 8 ч. Очевидно, оперативная готовность и поражение цели на расстоянии свыше 1000 км в течение 1 ч после команды достижимы только для МБР; для гиперзвуковой ракеты с ГПВРД это было бы возможно при дальности не свыше 1000 км. Прочим ракетам и самоле-



Концепция PGS

### Альтернативные варианты оружия PGS

Вариант	Инициатива	Носитель	Дальность (в зависи- мости от массы груза), км	Масса боевого груза, кг	Сроки начальной готовности, годы	Стоимость за 20 лет по сравне- нию со стоимостью программы СТМ
Существующие системы СТМ	ВВС, КМП, ВМС ВМС	КР, самолеты МБР «Трайидент-D5» (трехступенчатая)	2800—11 000 >7000	450—900 >450	Находятся в строю 2011	— 1
СТМ-2	Экспертный комитет	МБР «Трайидент-D5» (двухступенчатая)	>7000	>900	2013	3
SLGSM	ВМС	Двухступенчатая РН	5500	900	2014—2015	5—10
CSM-1	ВВС, Экспертный комитет	МБР «Мино- тавр III»	>11 000	900	2018—2020	10—20
CSM-2	ВВС, Экспертный комитет	МБР «Мино- тавр III»	>11 000*	900	2018—2024	10—25
Гиперзвуковая ракета	ВМС, ВВС**	Одноступенча- тый ракетный ускоритель	3600—5600	450—900	2020—2024	10—20

\* Возможно увеличение дальности планирования боевого блока.

\*\* Наземное базирование или базирование на бомбардировщиках В-52.

там требуется, по крайней мере, несколько часов, не считая необходимости предварительно подавить ПРО — ПВО противника.

Ожидается, что при наличии достаточно совершенной системы сбора и обработки информации, планирования операций и принятия решений БР с неядерной БЧ будут особенно эффективны в двух случаях: при нанесении единичных (не более четырех) ударов по критичным по времени целям («скопление террористов») и при нанесении ударов в глубине территории противника в самом начале крупной военной операции, чтобы предупредить нападение и нейтрализовать его военный потенциал. Однозначное заключение комитета сводится к тому, что создание неядерного оружия по концепции PGS обеспечит США большой политический и стратегический выигрыш и исключит дилемму: ответить на нападение ядерной атакой или не реагировать вообще.

При сравнительном анализе различных видов оружия и оценке их эффективности в системе PGS первостепенное значение придается следующим факторам: время от момента принятия решения до завершения операции; время, затрачиваемое на перебазирование системы, подготовку и планирование опера-

ции после получения приказа; классы целей; поражающая способность оружия — вероятность нанесения запланированного ущерба при условии успешной доставки оружия до цели; способность поразить мобильную цель; огневая мощь — количество оружия, применяемого в данной ударной операции; обеспечение безопасности при использовании оружия; географическая дальность — расстояние до целей, которые могут быть поражены без перебазирования носителя; вероятность побочного отрицательного эффекта; необходимость или отсутствие необходимости в союзнических действиях, в передовом базировании, в праве на пролет над чужой территорией и т. д.; сроки начальной готовности оружия; риск разработки — вероятность серьезных провалов или просчетов при разработке, что зависит от технической готовности компонентов, испытаний системы в целом, состояния промышленной базы и компетентной организации работы; модернизационный потенциал оружия.

В качестве наиболее перспективных вариантов оружия по программе PGS экспертный комитет рассмотрел шесть проектов:

СТМ-1 — вариант модернизации сводится к замене ядерных БЧ на трехступенчатых МБР



«Трайидент D5» неядерными. Модификации должны подвергнуться 2 МБР из каждых 24-х, базирующихся на АПЛ. Модернизированная головная часть ракеты будет заключать в себе четыре боевых модуля (проникающий и кассетный варианты), каждый из которых оснащен системой наведения и управления. При надлежащем финансировании переоснащение ракеты может быть осуществлено в течение 1–2 лет;

СТМ-2 — вариант модификации ракеты «Трайидент», предложенный экспертным комитетом в качестве среднесрочной перспективы. Предлагается заменить третью ступень ракеты дополнительной неядерной боевой нагрузкой различных типов: с кинетическими поражающими элементами КЕР, с разведывательными БЛА и др. Расчетная дальность составляет 7000 км;

SLGSM — новая двухступенчатая МБР с моноблочной БЧ, запускаемая с ПЛ; это концептуальное предложение ВМС США в расчете на среднесрочную и дальнюю перспективу. Учитывается, что при подводном базировании можно поразить любую цель ракетами меньшей дальности с менее мощными РДТТ;

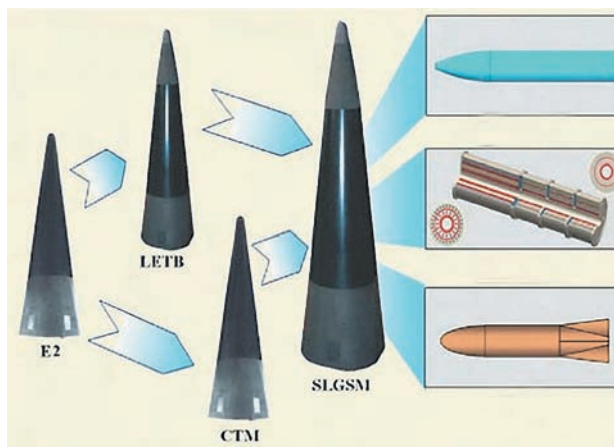
CSM-1 — МБР с высокоманевренным планирующим боевым блоком (ПББ), запускаемым с территории США. Концепция выдвинута ВВС США и дополнена предложениями экспертного комитета. Другой вариант ПББ — перспективное гиперзвуковое оружие АНВ с заявленной дальностью 8000 км разрабатывается армией США;

CSM-2 — развитие концепции CSM-1: увеличение времени планирования ПББ с 800 до 3000 с, адаптация к наземному базированию на территории США, морскому (ПЛ) и воздушному;

гиперзвуковая ракета универсального базирования (маршевое число  $M = 6$ , дальность свыше 1000 км) с варьируемой модульной БЧ. Проект относится к дальней перспективе.

Очевидно, СТМ — единственный вариант в программе PGS, который может быть реализован в ближайшее время благодаря низкой стоимости проектирования и производства, малому техническому риску, наличию инфраструктуры и подготовленного персонала.

До начала разработки систем СРГС, открывающих новые военные возможности, законодателями должна быть детально проработана ясная доктрина по их применению. Проблема использования носителей ядерного оружия для доставки неядерных средств связана с требованием существенного повышения точности управления и наведения. При подго-



Варианты модернизации ПББ

товке оперативных документов необходимо учесть все возможные аварийные ситуации, включая ошибки при запуске, случайное срабатывание и др.

Основные возражения против переоснащения существующих ядерных МБР сводятся к следующим: противник может принять неядерную БР за ядерную и отреагировать соответственно, развязав ядерный конфликт; какая-нибудь третья сторона может воспринять пролет БР с неядерной БЧ над ее территорией за ядерную атаку. Сюда же примыкает проблема падения осколков ускорителя. В определенной степени эти сомнения разрешаются выбором позиции АПЛ для запуска модифицированной МБР и предварительной проработкой ряда маршрутов с огибанием чужих территорий. Экспертный комитет признает опасность того, что в кризисной ситуации весьма ограниченное по масштабам применение БР с неядерной БЧ может быть ошибочно принято за ядерный удар. Необходим тщательный подход к развертыванию средств PGS с учетом прогресса в средствах обнаружения и слежения, достигнутого за последние 10–15 лет. Проблема никогда не может быть решена полностью, потому что помимо МБР существуют и другие средства доставки, притом одни и те же как для ядерных, так и неядерных боеприпасов. Проблема может быть смягчена при взаимной информированности и объединении усилий заинтересованных сторон.

Договор между РФ и США 1991 г. ограничивает ядерный потенциал каждого государства 6000 боеголовок, из них 4900 находятся на БР. Действуют средства контроля, позволяющие определять количество ядерных зарядов на каждой ракете шахтного базирования, что гораздо сложнее, чем зафиксировать отсутствие ядерной БЧ на ракете. Видеоинформация о запуске БР с неядерной БГ может переда-

ваться с любой АПЛ любым участникам двусторонних соглашений, хотя США, конечно, не намерены сообщать координаты своих АПЛ. Считается, что совместные технические мероприятия могут быть осуществлены без особых затрат и риска. Международные соглашения с участием США не накладывают ограничений на разработку неядерного оружия. Не подпадают под действие договора 1991 г. ПББ, так как договор определяет БР как ЛА, следующий по баллистической траектории на большей части маршрута, тогда как для ПББ имеет место обратное.

Проблемы военного и политического характера, связанные с переоснащением МБР «Трайидент», вполне разрешимы. Программа НИОКР по созданию и испытанию варианта СТМ в числе прочего полезна для проверки технологических новаций, необходимых при разработке более перспективных систем PGS. Задержка выполнения НИОКР по варианту СТМ приведет к значительному отставанию в этой области.

Необходимо оценить потенциал варианта СТМ-2 и определить целесообразность НИОКР по этой ракете. Поэтапное развертывание перспективных систем PGS после СТМ-1 и СТМ-2 должно рассматриваться в контексте национальной политики в области стратегических ударных сил, так как требует очень больших капиталовложений. Параллельно должны совершенствоваться системы принятия решений, планирования операций, управления и наведения оружия.

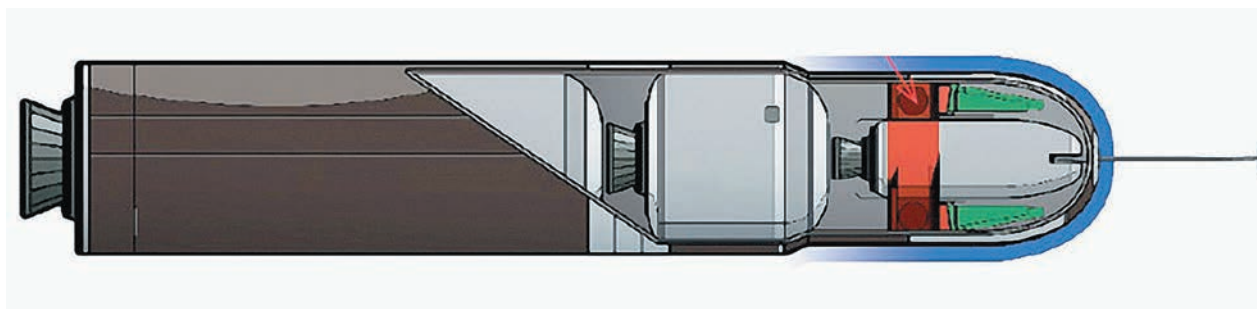
Оружие, создаваемое по программе PGS, должно отвечать следующим требованиям: высокая скорость; большая дальность (4000—7000 км); использование спутниковой коррекции; высокая точность; гибкость применения (как по площадям, так и по отдельным целям, в том числе мобильным и критичным по времени); надежность и неуязвимость; безусловный перехват ракет противника, в том числе баллистических, и поражение носителей до выхода их на рубеж пуска ракет.

Поскольку нет системы, обеспечивающей выполнение всех этих требований, то планируется поэтапное совершенствование оружия и переход от одного вида к другому. В зависимости от типа поражаемой цели определяются характер траектории боеголовки и требования к маневренности на конечном участке полета. Так, для точного попадания в подземное сооружение следует направить БГ практически по вертикали; наоборот, при рассеивании суббоеприпасов предпочтительно планирование под малым углом на большую дальность. При запуске с территории США только БР могут преодолеть 10 000 км менее чем за 1 ч. Поэтому используются базы за рубежом, подводные лодки, самолеты длительного барражирования и др.

Ближайшей перспективой при реализации программы PGS является модернизация БР «Трайидент D5». Эта МБР находится на боевом дежурстве свыше 15 лет, развивает скорость до 6000 м/с при дальности до 7200 км; надежность системы подтверждена 117 удачными пусками. Программа переоснащения учитывает модернизационный потенциал МБР, а также опыт разработки экспериментальных боевых блоков (ББ) E2 и LETV, предназначенных для повышения точности наведения и ударной силы ядерной ракеты при применении по сильнозащищенной точечной цели.

По проекту СТМ-1 боевой блок модернизируется аналогично блоку E2: к конической головной части добавляется юбка с коническими щитками для управления модулем RV на конечном участке траектории по трем каналам. Использование щитков вместо аэродинамических рулей и исключение перехода к самолетной схеме управления обеспечивают простоту и надежность конструкции. В кормовой части размещаются инерциальная система наведения и приемник сигналов GPS.

Программа СТМ опирается на проведенные много раньше успешные пробные пуски БР «Трайидент» с блоком E2. Преодолев расстояние 2200 км за 12—13 мин, ракета поразила цель



Проект СТМ-2



с точностью до 10 м (март 2005 г.). Каждая МБР оснащается четырьмя неядерными БГ с индивидуальным наведением на цель, что заменяет восемь ядерных на стандартной БР. Предусматриваются два варианта БЧ: проникающая и кинетическая. Модифицируются система управления носителем и интерфейс с БЧ. Утверждается, что если бы переоснащение БР по контракту с фирмой «Локхид Мартин» началось в 2008 г., первые ракеты поступили бы на вооружение в 2010 г., а до конца 2012 г. ракетами СТМ можно было бы укомплектовать 12 АПЛ.

Общая стоимость программы (96 неядерных БГ) свыше 503 млн долл. Однако пока конгресс США отказывается финансировать эту программу по следующим соображениям: нецелесообразно сокращать количество оперативно развернутых ядерных боезарядов, ибо их эффективность вне сомнения по сравнению с любыми другими средствами поражения; кроме того, вновь подчеркивается, что применение БР с неядерной боеголовкой в напряженной обстановке военного конфликта может спровоцировать ядерный удар со стороны третьих стран, потому что нет надежных способов отличить ядерную БР от неядерной; БР не обладают гибкостью траектории и не могут быть перенацелены в полете.

Экспертная оценка Академии наук США оказалась в пользу программы СТМ как связанной с наименьшими техническими рисками и преимуществами морского базирования (отсутствие угрозы со стороны террористов, мобильность, возможность исключить пролет над чужой территорией).

Фирма «Локхид Мартин» уже приступила к модернизации своей ракеты, прежде всего, с целью улучшения характеристик маневренности на конечном участке полета. Ракета оснащается управляющими несущими поверхностями; предусматривается некоторое снижение скорости, необходимое для приема корректирующих сигналов от системы GPS. Наряду с этим, фирма в сотрудничестве с корпорацией АТК разрабатывает новую БР для замены «Трайидент D5» значительно меньших размеров (дальность 2000 км, полет примерно 15 мин) с различными БЧ.

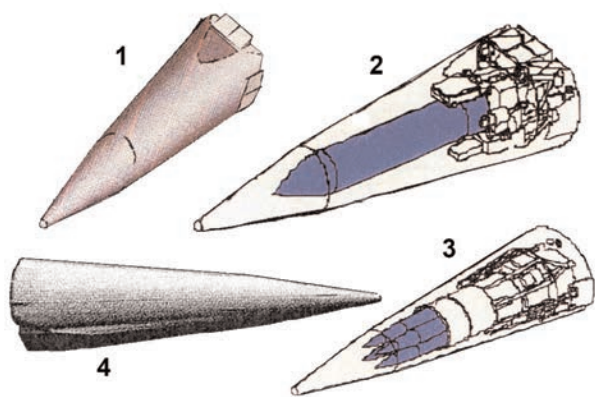
Экспертный комитет, предлагая двухступенчатый вариант СТМ (СТМ-2), считает, что отказ от третьей ступени обеспечивает существенное увеличение массы и вариативность боевого груза. Зависимость дальности от массы боевого груза рассчитана для баллистического полета. Маневренность на конечном участке траектории по расчету такова, что возможно не только движение почти по вертикали, но и

контроль за скоростью в момент удара в пределах 0.5—1 км/с. Придание головной части ракеты биконической формы способствует повышению аэродинамического качества при входе в атмосферу и дальности, что доказано опытом разработки блока LETV. В отличие от E2 этот блок с такой же системой наведения и управления имеет биконическую форму (при переходе к усеченному конусу угол наклона образующей уменьшен на 2°) и в ходе испытаний на конечном участке полета выполнил маневр на кабрирование, после чего дальность оказалась на 8000 м больше, чем при падении по баллистической траектории. В проекте СТМ-2 сбалансированы технические риски и выигрыш во времени его разработки и производства.

На более далекую перспективу рассчитан проект ракеты средней дальности SLGSM. Прототипом ББ SLGSM является маневрирующий возвращаемый в атмосферу блок МК500, также прошедший летные испытания с продолжительным планированием. Предполагается базирование на АПЛ в смешанной комплектации с ядерными МБР, а также на модернизированных ПЛ, предназначенных для сил быстрого реагирования и оснащенных ракетами «Томагавк». Ракета SLGSM должна доставить БЧ массой около 450 кг на расстояние свыше 500 км. Приемлемый твердотопливный ракетный двигатель успешно прошел статические огневые испытания. К недостаткам проекта относятся очень большое удлинение ракеты (свыше 12 при диаметре 0.98 м) и возможность разместить в каждом пусковом устройстве на борту АПЛ только две ракеты, а не три, на чем настаивает комитет.

Ориентируясь на то, что переоснащение ракеты «Трайидент» — сугубо временное решение даже в рамках краткосрочной программы PGS и что необходимо подготовить замену, командование авиационно-космическими силами AFSPC предложило более перспективный ГЛА наземного базирования — проект CSM. По сведениям ракетно-космического центра ВВС, используется только уже имеющаяся техника, но в сочетаниях и компоновках, обеспечивающих новые уникальные качества. Носителем выбрана ракета «Минотавр III/IV», включающая три первые ступени снятой с вооружения МБР MGM-118A «Пискипер» с двигателем Super HAPS на гидразине и способная доставить полезный груз массой 3060 кг на расстояние свыше 6670 км.

Фирма «Боинг» имеет опыт отделения ГЛА X-43A при  $M = 9$  и не предвидит принципиальных затруднений со сбросом боевого ГЛА. По проекту CSM полезный груз — планирующая



Варианты перспективных ПГЧ ракеты по программе PGS:

1 — ПГЧ по программе СТМ; 2 — ПГЧ по программе СSM с проникающей БЧ; 3 — ПГЧ по программе СSM с кассетной БЧ; 4 — аппарат АMaRV (CAL-L)

головная часть (ПГЧ) ракеты — представляет собой высокоманевренный управляемый ГЛА со стартовой массой 1700 кг и боевой нагрузкой 900 кг. В варианте СSM ракета оснащается двусторонней связью, так что возможно перенацеливание в полете. Полезный груз заключен в типичном для летательных аппаратов, входящих в атмосферу, биконическом корпусе с притупленным носком.

В рамках концепции СSM фирма «Локхид Мартин» предложила использовать универсальное средство доставки авиационных боеприпасов САV, разработанное по программе Falcon. При сбросе с носителя на гиперзвуковой скорости дальность полета аппарата САV с грузом около 500 кг может достичь 16 000 км. Бортовая аппаратура должна включать системы приема информации от различных источников в реальном масштабе времени для перенацеливания в полете либо блокирования отделения груза. При дальности полета 5500 км точность поражения цели таким боеприпасом массой около 454 кг составит примерно 3 м.

Чтобы снизить технологические риски по проекту САV, на первом этапе разрабатываются аппараты массой 450 кг с дальностью полета 5500 км. В числе возможных аэродинамических компоновок фигурирует несущий корпус, образованный коническими поверхностями, с отклоняемыми щитками на хвостовой части.

Проект является развитием концепции конца 1970-х годов, согласно которой был изготовлен (фирма «Макдоннелл-Дуглас») и испытан в полете ЛА АMaRV с системой самонаведения, имеющий биконический конус с боковыми щитками (заподлицо с корпусом) и рулями на плоском участке с нижней стороны корпуса, что обеспечивало сложное маневри-

рование на нисходящей траектории. Этот ГЛА запускался ракетой «Минитмэн»; аэродинамическое качество при гиперзвуковых скоростях составляло 2—2.5.

Планирующий ЛА предназначался для удара по советским ракетным комплексам. По аэродинамическим характеристикам аппарат АMaRV (он же САV-L) уступает многоцелевому боевому ГЛА САV с несущим корпусом, имеющему более высокое аэродинамическое качество. По размерам аппарат САV превосходит ЛА АMaRV втрое и рассчитан на эффективное использование аэродинамических сил. Полет ЛА АMaRV с уносимым покрытием продолжается в атмосфере 100 с. Для аппарата САV потребное время много больше — ресурс его теплозащиты должен быть доведен до 800 с. Носок корпуса и аэродинамические рули предполагается изготовить из углерод-углеродного композита, а всю остальную поверхность покрыть уносимым углерод-фенольным материалом. Если бы теплозащита выдерживала 3000 с полета, дальность аппарата САV по курсу достигла бы 28 000 км, а боковой маневр — 4250 км. Его профиль полета принципиально отличается от траектории падения БР. После полета по баллистической траектории в заатмосферном пространстве на входе в атмосферу начинается движение по волнообразной (фугоидной) траектории с периодическим выходом в космос. Имеется возможность менять маршрут во избежание пролета над нейтральными государствами.

Фугоидное движение, а также удаленность предполагаемого места старта (авиабаза Ванденберг в Калифорнии) на 1550 км от ближайшего места базирования ядерных БР позволяют четко отличать аппарат СSM от МБР. Если выдерживать постоянное направление полета, то ГЛА СSM преодолет расстояние 17 000 км за 52 мин, а лучшая МБР — за 76 мин. Система двусторонней связи допускает перенацеливание в полете; кроме того, предусмотрена система контроля за условиями отделения боевого груза.

Одним из преимуществ проекта СSM является относительно низкая стоимость благодаря запуску аппарата САV с помощью ракеты «Пискипер» и возможности использования на авиабазе Ванденберг инфраструктуры, оставшейся от ракет «Пискипер» и «Атлас». Главная проблема — обеспечение теплозащиты (разрабатывает корпорация «Шейфер»).

Бюджетному комитету конгресса были представлены на рассмотрение три перспективных варианта САV: аппарат с маршевым числом  $M = 14$ , дальностью около 6000 км,



полезным грузом около 1000 кг, стоимостью около 26 млн долл.; аппарат с маршевым числом  $M = 20$ , глобальной дальностью, полезным грузом около 2000 кг, стоимостью около 36 млн долл. (оба варианта — наземного базирования); аппарат космического базирования с числом  $M = 20$ , почти глобальной дальностью, полезным грузом около 1000 кг, стоимостью около 55 млн долл. Предполагается, что 24 МБР «Пискипер» могут быть модернизированы под установку на каждую ракету двух аппаратов CAV. Еще 60 МБР останутся в резерве.

Боевая часть аппарата CAV может быть укомплектована различным образом: бомба малого диаметра SDB GBU-39/B (масса 130 кг); все основные виды оружия JDAM; бомба BLU-108/B (может быть модифицирована для применения по надводным кораблям и самолетам на аэродромах); проникающая бомба BLU-109 (масса 900 кг); особая проникающая бомба; БЛА.

С этими БЧ в неядерном снаряжении получается МБР нового поколения. Но, как и модифицированная МБР «Трайидент», не все варианты обеспечивают поражение сильнозащищенных целей. Проникающая БЧ не будет отделяться от головной части, так что в этом случае возможен эффективный по кинетике удар в момент контакта с поверхностью.

Подобные испытания проводились в 1996 г.: отделившаяся от ракеты «Першинг II» (с ускорителем «Орбитал Сторм») проникающая БЧ ударила о землю при скорости 1238 м/с и не разрушилась, а углубилась в твердый гранит на 14 м. Применение других БЧ, перечисленных выше, связано с определенными ограничениями. Так, бомба BLU-108B может быть сброшена при  $M$  не более 1.2. Поэтому пусковой контейнер размещается в хвостовой части аппарата CSM и выбрасывается назад на высоте примерно 33 000 м при скорости, соответствующей  $M = 4$ , снижается до высоты около 10 000 м, скорость падает до дозвуковой, и тогда сбрасывается бомба. Новая МБР может быть поставлена на боевое дежурство после 2013 г. Предполагаемое базирование: Калифорния и Флорида.

Вариант доставки высотных БЛА с помощью МБР за 1 ч в любую точку планеты в информационно-разведывательных целях прорабатывается по программе RE. Предположительно малозаметные (практически неуязвимые) БЛА со складывающимися несущими поверхностями должны нести полезный груз массой 250 кг и энергетическую установку мощностью до 5 кВт.

Руководство ВВС предлагало начать работу над проектом CSM в 2008 г. и уже в 2009—2010 годах провести первые натурные испытания со сбросом бомб BLU-108B или SDB с ракеты малой дальности, а полномасштабный вариант ПББ испытать на МБР «Минотавр III» в 2011—2012 годах, и систему в целом — в 2012—2013 годах. Планируется произвести 36 единиц этого оружия. Намечается конкуренция основных производителей ЛА, входящих в атмосферу, — фирм «Нортроп Грумман» и «Текстрон».

Армия США предлагает в качестве средне-срочной программы проект боевого планирующего блока ANW на основе перспективных гиперзвуковых технологий. Руководитель программы заявил, что ГЛА длиной 10.7 м и массой примерно 18 000 кг предназначается для удара по особо важным целям и способен преодолевать расстояние в 6000 км меньше чем за 35 мин. Забрасывается на высоту 50 км (по другим сведениям, 100 км) двухступенчатой ракетой (возможно, разгонщиком, предназначенным для противоракеты GBI).

К преимуществам аппарата ANW отнесены гибкость боевого применения, относительно низкая стоимость, весьма современная система наведения, эффективная теплозащита и наличие развитой наземной инфраструктуры. Выполняется сложное маневрирование на маршруте (в частности, во избежание пролета над нейтральными государствами), вблизи цели включается ГСН. В момент удара число  $M$  примерно 4; БЧ может быть как проникающего, так и кассетного типа. Нарботки по этой программе могут быть использованы в проектах CSM. Подготовлено первое летное испытание, ранее намечавшееся на 2010 г.

Наиболее долгосрочной перспективой является создание гиперзвуковой ракеты с маршевым числом  $M$  более 6 и дальностью свыше 1000 км. По оценкам экспертного комитета, определенные успехи реализуемых параллельно масштабных программ по развитию гиперзвуковых технологий (HyTech, HyFly, X-51A, RATTLRS, Falcon) позволяют ожидать постановки гиперзвуковых ракет на боевое дежурство к 2020 г. Комитетом рекомендовано проведение обширных экспериментальных исследований средств глобального удара (PGS) и их элементов. Даже если эти проекты не будут реализованы, создается надежная база для перспективных технологий.

Состояние и перспективы программ разработки гиперзвуковых технологий в США приведены в таблице (см. с. 70—73).

## Состояние и перспективы программ

Программа	Название ЛА	Руководство программы; головные фирмы	Назначение ЛА	Силовая установка	Стартовая масса, кг
1	2	3	4	5	6
Hyper-X	X-43A	BBC, DARPA; NASA, «Боинг», ATK, GASL, OS	ГЛА для летных испытаний	ГПВРД фирмы «Пратт-Уитни» на водородном топливе, время работы 7–10 с	1270–1360
	X-43B	BBC, DARPA; NASA, «Боинг»	Возвращаемый ГЛА для летных испытаний СУ комбинированного цикла при $M = 0.7–7$	ТВСС на водородном топливе ( $M = 0.7–7$ , время работы ~10 мин)	10 900
	X-43C	BBC; NASA	ГЛА для летных испытаний ГПВРД на углеводородном топливе; увеличенная копия ГЛА X-43A	ГПВРД фирмы «Пратт-Уитни», разработан по программе HyTech	1300–1400
	X-43D	BBC; NASA	ГЛА для летных испытаний ГПВРД на жидком водороде, с выходом на $M = 15$	ГПВРД на водородном топливе, время работы 10 с (с охлаждением)	
SED-WR	X-51A	BBC; «Боинг», «Пратт-Уитни»	Испытания ГПВРД на углеводородном топливе, исследование и оптимизация волнолетов «Стелс»	«Пратт-Уитни» на топливе JP-7 ( $M = 4.5–7$ , тяга 445 кгс)	1815 (с ускорителем)
HiFire	HiFire	BBC; Силы обороны Австралии, DSTO	Экспериментальное исследование в реальных условиях ключевых проблем развития гиперзвуковых технологий, поддержка X-51A, создание базы данных		
ARRMD	Концептуальная разработка	BMC, DARPA; «Боинг», «Аэроджет»	Сравнительный анализ компоновок с несущим и осесимметричным корпусом	Варианты ГПВРД: на водородном и углеводородном топливе	~1000
	ARRMD	BMC, DARPA; «Боинг», «Аэроджет»	Боевая ракета корабельного базирования низкой стоимости, исследование материалов и решение проблем наведения	ГПВРД на углеводородном топливе	~1000
HyFly	HyFly ракета морского базирования	BMC; NASA, «Боинг», APL, ATK, «Аэроджет»	Проработка ракеты большой дальности, создание экспериментального ГЛА	Двухрежимный ГПВРД на топливе JP-7 или JP-10	1725 (с РДТТ) 1044 (без РДТТ)



разработки гиперзвуковых технологий в США

Расчетные характеристики		Геометрические характеристики				Система запуска	Состояние программы	Перспективы
дальность, км (время, с)	M <sub>кр</sub>	Корпус			Несущие поверхности			
		форма	длина, м	диаметр, м				
7	8	9	10	11	12	13	14	15
	10 на высоте 33 км	Несущая (волнолет)	3.7	1.52*	Крыло (размах 1.52 м) и вертикальные рули	В-52В + РН «Пегас»	Проведены успешные летные испытания при M ~ 7 и 9.7	Финансирование прекращено
~400	7—10	Несущая	12.7		Крыло, рули	В-52В + РН «Пегас»	Проведены испытания элементов	Финансирование прекращено
(<240)	5—7	Несущая	4.3			В-52В + РН «Пегас»	Программа остановлена, финансирование отсутствует	
	15	Несущая				В-52В + РН «Пегас»	Предварительные проработки	
(300)	6.7—7	Несущая	4.3	0.56*	Крыло, хвостовое оперение	В-52Н + РДТТ АТАСМС	Летные испытания 26 мая 2010 г. и 13 июля 2011 г.	Переход к созданию боевой гиперзвуковой ракеты
	4—8					«Терьер» + «Орион»	Проведены три летных испытания	Разработка многоразовых носителей КЛА и ракетного оружия глобальной дальности
750—1000	~ 6						Выполнена за 1.8 года, закрыта в 1998 г.	Результаты использованы в программах HyFly, X-51A
750—1000	~ 4	Осесимметричная			Хвостовое оперение	РДТТ до M = 4.5	Проект закрыт в 2001 г.	Результаты положены в основу программы HyFly
1134	5.3	Осесимметричная	6.5	0.48	Хвостовое оперение	РДТТ или F-18 + РДТТ	Проведены летные испытания прототипов двигателя	Перспективы не ясны
740	5.3—6		4.65 (с РДТТ)					

1	2	3	4	5	6
RATTRLs	RATTRLs	BMC, BBC; NASA, «Локхид Мартин»	Концептуальное исследование, проектирование, изготовление и испытания прототипа ракеты	ТВСС на углеводородном топливе; ТРД YJ102R до $M = 3-4$	~900
HyperSoar		DARPA; Ливерморская национальная лаборатория	Проект гиперзвукового самолета	РВСС, включающий ГПВРД на жидком водороде	225 000
HiSTED		DARPA; «Либерти Уокс», «Вильямс», «Локхид Мартин»	Разработка ТРД с рабочим числом $M \sim 4$ в составе ТВСС	ХТЛ18 для проекта RATTRLs, ХТЕ88	
Falcon	HCV	BBC, DARPA; «Локхид Мартин»	Пилотируемый или беспилотный гиперзвуковой бомбардировщик	ТВСС с воздухозаборником конвергентного типа	
	CAV		Гиперзвуковой маневрирующий планирующий боеприпас		450
	eCAV				910
	SLV		Многоразовая ракета-носитель для доставки к цели одного CAV		
	HTV-1		Экспериментальный аппарат для летных испытаний, прототип CAV	Без СУ	
	HTV-2X		Экспериментальный аппарат	Без СУ	900
	HTV-3		Прототип HCV	Может быть ТВСС	
	HTV-3X		Уменьшенный вариант HTV-3		
HyCAUSE		DARPA, DSTO; «Локхид Мартин»	Экспериментальная модель для исследования характеристик и рабочих процессов СУ	ТВСС на водородном топливе с конвергентным воздухозаборником	
Boost-to-Cruise		АТК	Боевая ракета	ПВРД ALRJ-M5 на топливе JP-10	

\* Максимальный поперечный размер несимметричного ЛА.



7	8	9	10	11	12	13	14	15
~1000	> 4	Осесимметричная			Крыло, рули		Подготовлено испытание с запуском с самолета NC-130F	После летных испытаний переход к работе над объектом воздушного базирования
14 000	10 на высоте 35–70 км	Волнолет	64	До 24*	Крыло, рули	Старт и посадка на ВПП	Проработка на уровне концепции	Поисковое исследование по созданию бомбардировщика
							Проводятся летные испытания ТВСС	Предназначается для ГЛА HCV, HTV-3X
16 000—17 000	10	Несущая			Крыло, рули		Анализ и обобщение результатов НИОКР, эскизное проектирование опытного образца	Запланировано создание беспилотного аппарата HCV после 2025 г.
5500	~ 4	Несущая			Нет, имеются щитки	Возможно МБР	НИОКР по различным вариантам	Боеприпас многоцелевого назначения
16 600		Несущая						
	~ 19	Несущая			Нет		Летные испытания намечались на 2007 г.	Вариант закрыт
5500 (1500—3000)	20—22	Несущая	4.5				Проведены два летных испытания	Создание к 2030 г. возвращаемого ГЛА
	6 (10)						Обоснована концепция	Создание оружия для поражения особо важных объектов
							Разработан демонстратор	
	10					РН «Терьер — Орион» или «Талос Кастор»	Два испытания состоялись в июне 2006 г.	Продолжение серии летных испытаний
110	5	Несущая				РДТТ	Проведены наземные испытания	Запланированы летные испытания

## СОКРАЩЕНИЯ

AFSPC — Air Force Space Command	HyFly — Hypersonic Flight Demonstration Program
AHW — Advanced Hypersonic Weapon	HyTech — Hypersonic Technology Program
AMaRV — Advanced Maneuvering RV	HySET — Hypersonic Scramjet Engine Technology Program
ASC — Aeronautical System Center	HyStrike — Hypersonic Strike Weapon
ASALM — Advanced Strategic Air-Launched Missile	INTINSE — inward turning inlet, axisymmetric engine
ARRMD — Affordable Rapid Response Missile Demonstrator	IOC — initial operational capability
ATREX — Air-Turbo Ramjet EXpander-cycle engine	JAPHAR — Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research
Atlas — Aerodynamic and Thermal Load Interactions with Lightweight Advanced Materials	KEP — Kinetic Energy Projectile
CAV — Common Aero Vehicle	Lapcat — long term advanced propulsion concepts and technologies
CDR — Critical Design Review	LEA — Laboratory Evaluation and Acceptance
CPGSC — Conventional Prompt Global Strike Capability	LETB — Life Extension Test Bed
CSM — Conventional Strike Missile	LRS — Long Range Strike
GDE — Ground Demonstration Engine	MIPT — Materials Integrated Product Team
CSM — Conventional Strike Missile	NAI — National Aerospace Initiative
CTM — Conventional Trident Modification	NASP — National Aero - Space Plane
CVC — Constant Volume Combustion	NAWC-SR — Naval Air Warfare Center-Sea Range
CUBRC — Calspan/University of Buffalo Research Center	NRC — National Research Council
DRDL — Defence Research and Development Laboratory	ONR — Office of Naval Researches
DSTO — Australia's Defence Science & Technology Organization	ORS — Operationally Responsive Spacelift
DCR — dual-combustor ramjet	PGS — Prompt Global Strike
ER — extended range	Promethee — la propulsion airobie hypersonique
ESA-ESTEC — European Space Research and Technology Center	PTE — performance test engine
Falcon — Force Application & Launch from Continental U.S.	PWR — Pratt&Whitney Rocketdyne
FaCET — Falcon Combined-Cycle Engine Technology	RATTLRS — Revolutionary Approach To Time-critical Long Range Strike Project
FASTT — Free Flight Atmospheric Scramjet Test Technique	RBCC — rocket based combined cycle
FRESH — Fundamental Research in Hypersonics	RCCPD — Reusable Combined Cycle Program Demonstrator
FTV — flight test vehicle	RE — Rapid Eye
HCV — Hypersonic Cruise Vehicle	Riptide — Rapid Identification & Prosecution of Targets in Denied Environment
HFK — Hyperschallflugkorper	RR — reusable rocket
HiFire — Hypersonic International Flight Research Experimentation	RTA — Revolutionary Turbine Accelerator
HIT — Hypersonics Industry Team	RV — Reentry Vehicle
HiSTED — High-Speed Turbine Engine Demonstration	SED-WR — US Air Force Scramjet Engine Demonstrator, WaveRider
HSTDV — Hypersonic Technology Demonstrator Vehicle	SHEFEX — Sharp Edge Flight Experiment
HTV — Hypersonic Test Vehicle или Hypersonic Technology Vehicle	Shyfe — Sustained Hypersonic Flight Experiment
HyCAUSE — Hypersonic Collaborative Australia/United States Experiment	SLGSM — Submarine Launched Global Strike Missile
	SLV — Small Launch Vehicle
	STAV — supersonic tailless air vehicle
	Stratcom — US Strategic Command
	STV — Static Test Vehicle
	TBCC — Turbine-Based Combined Cycle
	WRR — Wide Range Ramjet



- Aviation Week & Space Technology, 2000—2010, v. 154—172.
- Flight International, 2001—2010, v. 157—177.
- Boudrean A. H. Status of the US Air Force HyTech Program // AIAA Paper N 03-6947, 2003.
- Bowcutt K. G. Perspective of the Future of Aerospace Vehicle Design // AIAA Paper N 03-6957, 2003.
- Bowcutt K. G. Multidisciplinary Optimization of Airbreathing Hypersonic Vehicles // J. of Propulsion & Power, N 6, v. 17, 2001.
- Faulkner R. F. The Evolution of the HySET Hydrocarbon Fuelled Scramjet Engine // AIAA Paper N 03-7005, 2003.
- Cain T. & Walton C. The Sustained Hypersonic Flight Experiment // AIAA Paper N 03-7030, 2003.
- Military Technology, 2006, N 12; 2007, N 1, 4, 8.
- Hagseth P. E., Benner K. W., Gillen S. & Zuchowski B. Technology Development for High Speed / Hypersonic Applications // AIAA Paper N 05-3212, 2005.
- Chen R. H., Williamson W. R., Speyer J. L. etc. Optimization & Implementation of Periodic Cruise for a Hypersonic Vehicle // J. of Guidance, Control & Dynamics, 2006, N 5, v. 29.
- Fry R. S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // J. of Propulsion & Power, 2004, N 1, v. 20.
- Ming Tang, Booz A. Hypersonics — A Periodic Quest // AIAA Paper N 05-3258, 2005.
- Marshall L. A. etc. Overview with Results & Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight // AIAA Paper N 05-3336, 2005.
- Harsha Ph. T., Lowell C. K. etc. X-43A Vehicle Design & Manufacture // AIAA Paper N 05-3334, 2005.
- Walker S. H., Rogers F. Falcon Hypersonic Technology Overview // AIAA Paper N 05-3253, 2005.
- Kazmar R. R. Airbreathing Hypersonic Propulsion at Pratt & Whitney // AIAA Paper N 05-3256, 2005.
- Hass N. E., Smart M. K., Paulc A. Flight Date Analysis of HyShot 2 // AIAA Paper N 05-3354, 2005.
- Walker S. H., Rodgers F. C. & Esposito A. L. Hypersonic Collaborative Australia / United States Experiment (HyCAUSE) // AIAA Paper N 05-3254, 2005.
- Dissel A. F., Kothary A. P. Comparison of Horizontally & Vertically Launched Airbreathing & Rocket Vehicles // J. of Spacecraft & Rockets, 2006, N 1, v. 43.
- Doolan C. J. Hypersonic Missile Performance and Sensitivity Analysis. J. of Spacecraft & Rockets, 2007, N 1, v. 44.
- C4ISR J., XI-XII, 2006, IX. 2007.
- Borg M. P., Schneider S. P. Effect of Freestream Noise on Roughness-Induced Transition for the X-51A Forebody. J. of Spacecraft & Rockets, 2008, N 6, v. 45.
- Aerospace Testing International, IX 2008, VI 2009, IX 2009.
- Inside the Pentagon, 2006, N 50, v. 22; 2007, N 1, 14, 15, 19, 43, 44, v. 23; 2008, N 14, v. 24; 2010, N 6, 10, 12, v. 26.
- Inside the Army, 7/V 2007.
- Inside the Air Force, 24/VI, 11/XI 2005; 20/I 2006.
- Inside Missile Defense, 1/II 2006; 30/VI 2008.
- Space & Missile Defense, 2005, N 37, v. 6; N 43, v. 6; 2006, N 5, v. 7.
- Jane's Defense Weekly, 2005—2007.
- Jane's Intelligence Review, IV 2007, II 2006.
- Jane's Missiles & Rockets, 12.05; 02.06; 02.10; 05.10.
- Jane's International Defense Review, 02.04; 02.06.
- Space News, 2010, 5/IV, 3/V; 1/III.
- Aerospace America, II, XI 2007.
- Aviation Week, Define Technology International (DTI), III, V, VI 2008.
- Johnson H.B. etc. Boundary Layer Stability Analysis to Support the HiFire Transition Experiment // AIAA Paper N 07-311, 2007.
- Kimmel R.L. etc. HiFire-1 Boundary Layer Transition Experiment Design // AIAA Paper N 07-534, 2007.
- Holden M. S., Walker B. Y. etc. Experimental Studies in Hypersonic Flows for Facility & Code Validation. // AIAA Paper N 07-1304, 2007.
- Lau K. J. Hypersonic Boundary Layer Transition — Application to High Speed Vehicle Design // AIAA Paper N 07-310, 2007.
- Fidan B., etc. Flight Dynamics and Control of Air-Breathing Hypersonic Vehicles: Review and New Directions. AIAA 2003-7081.
- Hank M. J., etc. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstrator Program. AIAA 2008-2540.
- Walker, S., etc. The DARPA/AF Falcon Program: The Hypersonic Technology Vehicle N 2 (HTV-2) Flight Demonstration Phase. AIAA 2008-2539.
- Walker S., Tang M. etc. Falcon HTV-3X — A Reusable Hypersonic Test Bed. AIAA 2008-2544.
- Stueber, T. J., etc. Hypersonic Vehicle Propulsion System Control Model Development Roadmap and Activities. NASA/TM-2009-215483.
- Alba Cr. R., Johnson H. B., etc. Boundary-Layer Stability Calculations for the HiFire-1 Transition Experiment, J. of Spacecraft & Rockets, 2008, N 6, v. 45.
- MacLean M., etc. Ground Test Studies of the HiFire-1 Transition Experiment, J. of Spacecraft & Rockets, 2008, N 6, v. 45.
- Turner J. C., Smart M. K. Application of Inlet Injection to a Three-Dimensional Scramjet at Mach 8 // AIAA Journal 2010, N 4, v. 48.
- Walker B. Y. AF Science & Technology Programm. <http://www.physorg.com/news/2011-03>.
- Mutzman R., Murphy S. X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective // 17th AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference. 13/IV 2011.
- U.S. Conventional Prompt Global Strike: Issues for 2008 and beyond. Committee on Conventional Prompt Global Strike, National Research Council. [www.nap.edu](http://www.nap.edu).

«ТИ», ЦАГИ, 2012, выпуск 1—2, 1—76

Редакционная коллегия: **В. П. Соколянский,**  
**А. А. Юргенсон, И. В. Кудишин,**  
**Л. Н. Родионова** (секретарь, литературный редактор)

Обложка **М. В. Муратов**  
Корректор **Т. Н. Рыжикова**

---

Сдано в набор 28.12.2011.  
Гарнитура тип Ньютон.  
Бум. л. 5.25.

Подписано в печать 12.03.2012.  
Офсетная печать.  
Усл. печ. л. 9.5.

Формат бумаги 60 × 90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>.  
Офсетная № 1.  
Уч-изд. л. 10.2.

---

Издательский отдел ЦАГИ. Зак. 5521



