

В. М. ФОМИН, А. Ф. ЛАТЫПОВ

# Из атмосферы — в космос

Воздушно-космический самолет — транспорт будущего

Перспективы использования околоземного космического пространства огромны. Системы связи и навигации, мониторинг окружающей среды, разведка полезных ископаемых, управление климатом, производство новых материалов и многое, многое другое. Вся эта деятельность потребует создания и эксплуатации космических станций многофункционального назначения, а значит — доставки на околоземную орбиту большого количества грузов. Все более актуальной становится и задача возвращения из космоса аварийных и отработавших конструкций, так как его «засорение» грозит серьезными осложнениями. Отсюда — назревшая необходимость в создании принципиально новых космических кораблей, которые уже в недалеком будущем смогут справиться с возросшими транспортными потоками

**Ключевые слова:** воздушно-космический самолет, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, нагрев набегающего потока.  
**Key words:** aerospaceplane, scramjet, heating the incoming flow

**Р**акетные системы, существующие сегодня, не в состоянии обеспечить перемещение на околоземную орбиту грузов в больших объемах. Причины этого заключаются не только в высокой стоимости, но и в длительном времени стартовой подготовки и малом количестве самих стартовых комплексов.

Принципиально новые транспортные системы могут быть созданы на основе *воздушно-космических самолетов* (ВКС) с комбинированной силовой установкой, включающей *прямоточный воздушно-реактивный двигатель* (ПВРД), работающий на водороде, и *жидкостный ракетный двигатель* (ЖРД). Используя на большей части атмосферного участка траектории разгона воздух для создания подъемной силы и атмосферный кислород для окисления топлива, можно значительно уменьшить затраты топлива и стартовую массу ВКС. Такой воздушно-космический самолет способен доставить на околоземную орбиту груз, вес которого равен 3–5% от взлетного. При этом, по оценкам специалистов, удельная стоимость доставки будет в 20–50 раз меньше, чем при использовании ракет.

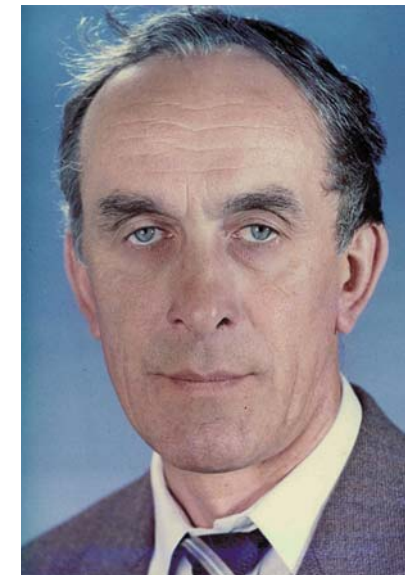
Будучи самолетом, ВКС имеет ряд и других преимуществ перед ракетными системами. Он может горизонтально стартовать с любого аэродрома (отпадает необходимость в сложных и дорогостоящих стартовых комплексах), причем подготовка к старту занимает существенно меньшее время. ВКС способен выйти на нужную околоземную



ФОМИН Василий Михайлович — академик РАН, доктор физико-математических наук, директор Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Автор и соавтор более 600 научных работ, в том числе 16 монографий, и 19 патентов

орбиту за счет маневрирования в атмосфере, а не в космосе, что требует значительно меньших затрат топлива. У него практически отсутствует характерная для ракет зона отчуждения, куда падают отработавшие элементы конструкции. Благодаря этим преимуществам ВКС можно использовать и при проведении быстрых спасательных операций.

Однако к такому «универсальному» летательному аппарату предъявляются и особые требования. Ведь в отличие от возвращаемых отсеков космических аппаратов ВКС должен совершить в атмосфере достаточно длительный полет с гиперзвуковыми скоростями, используя непрерывно работающую двигательную установку. Поэтому основные трудности создания подобного летательного аппарата обусловлены, в первую очередь, структурой теплового и силового воздействия атмосферы.



ЛАТЫПОВ Альберт Фатхиевич — доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Автор и соавтор 70 научных работ и 12 патентов

При полете максимальное давление на аппарат пропорционально квадрату скорости набегающего потока, а тепловая нагрузка в критической точке носовой части аппарата, соответствующей точке торможения потока, — кубу скорости. В результате при гиперзвуковых скоростях полета ( $M^* > 6$ ) тепловая нагрузка возрастает почти в десять раз и более по сравнению со сверхзвуковыми скоростями ( $M \leq 3$ ), а равновесная температура теплоизолированной оболочки летательного аппарата — почти в три раза.

Решение этих проблем при создании гиперзвуковых летательных аппаратов требует от инженеров-конструкторов поиска принципиально новых научно-технических идей, прежде всего в области материалов, аэродинамики и теплообмена.

\* Число Маха — отношение скорости потока воздуха к скорости звука



Сложность реализации конструкции воздушно-космического самолета демонстрирует самолет «Voyager» – экспериментальный сверхдальний самолет, разработанный американской фирмой «Rutan Aircraft». Относительная масса его ажурной конструкции составляет около 24 % от стартовой массы. Самолет, недаром названный «путешественником», в 1986 г. совершил беспосадочный полет вокруг земного шара за 9 суток. За это время «Voyager» под управлением двух пилотов покрыл расстояние в 40 тыс. км

## Основной вес – топливо

Исследования по разработке технологии гиперзвукового полета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на водороде велись с середины прошлого века в ряде зарубежных стран (США, Франции, Германии, Японии, Китае, Австралии), а также в СССР, где разрабатывались две гиперзвуковые системы – «Спираль» и «Буря».

Несмотря на значительные достигнутые успехи в разработке технологий ВКС, множество проблем остались нерешенными. И первые в этом ряду – взаимосвязанные проблемы двигателя и конфигурации самого летательного аппарата, поскольку затраты топлива для выведения на орбиту определяются главным образом характеристиками силовой установки и аэродинамическим качеством компоновки самолета.

На основе исследований аэродинамического качества конфигураций летательных аппаратов и удельного импульса ПВРД с использованием экспериментальных моделей в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН была рассчитана масса горючего, необходимого для разгона ВКС до 1-й космической скорости\*. Оказалось, что она должна составлять около 70 % от его стартовой массы. Расчеты показали, что значение стартовой массы очень чувствительно к вариации относительной массы горючего. Например, уменьшение (увеличение) затрат топлива на 1 % будет приводить к соответствующему изменению стартовой массы ВКС на 25 %.

Поэтому неудивительно, что на массу самой конструкции ВКС накладываются весьма жесткие огра-

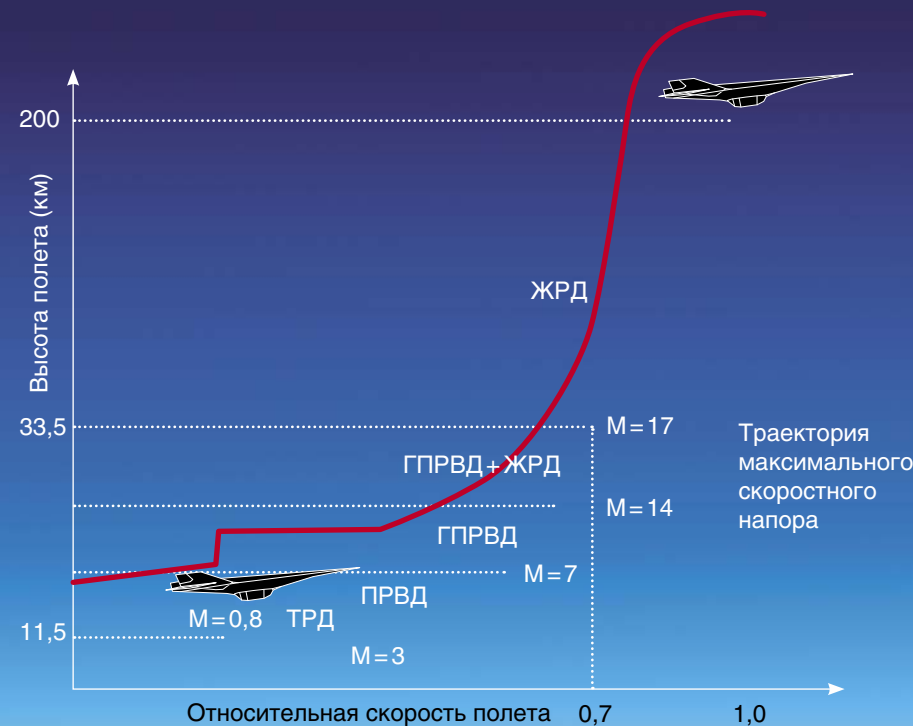
\* Минимальная скорость, необходимая для вывода тела на орбиту Земли

ничения. Относительная большая масса конструкции допускается только для многоступенчатых систем, в частности, при условии сброса отработавших элементов конструкции на определенных участках траектории полета. Однако при этом условия эксплуатации многоступенчатых систем усложняются, соответственно увеличивается стоимость.

## Греем воздух

Достигнуть снижения расхода горючего можно, увеличив аэродинамическое качество (т.е. отношение аэродинамической подъемной силы к аэродинамическому сопротивлению) и удельный импульс силовой установки (отношение тяги двигателя к расходу топлива). Многочисленные экспериментальные исследования аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов свидетельствуют, что их максимальное аэродинамическое качество в гиперзвуковом диапазоне скоростей имеет конечный предел при реальных числах Рейнольдса (отношение динамической силы к силе трения)  $K_{max} \approx 6$ .

Поскольку увеличить этот показатель посредством аэродинамического конструирования не удастся, в настоящее время большое внимание уделяется решению задачи активного управления обтеканием тел посредством энергетического и (или) силового воздействия на набегающий поток, в частности, посредством подвода тепла в сверхзвуковой поток перед телом. Для технической реализации этой идеи предполагается использовать лазерное и СВЧ-излучение.



Оценка массы горючего, необходимого для разгона воздушно-космического самолета до 1-й космической скорости, была сделана на основе решения дифференциального уравнения, обобщающего формулу К. Э. Циолковского при действии внешних сил. В этом случае затраты топлива, необходимые для увеличения скорости летательного аппарата на заданную величину  $\Delta V$ , зависят не только от эффективности силовой установки, но и от комплекса  $\sigma = K/n_v$  ( $K$  – аэродинамическое качество, отношение аэродинамической подъемной силы к аэродинамическому сопротивлению;  $n_v$  – продольная перегрузка, отношение ускорения самолета к ускорению свободного падения).

Эффективность силовой установки характеризуется удельным импульсом  $I_e$  (отношение тяги двигателя к расходу топлива). Чем больше удельный импульс и комплекс  $\sigma$ , тем меньше затраты топлива. Это понятно: увеличение аэродинамического качества означает уменьшение аэродинамического сопротивления при заданной подъемной силе, уравнивающей вес самолета; увеличение продольной перегрузки уменьшает время разгона. Максимальное значение  $n_v$  ограничивается прочностью конструкции и способностью человека выдерживать длительные (десятки минут) перегрузки.

Стартовая масса ВКС  $m_0$  равна сумме масс конструкции  $m_k$ , запаса топлива (горючего)  $m_T$  и выводимой на орбиту полезной нагрузки  $m_{pn}$ :

$$m_0 = m_k + m_T + m_{pn}$$

Вводя относительные величины  $m_k = m_k/m_0$  и  $m_T = m_T/m_0$ , получим

$$m_0 = m_{pn} / (1 - \bar{m}_T - \bar{m}_k)$$

Из этого следует, что на массу конструкции накладываются весьма жесткие требования  $\bar{m}_k \leq 0,3$ , а значение стартовой массы очень чувствительно к вариации относительной массы горючего:

$$\delta m_0 / m_0 = \delta \bar{m}_T / \bar{m}_{pn}$$

Уменьшение относительной массы топлива приводит не только к уменьшению стартовой массы ВКС, но также позволяет ослабить требования к конструкции

Траектория разгона ВКС делится на два участка. Сначала он разгоняется до 70 % от космической скорости с использованием аэродинамической подъемной силы и силовой установки, включающей разные типы двигателей, затем – до конечной орбитальной скорости с использованием только жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

Последовательность работы типов двигателей в составе силовой установки:

$M \leq 3$  – турбореактивный двигатель (ТРД);

$M = 3-7$  – прямоточный воздушно-реактивный двигатель с дозвуковой скоростью потока в камере сгорания (ПВРД);

$M = 7-14$  – гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания (ГПВРД);

$M = 14-17$  – совместная работа ГПВРД и ЖРД;

$M > 17$  – ЖРД.

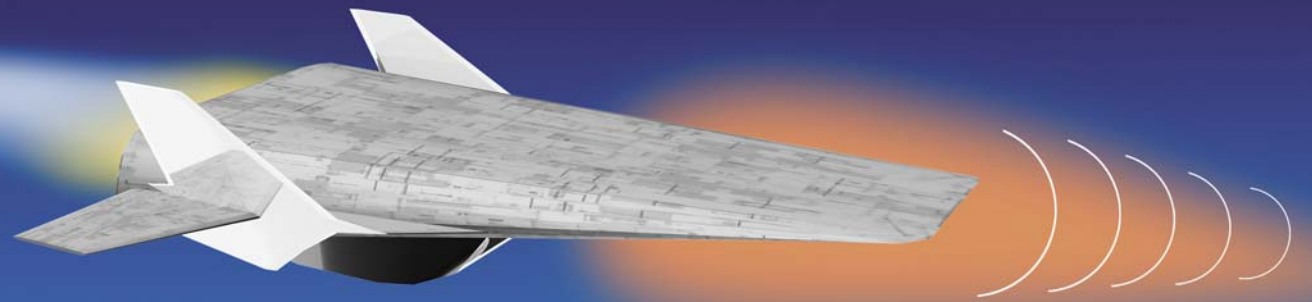
В диапазоне чисел Маха 3—17 полет происходит на границе раздела сред различной плотности (режим глассирующего полета)



В большинстве таких теоретических и экспериментальных исследований рассматривается задача уменьшения аэродинамического сопротивления. Этот эффект связан главным образом с уменьшением плотности газа в набегающем потоке, что подтверждено расчетами и непосредственными измерениями. Определенную роль могут играть также изменения режима обтекания вследствие изменения числа Маха или числа Рейнольдса, а также ионизации потока.

На примере обтекания гиперзвуковым потоком газа трапециевидного модельного профиля было показано, что на аэродинамическое сопротивление и подъемную силу можно влиять путем формирования в набегающем потоке ступенчатого распределения температуры (что соответствует ступенчатому распределению плотности газа). Добиться такого эффекта можно, например, при импульсно-периодическом нагреве потока комбинированием лазерного и СВЧ-излучения. При этом максимально высокое аэродинамическое качество достигается в режиме глиссирования, когда полет происходит на границе раздела сред высокой и низкой плотности.

В аэродинамических трубах ИТПМ СО РАН были экспериментально исследованы различные конфигурации гиперзвуковых самолетов



Один из способов активного управления обтеканием летательного аппарата – подвод тепла в набегающий сверхзвуковой поток перед телом. Вверху – схема управления обтеканием воздушно-космического самолета посредством нагрева воздуха СВЧ-излучением. Макет ВКС «Hyper-X» (NASA, США) Слева – структура течения при обтекании конуса потоком аргона при  $M=2$  при импульсно-периодическом нагреве потока посредством лазерного излучения. Результат эксперимента – уменьшение аэродинамического сопротивления в два раза. Теневая фотография (ИТПМ СО РАН, Новосибирск)

### Функциональные модели

Проверка того или иного способа управления набегающим потоком воздуха может быть проведена с помощью так называемого функционального моделирования. В этом смысле летательный аппарат – сложную иерархическую систему – можно представить в виде взаимосвязанной совокупности различных подсистем, определяемых по функциональным признакам.

Математическая модель летательного аппарата состоит из ряда блоков: аэродинамические характеристики, тяга и удельный импульс двигателя, траектория полета, функциональные ограничения, оптимальное управление. Таким образом, в ней отражены функциональные характеристики и связи элементов в целом, без жесткой привязки к конкретным реализующим устройствам.

С использованием такой модели можно оценить как принципиальную возможность достижения поставленной цели, так и конкретные характеристики (эффективность, критические режимы работы и т.п.). Меняя базовые значения характеристик отдельных элементов, можно определить их влияние на функциональные свойства системы в целом и установить величину допустимых возмущений – выработать требования к точности измерения параметров.

Особенность функционального моделирования в том, что синтез и анализ объекта производится при

небольшом объеме начальной информации. Отсюда следует, во-первых, итерационный характер построения математической модели, предполагающий постоянную корректировку процесса с учетом уже полученных результатов. Во-вторых, в модели предусматривается минимальное число задаваемых входных параметров, что уменьшает степень неопределенности при установлении характеристик летательного аппарата.

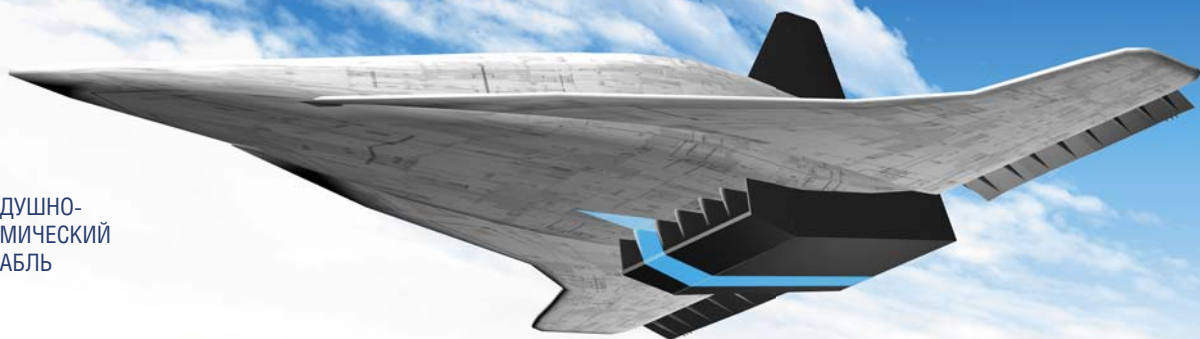
Второе обстоятельство стимулирует поиск новых, более обобщенных форм представления функциональных свойств элементов. Естественно, они должны соотноситься с множеством возможных конкретных устройств. Однако выбор и разработка самих устройств – это уже следующий этап работы.

### Горение в сверхзвуковом потоке

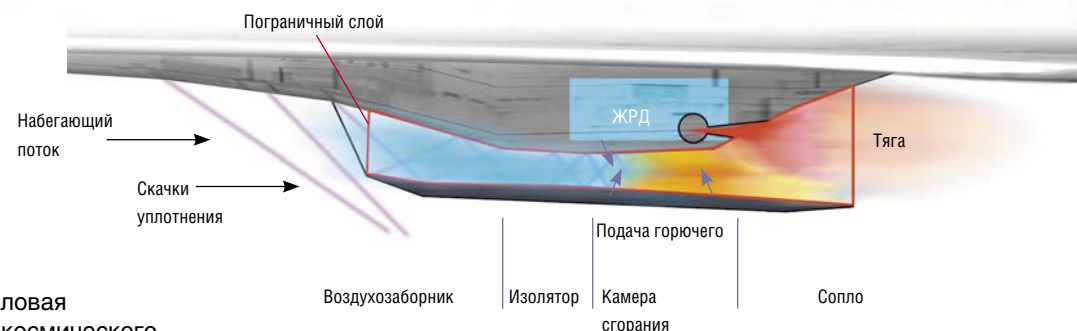
Важнейшая часть силовой установки ВКС – прямой воздушно-реактивный двигатель, теоретическому и экспериментальному исследованию которого посвящено много работ.

Концепция использования ПВРД для полета с гиперзвуковыми скоростями предусматривает, что в канале двигателя сгорание топлива должно происходить в

ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ

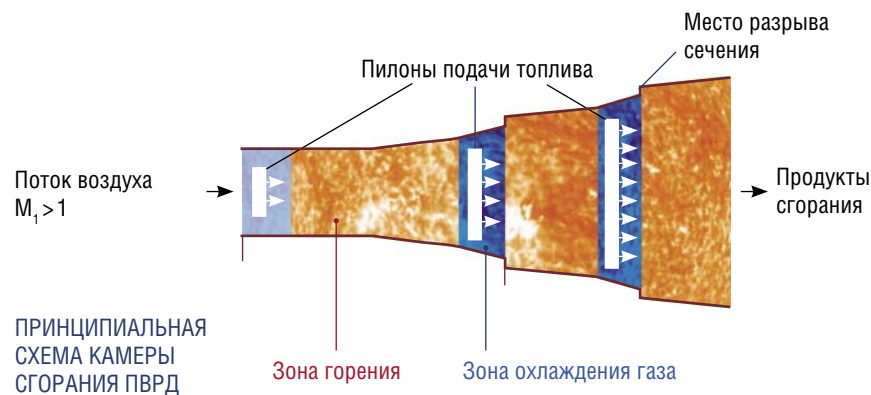


ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ПВРД



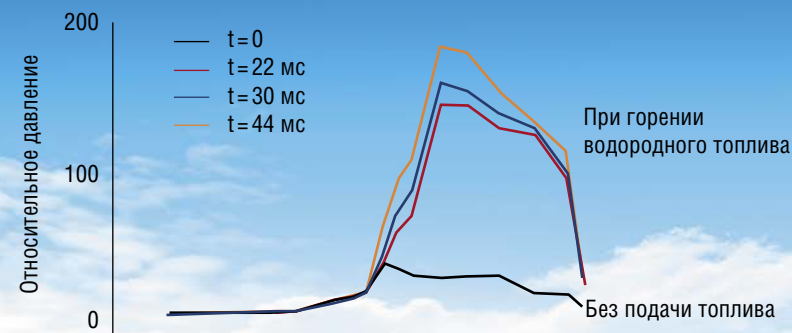
Комбинированная силовая установка воздушно-космического самолета наряду с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) включает в себя прямоточный воздушно-реактивный двигатель (справа вверху).

Втекающий в двигатель воздух сжимается в воздухозаборнике и дополнительно тормозится в изоляторе в системе косых скачков уплотнения, в результате чего его температура и давление повышаются. Затем воздух поступает в камеру сгорания, где смешивается с высококалорийным топливом – водородом. Тепло, выделяющееся при сгорании топлива, увеличивает энергию продуктов сгорания, преобразующуюся в сопле в кинетическую энергию истекающего газа. При этом скорость газа будет больше скорости втекающего в двигатель воздуха – эта разность обеспечивает тягу двигателя. При  $M=3-7$  горение топлива происходит в дозвуковом потоке воздуха; при  $M > 7$  – в сверхзвуковом. При  $M=14-17$  работают совместно ГПВРД и ЖРД, а при больших числах Маха корабль использует уже только ракетный двигатель



ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПВРД

В камере сгорания ПВРД с учетом ограничения статической температуры газа (Латыпов, Фомин, 2009) реализуется секционное горение с контролем температуры продуктов сгорания. Процесс организован так, что зоны горения топлива чередуются с зонами охлаждения продуктов сгорания. При этом охлаждение происходит в секциях с резким расширением сечения камеры сгорания, где скорость протекания реакций значительно уменьшается. В местах разрыва сечений за уступами формируются зоны циркуляционных течений с температурой газа, близкой к температуре торможения потока, – они инициируют реакцию окисления топлива. Дополнительно для управления процессом горения используется также импульсно-периодическая подача топлива



В ИТПМ СО РАН проводятся теоретические и экспериментальные исследования прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Слева – результаты исследования в аэродинамической трубе (при числе Маха набегающего потока  $M=6$ ) характеристик потока газа в тракте модели ПВРД при горении водородного топлива. Установлено, что давление воздуха в канале постепенно повышается в системе косых скачков уплотнения, генерируемых в процессе сжатия воздуха в воздухозаборнике и изоляторе, которые замыкаются прямым скачком уплотнения. Такой режим течения в канале с подводом тепла наблюдается во многих экспериментальных работах

сверхзвуковом потоке воздуха. При этом количество сгорающего топлива должно быть достаточным для получения требуемой тяги. Известный итальянский физик, создатель первой аэродинамической сверхзвуковой трубы А. Ферри предложил несколько способов впрыска топлива в поток и описал возможные схемы возникающих при этом течений. Однако сведения об их практической реализации отсутствуют.

Вообще же диагностика потоков, образующихся при сгорании топлива, чрезвычайно затруднена из-за неравномерного распределения параметров течений и неравновесности процессов. До сих пор нет достоверных экспериментальных данных, свидетельствующих, что в канале двигателя действительно сохраняется сверхзвуковое течение при его «подогреве» в результате сгорания топлива, учитывая, что статическая температура газа при этом не должна превышать  $2500-2700$  °К. Это ограничение, важное при гиперзвуковом полете, связано с необходимостью в ограничении степени диссоциации продуктов сгорания, поскольку последняя приводит к уменьшению работоспособности газового потока и, следовательно, к уменьшению тяги двигателя.

Для определения характеристик ПВРД существующими методами требуется задание некоторого множества определяющих величин, зависящих от газодинамических и геометрических параметров двигателя и определяемых, как правило, экспериментально. Поэтому эти методы малоприменимы при функциональном моделировании, когда нужно определить минимальную совокупность основных параметров, которые относительно мало (и предсказуемо) меняются в процессе функционирования системы.

В рамках такого подхода в ИТПМ была построена функциональная математическая модель силовой установки, которая позволяет получать оценки коэффициента тяги и удельного импульса ПВРД и комбинации ракетного и прямоточного двигателей. При этом учитывается, что часть энергии продуктов сгорания будет использоваться для управления внешним обтеканием самолета.

Оценки эффективности управления внешним обтеканием посредством нагрева воздуха перед летательным аппаратом показали, что при крейсерском полете на сверхзвуковых скоростях значительно – до трети, в зависимости от числа Маха полета, – увеличивается так называемый коэффициент дальности Бреге\* за счет увеличения аэродинамического качества.

Сравнение расходов топлива на разгон с нагревом воздуха перед ВКС и без нагрева было сделано на оптимальных траекториях полета, когда используется комбинированный двигатель. Экономия топлива на траектории разгона составила 3 % от взлетного веса ВКС. Это означает, во-первых, что облегчается решение конструкторских задач. Во-вторых, – что появляется возможность значительно увеличить полезную нагрузку космического аппарата.

По различным оценкам, вес выводимой на орбиту полезной нагрузки составляет 3–5 % от стартового веса самолета – цифры, сравнимые с расчетной величиной экономии топлива при управлении обтеканием самолета. Таким образом, очевидно, что управление

\* Коэффициент дальности Бреге  $Br = VKI$ , где  $V$  – скорость полета,  $K$  – аэродинамическое качество,  $I$  – удельный импульс двигателя



2200 1700 1100 980 870 760 °C



Одна из проблем полета на сверхзвуковых скоростях – интенсивный аэродинамический нагрев самого летательного аппарата. Вверху – спектр ожидаемых температур поверхности гиперзвукового транспортного самолета с горячей конструкцией, совершающего крейсерский полет ( $M=8$ ) на высоте 27 км

обтеканием ВКС посредством нагрева набегающего потока будет весьма эффективно как при крейсерском режиме, так и при разгоне.

## Нужна тепловая защита

Существует еще ряд более частных, хотя и не менее важных, проблем, которые нужно решать при создании воздушно-космического самолета. Одна из них – интенсивный аэродинамический нагрев, который длительное время приходится выдерживать конструкции планера, ведь тепловой поток на поверхность самолета пропорционален скорости полета в третьей степени. Такое тепловое воздействие – настоящий барьер, который надо преодолеть при создании гиперзвуковых самолетов.

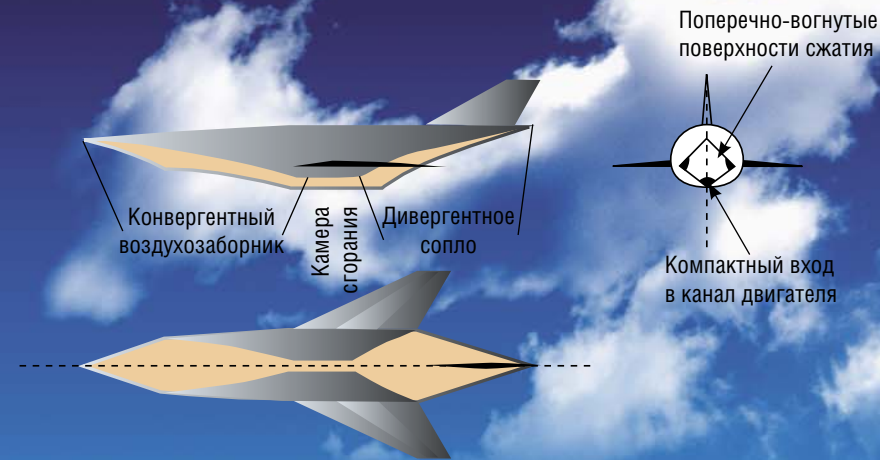
Высокие температуры практически всех участков поверхности летательного аппарата исключают возможность использования для его конструкции традиционных металлов (алюминий, титан, сталь). Возможные способы тепловой защиты поверхности подразделяются на пассивные и активные, а также их комбинации. К первым относятся, например, использование разрушающихся материалов, излучающих покрытий, покрытий с низкой температуропроводностью, характеризующихся невысокой скоростью выравнивания температуры. Методы активной тепловой защиты предусматривают принудительную подачу охлаждающего вещества к горячей поверхности, которое, возможно,

будет проникать и в пограничный слой внешнего воздушного потока.

Весьма перспективным представляется метод тепловой конверсии углеводородного топлива, которое может частично замещать жидкий водород. При этом смесь углеводородного топлива с водой подается по каналам под горячими поверхностями. Под воздействием теплового потока происходит эндотермическая реакция образования *синтез-газа* (смеси монооксида углерода и водорода), идущая с поглощением тепла.

Реакция сопровождается интенсивным конвективным движением среды, что обеспечивает достаточно большие значения коэффициента теплопередачи и малое термическое сопротивление между средой и нагретой стенкой. В результате температура поверхности будет понижаться. «Бонусом» в данном случае будет увеличение энергии топлива за счет поглощения внешнего теплового потока.

Еще один тактический прием тепловой защиты ВКС – уменьшение площади поверхностей, которые необходимо защищать от воздействия высоких температур. В ИТПМ СО РАН была разработана концепция конвергентного воздухозаборника и дивергентного сопла, имеющих более компактные размеры по сравнению с обычными. Модель такого летательного аппарата была испытана в импульсной аэродинамической трубе института при  $M=7,8$  с работающим двигателем на водороде, и экспериментальные результаты совпали с предсказанными расчетными данными.



Один из приемов тепловой защиты ВКС – уменьшение площади поверхностей, которые требуют защиты. В ИТПМ была разработана концепция гиперзвукового самолета с конвергентным воздухозаборником и дивергентным соплом, имеющими более компактные размеры по сравнению с обычными. В таком воздухозаборнике сжатие воздуха производится по сходящимся направлениям, благодаря чему выходное сечение имеет компактную конфигурацию с минимальным периметром. Расширение продуктов сгорания в дивергентном сопле по расходящимся направлениям также позволяет уменьшить площадь сопла

При полете со сверхзвуковой скоростью ударные волны, генерируемые самолетом, достигают поверхности земли. Перепад давления на ударной волне создает так называемый звуковой удар. Воздействие перепада давления на ушные перепонки может быть очень болезненным; сила удара может быть такова, что будет разбиваться даже оконные стекла. Уменьшить звуковой удар можно благодаря специальной компоновке летательного аппарата, выбору траектории и режима полета, а также активного воздействия на структуру ударных волн в окрестностях летательного аппарата.

**Д**аже приведенный здесь краткий обзор демонстрирует беспрецедентную сложность создания одноступенчатого воздушно-космического самолета. Однако мощным стимулирующим фактором для форсирования работ по его созданию служит экспоненциальный рост темпа освоения околоземного космического пространства.

Для выполнения всего комплекса работ (научные исследования, проектные разработки, изготовление опытного образца, экспериментальная доводка, создание эксплуатационных структур) требуются громадные людские, материальные и финансовые ресурсы. Выполнить задуманное, вероятно, станет возможным лишь при объединении усилий многих стран. Но цель стоит того, ведь дальнейшее освоение космического пространства должно способствовать успешному и мирному развитию человеческой цивилизации.

## Литература

- Бурдаков В. П., Данилов Ю. И. *Внешние ресурсы и космонавтика*. М.: Атомиздат, 1976.
- Георгиевский П. Ю., Левин В. А. *Управление обтеканием различных тел с помощью локального подвода энергии в сверхзвуковой набегающий поток* // Изв. РАН. МЖТ. 2003. № 5. С. 154–167.
- Латышов А. Ф. *О математическом моделировании летательных аппаратов на этапе выработки концепции* // ЧММСС, 1979. Т. 10, № 3. С. 105–110.
- Латышов А. Ф., Фомин В. М. *Оценка энергетической эффективности подвода тепла перед телом в сверхзвуковом потоке* // ПМТФ. 2002. Т. 43, № 1. С. 71–75.
- Латышов А. Ф. *Оценка энергетической эффективности подвода тепла перед телом при полете с ускорением. Часть 1. Математическая модель* // Теплофизика и аэромеханика, 2008. Т. 15, № 4. С. 573–584. *Часть 2. Математическая модель разгонного участка траектории. Результаты расчетов* // Теплофизика и аэромеханика, 2009. Т. 16, № 1. С. 1–12.
- Латышов А. Ф., Фомин В. М. *Способ работы сверхзвукового пульсирующего прямооточного воздушно-реактивного двигателя и сверхзвуковой пульсирующей прямооточной воздушно-реактивной двигатель* // Патент РФ № 2347098, 2009.
- Сабельников А. В., Пензин В. И. *К истории исследований в области высокоскоростных ПВРД в России*. М.: ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, 2008.