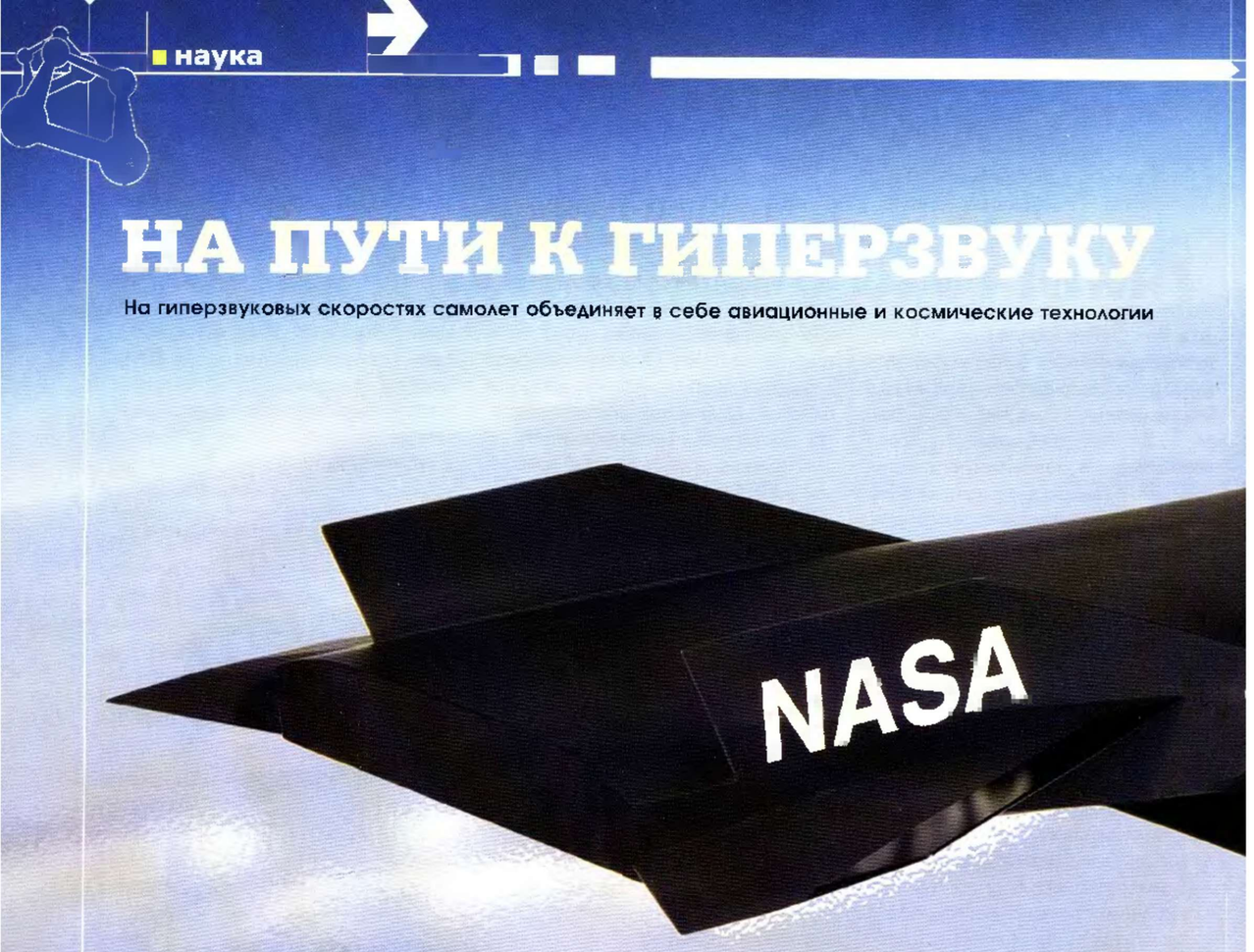
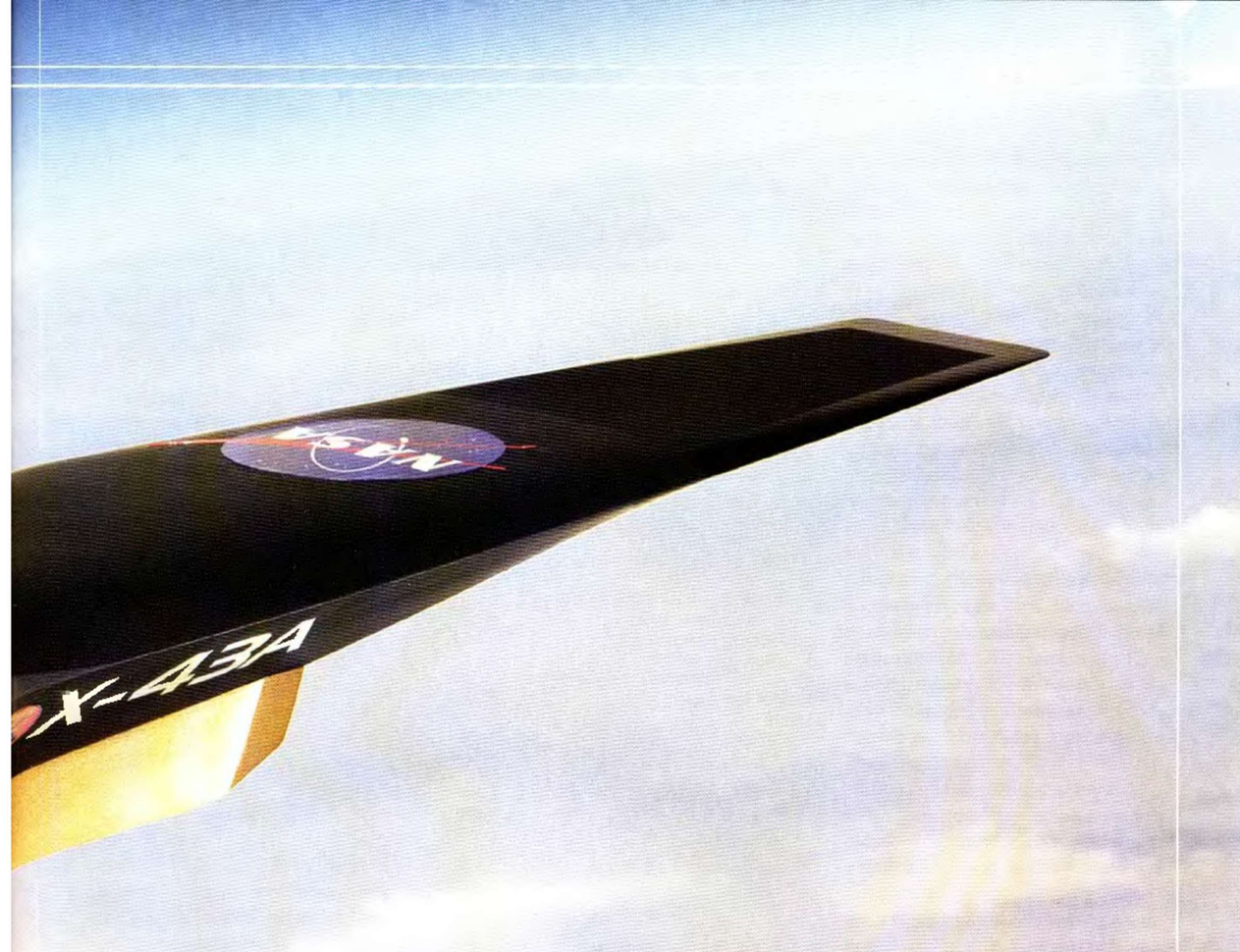
НА ПУТИ К ГИПЕРЗВУКУ

На гиперзвуковых скоростях самолет объединяет в себе авиационные и космические технологии





NASA LRC/96

СКОРОСТЬ

XXI век уже начал развертывать перед нами новые перспективы и ставить новые задачи. Самолеты теперь должны летать на гиперзвуковых скоростях, а для этого в их двигателях необходимо гармонично объединить черты авиационной и космической техники. В сверхзвуковом ПВРД – прямоточном воздушно-реактивном двигателе – не используется никаких вращающихся частей, при этом самолет, оснащенный таким двигателем, будет способен покрывать сотни километров за считанные минуты, сделает реальностью регулярные сверхскоростные трансконтинентальные перелеты и недорогие космические полеты.

В 2004 году, когда в самостоятельный полет отправился первый самолет с таким двигателем, поставленная цель стала уже почти реальностью. Во второй половине дня 27 марта неподалеку от побережья Калифорнии с летящего на высоте 12 км бомбардировщика B-52 стартовал принадлежащий NASA беспилотный аппарат X-43A, установленный на крылатой ракете-носителе Pegasus ("Пегас"). С помощью стартового ускорителя экспериментальный аппарат воспарил на высоту 29 км, где и отделился от ракеты-носителя. Далее заработал его собственный ПВРД, и хотя он проработал всего 10 секунд, на его тяге была достигнута немыслимая скорость в 7 Махов, то есть 8350 км/час.

Полученные в ходе этого эксперимента результаты помогли трезво оценить концепцию сверхзвукового летательного аппарата с воздушно-реактивным двигателем. Серия полетов, запланированных на ближайшие несколько лет, должна расширить объем уже имеющихся экспериментальных данных, так что не пройдет и десятилетия, как первые гиперзвуковые аппараты с ПВРД будут запущены в коммерческую эксплуатацию.

Сверхзвуковые ПВРД сделают возможным три категории гиперзвуковых летательных аппаратов – оружие (такое как крылатые ракеты), самолеты (к примеру, стратегические бомбардировщики и разведчики) и, наконец, космопланы – космические аппараты, способные взлетать и приземляться, как обычные авиалайнеры.

В Соединенных Штатах развитие прямоточных воздушно-реактивных двигателей имеет долгую историю. На основе теоретических разработок, начатых еще в сороковые годы, в конце пятидесятых американские ВВС, ВМФ и NASA вплотную подступили к экспериментальному этапу. Нынешний уровень проработки этой идеи базируется на множестве исследовательских программ с конструированием подобных двигателей на водородном и углеводородном топливе.

В ряду этих разработок особо следует отметить программу NASA "Национальный аэрокосмический самолет" (National Aerospace Plane – NASP). В 1986 году перед разработчиками была поставлена задача создать летательный аппарат, способный развивать скорость больше 15 Махов и при этом взлетающий и садящийся наподобие обычного самолета – на горизонтальную площадку. Программа была завершена в 1993 году, а вот созданная в ходе выполнения этой программы оригинальная конструкция двигателя, будучи значительно доработана в NASA, легла в основу силовой установки, использованной в мартовском полете X-43A.

В 2001 году ВВС США совместно с моторостроительной компанией Pratt & Whitney провели наземные испытания первого неохлаждаемого ПВРД на углеводородном топливе, имитируя скорости 4,5–6,5 Махов. В 2003 году результатом этого сотрудничества явился двигатель из никелевых сплавов, охлаждаемый потоком собственного горючего марки JP7. Именно этот двигатель может в перспективе стать основой для будущих крылатых ракет, самолетов и космических аппаратов. В прошлом году были произведены наземные испытания ПВРД, разработанного целой группой организаций – DARPA (Агентство перспективных оборонных исследовательских проектов), ВМФ США, Boeing, Aerojet и университетом Джонса Хопкинса. Этот двигатель изготовлен в основном из никелевых сплавов, использует топливо JP10 и предназначен исключительно для гиперзвуковых крылатых ракет.

Что такое ГПВРД?

В традиционном ПВРД поступающий в воздухозаборник сверхзвуковой воздушный поток тормозится до дозвуковой скорости скачками уплотнения – ударными волнами, образуемыми за счет определенной геометрии воздухо-

заборника. Горючее впрыскивается в этот сжатый торможением дозвуковой поток, смесь сгорает, и горячие газы, проходя через регулируемое или нерегулируемое сопло, снова разгоняются до сверхзвуковых скоростей.

В гиперзвуковом ПВРД воздушный поток тормозится на входе в меньшей степени и остается сверхзвуковым в ходе всего процесса горения топлива. В этом случае отпадает нужда в регулируемых соплах, и работа двигателя оптимизирована для широкого диапазона чисел Маха. Современные двухрежимные гиперзвуковые ПВРД способны работать в режимах как дозвукового, так и сверхзвукового горения, обеспечивая плавный переход из одного режима в другой.

Концепция ГПВРД являет собой образец гармоничного сопряжения планера летательного аппарата и его движителя. В этой схеме двигатель занимает всю нижнюю поверхность летательного аппарата. Силовая установка состоит из семи основных элементов, пять из них относятся собственно к двигателю, а два – к фюзеляжу аппарата. Зона двигателя – это передняя и задняя части воздухозаборника, камера сгорания, сопло и система подачи горючего. К фюзеляжу можно отнести влияющие на работу двигателя нижние поверхности его носовой и хвостовой частей.

В скоростной системе нагнетания воздуха эффективно взаимодействуют носовая нижняя часть фюзеляжа и воздухозаборник. Они совместно захватывают и сжимают воздушный поток, подавая его в камеру сгорания. В отличие от обычных реактивных двигателей, в ГПВРД на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях полета необходимое сжатие поступающего воздуха достигается без использования механического компрессора. Первоначальное сжатие создается нижней носовой частью фюзеляжа самолета, а воздухозаборник доводит его до необходимой степени сжатия.

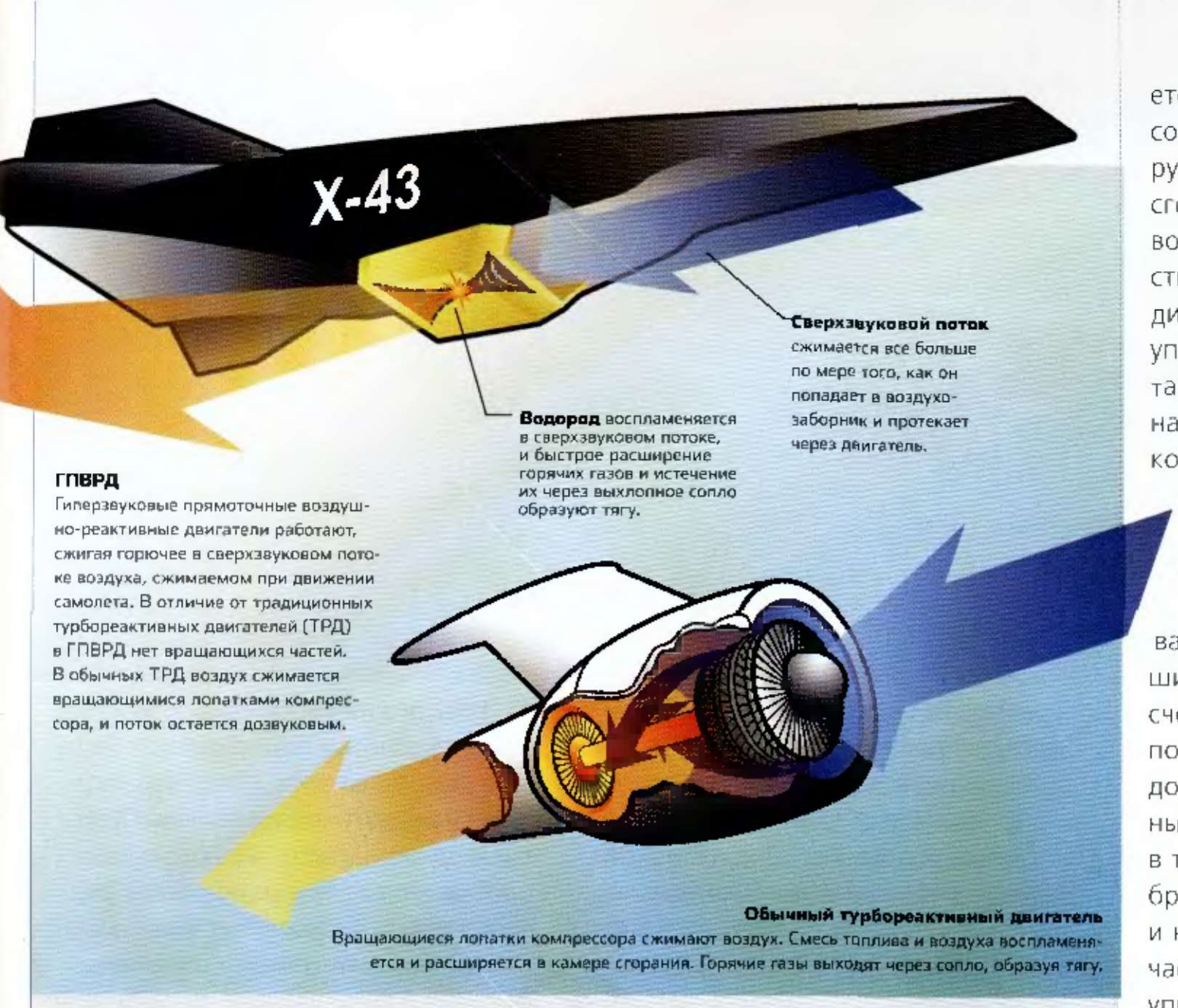
Набегающий воздушный поток испытывает серию скачков уплотнения у носовой части самолета и на входе в воздухозаборник, его скорость снижается, при этом растут давление и температура. Принципиально важным компонентом ГПВРД выступает задняя часть воздухозаборника. В этой зоне сверхзвуковой входящий поток встречается с противодавлением, которое превосходит статическое давление воздуха на входе. Когда в результате процесса горения от стенки начинает отделяться пограничный слой, в зоне задней части воздухозаборника формиру-

ДИАГРАММА гидродинамических нагрузок показывает поведение летательного аппарата Hyper-X при испытаниях на скорости 7 Махов при работающем двигателе.

ЧИСЛА МАХА

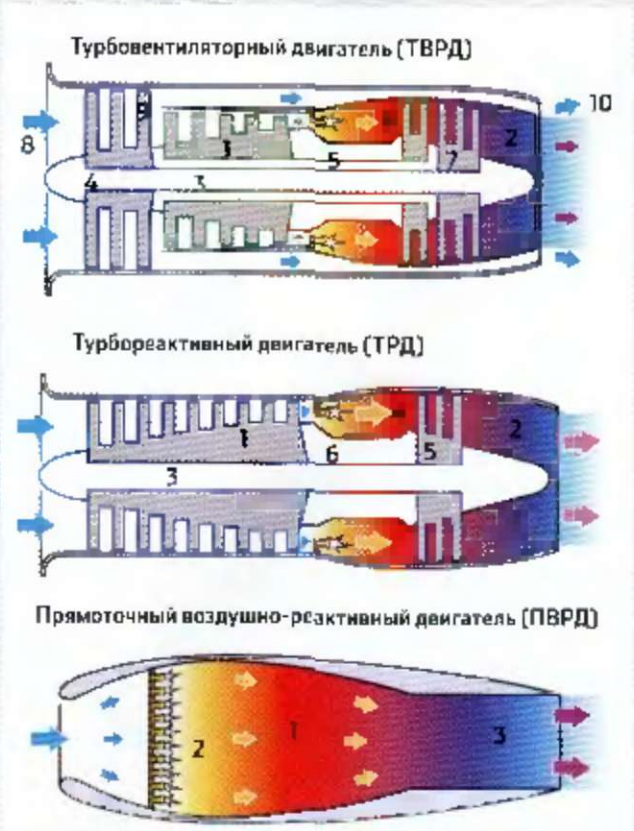
Чтобы получить число Маха, нужно поделить скорость объекта на скорость звука. Этот параметр назван именем австрийского физика XIX века Эрнста Маха, который заложил основы аэродинамики на сверхзвуковых скоростях. 1 Мах соответствует скорости звука, а дозвуковой диапазон – значениям этого параметра, меньшим единицы. Сверхзвуковой диапазон – это значения числа Маха от 1 до 5, а после пяти начинается уже гиперзвуковой диапазон.

ДВИГАТЕЛЬ В ГИПЕРЗВУКОВОМ САМОЛЕТЕ занимает почти всю нижнюю поверхность фюзеляжа. Когда воздух проходит под носовой частью аппарата, сквозь воздухозаборник, камеру сгорания, сопло и под задней частью фюзеляжа, в нем возникает серия скачков уплотнения. Форма этих скачков меняется в зависимости от скорости и должна находиться под контролем, поскольку именно от нее зависит эффективная работа двигателя.



РАКЕТЫ И РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

И ракеты, и воздушно-реактивные двигатели (ВРД) для создания тяги сжигают смесь горючего с окислителем. Различие состоит в том, что обычная ракета несет окислитель на борту, в то время как ВРД получает его из окружающего воздуха. В ТРД воздух проходит через компрессор, камеру сгорания и турбину, где часть энергии забирается и приводит в движение компрессор. В ТВРД установлен дополнительный вал с вентилятором, который пускает часть воздуха в обход двигателя. В сверхзвуковом ПВРД нет вращающихся деталей, а сжатие воздуха осуществляется за счет торможения потока до дозвуковых скоростей перед подачей в камеру сгорания. ГПВРД – это ПВРД, действующий на гиперзвуковых скоростях совместно с фюзеляжем летательного аппарата, причем воздушный поток, проходящий сквозь камеру сгорания, сохраняет сверхзвуковую скорость. Выбор между типами горючего – водородом или углеводородными смесями – определяется системой охлаждения. В крылатых ракетах и самолетах малого радиуса действия можно использовать углеводородное топливо, а в самолетах дальнего радиуса действия и в космических аппаратах разумнее использовать водород.



Турбовентиляторный двигатель (ТВРД)
1. Компрессор. **2.** Сопло. **3.** Внешний приводной вал (для компрессора). **4.** Внутренний приводной вал (для вентилятора). **5.** Топливные форсунки. **6.** Камера сгорания. **7.** Турбина. **8.** Воздух. **9.** Вентилятор. **10.** Выхлоп наружного контура.

Турбореактивный двигатель (ТРД)
1. Компрессор. **2.** Сопло. **3.** Приводной вал. **4.** Камера сгорания. **5.** Турбина. **6.** Топливные форсунки.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД)
1. Камера сгорания; **2.** Топливные форсунки. **3.** Сопло.

ется серия скачков уплотнения, создавая своего рода "предкамеру" перед настоящей камерой сгорания. Наличие задней части воздухозаборника позволяет достичь в камере сгорания необходимых уровней теплоподвода и управлять растущим давлением так, чтобы не возникла ситуация, называемая "запиранием", при которой ударные волны препятствуют попаданию воздушного потока в заднюю часть воздухозаборника.

Камера сгорания обеспечивает наиболее эффективное смешивание воздуха с горючим за счет впрыска, распределенного по длине камеры. Таким образом достигается наиболее эффективный перевод тепловой энергии в тягу двигателя. Система выброса газов, состоящая из сопла и нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа, обеспечивает управляемое расширение сжатых горячих газов, что, собственно, и дает необходимую тягу. Процесс расширения преобразует возникающую в камере сгорания потенциальную энергию в энергию кинетическую. В зоне сопла происходит множество физических явлений – это и горение, и эффекты пограничного слоя, и нестационарные потоки газов, и неустойчивость слоев с поперечным сдвигом, а также множество специфических объемных эффектов. Форма сопла имеет огромное значение для эффективности работы двигателя и для полета в целом, поскольку она влияет на подъемную силу и управляемость самолета.

Как все это действует

До того как летательный аппарат с ГПВРД достигнет желаемых скоростей, его двигатель должен последовательно пройти через несколько режимов работы. Для разгона до скоростей порядка 3 Махов можно использовать одну из нескольких возможностей – к примеру, дополнительные газотурбинные двигате-

NASA (RYDER, ADVANCED ILLUSTRATIONS LTD)

Самолет-носитель NASA B-52B с подвешенной под крылом *разгонной крылатой ракетой Pegasus. Сам экспериментальный* аппарат X-43A мал и прячется за этими монстрами

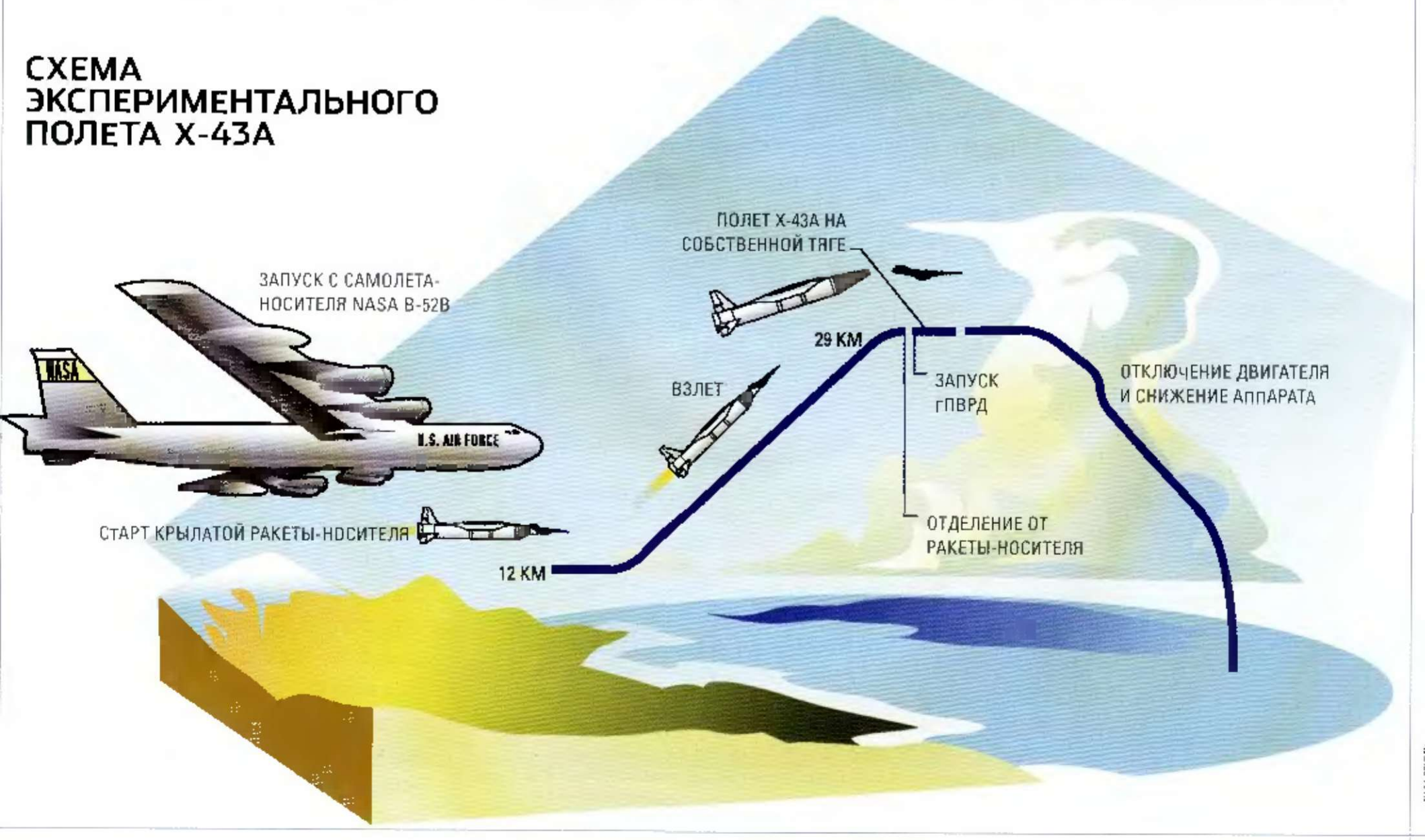
ли либо же ракетные ускорители (как внутренние, так и внешние).

На скорости 3–4 Маха ГПРВД перестраивается с режима низкоскоростной тяги на такой режим, когда в двигателе формируются устойчивые скачки уплотнения, создающие на входе в камеру сгорания один или несколько участков воздушного потока на дозвуковой скорости. В традиционном ПВРД это обеспечивают воздухозаборник и диффузор – они снижают скорость потока до уровня ниже скорости звука за счет увеличения площади диффузора, таким образом на дозвуковых скоростях можно достичь полного сгорания смеси.

За камерой сгорания расположено суживающееся-расширяющееся сопло, которое и выдает необходимую тягу. В ГПРВД на выходе из камеры происходит "газовое тепловое дросселирование", которое не требует реального геометрического сужения сопла. Это сужение потока формируется благодаря смешиванию газов с воздухом и точно выверенному распределению потоков.

Пока самолет с ГПВРД на собственной тяге разгоняется от 3 до 8 Махов, в диапазоне от 5 до 7 Махов двигатель переходит на другой режим. Это переходный момент, когда двигатель работает и как традиционный ПВРД, и как гиперзвуковой. Рост температуры и давления в камере сгорания замедляется. В результате для нормальной работы становится достаточной более короткая зона предварительного сжатия. Скачки уплотнения сдвигаются от горловины воздухозаборника ближе к входу камеры сгорания.

СХЕМА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА X-43A



NASA DRYDEN

Когда скорость переваливает за 5 Махов, режим сверхзвукового горения обеспечивает уже более высокую тягу, поэтому специфика двигателя требует, чтобы режим ПВРД использовался до тех пор, пока аппарат не достигнет скорости в 5–6 Махов. На пороге примерно в 6 Махов торможение воздушного потока к дозвуковым скоростям приводит местами к почти полной его остановке, что вызывает резкие скачки давления и теплопередачи. Где-то в интервале между 5 и 6 Махами появление этих симптомов может служить сигналом для перехода на режим чистого ГПВРД. Когда скорость переваливает за 7 Махов, процесс сгорания уже не способен разделять воздушный поток, и двигатель начинает работать в режиме ГПВРД без скачков уплотнения перед камерой сгорания. Ударные волны от воздухозаборника распределяются вдоль всего двигателя. На скоростях выше 8 Махов законы физики требуют сверхзвукового режима сгорания, поскольку двигатель уже не сможет выдерживать давлений и температур, которые возникли бы при торможении воздушного потока до дозвуковых скоростей.

При работе ГПВРД на скоростях от 5 до 15 Махов встает несколько технических проблем. Это сложности смешивания горючего с воздухом, борьба с тепловыми перегрузками двигателя, в частности с перегревом всех передних кромок воздухозаборника. Для полетов на гиперзвуковых скоростях требуются особые конструкции и материалы.

Когда скорость впрыскиваемого горючего уравнивается со скоростью влетающего в камеру сгорания воздушного потока, а это происходит на скоростях около 12 Махов, смешивание горючего с воздухом становится весьма затруднительным. При еще более высоких числах Маха огромные температуры в камере сгорания вызывают распад молекул и их ионизацию. Эти процессы, накладываясь на и без того сложную картину воздушного потока, где происходит сверхзвуковое перемешивание, взаимодействие камеры сгорания с каналом воздухозаборника и действуют законы горения, делают почти невозможным расчет газовых потоков, режима подачи топлива и теплового баланса камеры сгорания.

В ходе гиперзвукового полета нагрев двигателя летательного аппарата зависит не только от работы камеры сгорания – свой вклад вносят и другие системы: насосы, гидравлика, электроника. Системы управления теплообменом в гиперзвуковых летательных аппаратах в основном сконцентрированы на двигателе, поскольку именно он испытывает максимальные тепловые нагрузки. Двигатель вообще создает много проблем – зона реактивного потока отличается огромными термическими, механическими и акустическими нагрузками, а плюс ко всему она заполнена исключительно коррозионно активной смесью из раскаленных продуктов сгорания и кислорода.

ОБЫЧНАЯ РАКЕТА НЕСЕТ ОКИСЛИТЕЛЬ У СЕБЯ НА БОРТУ, В ТО ВРЕМЯ КАК ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ПОЛУЧАЕТ ЕГО ИЗ ОКРУЖАЮЩЕГО ВОЗДУХА

Если двигатель не охлаждать, температура камеры сгорания перевалит за 2760 градусов Цельсия, а это выше, чем точка плавления для большинства металлов. К счастью, с проблемой высоких температур удается справиться путем активного охлаждения, правильного подбора материалов и разработкой специальных высокотемпературных конструкций.

Сам гиперзвуковой летательный аппарат тоже предъявляет жесткие требования к конструкциям и материалам. Вот они:

– очень высокие температуры;

– нагрев аппарата в целом;

– стационарные и перемещающиеся локализованные зоны нагрева от ударных волн;

– высокие аэродинамические нагрузки;

– высокие нагрузки от пульсаций давления;

– возможность серьезного флаттера, вибраций, флуктуирующие нагрузки термического происхождения;

– эрозия под воздействием набегающего воздушного потока и реактивного потока внутри двигателя.

Теперь, после успешного полета аппарата X-43A и наземных испытаний нескольких полномасштабных моделей, все реальнее выглядят планы создать полноценный самолет с ГПВРД на водородном или углеводородном горючем. Когда наши материалы были отправлены в печать, NASA готовилась запустить еще один X-43A и разогнать его до скорости 10 Махов, то есть до 12 000 км/ч.

В 2007 и 2008 годах ВВС США, Pratt & Whitney и подразделение компании Boeing – Phantom Works – будут продолжать летные испытания ГПВРД на углеводородном горючем. Эти испытания – с использованием относительно простого в изготовлении двигателя – должны продемонстрировать диапазон возможных ускорений и возможность устойчивой работы в течение нескольких минут на скоростях 4,5–6,5 Махов. Предполагается также проверить управляемость двигателя и всего аппарата при использовании сенсоров и компьютеров.

Демонстрация этих технических достижений, а также серия других запланированных наземных и воздушных испытаний должны открыть дорогу к созданию экономически выгодных, пригодных для многократного использования гиперзвуковых двигателей для крылатых ракет, самолетов дальнего действия и космических аппаратов. Эти аппараты могут войти в эксплуатацию соответственно в 2010, 2015 и в 2025 годах. **ПМ**

Дин Андреадис

©PopularMechanics/SAR