

макроскопической характеристики системы (скорость волны горения, степень конверсии реагентов и т.д.) описывается одним и тем же (а не различными) критическими показателями. В таком подходе становится очевидным, что предел погасания не надо разделять на тепловой и концентрационный, а следует рассматривать общий «энергетический» предел горения, который просто определяет, достаточно или нет у волны горения энергии, чтобы распространяться по образцу.

Процессы горения продолжают играть ключевую роль в существовании цивилизации. Эра двигателей внутреннего сгорания далека от своего заката. Львиная доля тепловой и электрической энергии все еще получается благодаря сжиганию ископаемых топлив – угля, нефтепродуктов, природного газа. Нет никаких разумных оснований полагать, что энергетические балансы существенно изменятся в сторону так называемой зеленой энергетики, поскольку она остается слишком дорогой и нестабильной. Космос для человека доступен тоже только благодаря реактивным двигателям, сжигающим в короткие промежутки времени колоссальные объемы топлива. Хочется надеяться, что благодаря научным исследованиям мы узнаем еще много нового о горении и сможем извлечь из него много полезного. ■

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Савельев С.В. Происхождение мозга. – М., 2005.
2. Леенсон И.А. Как зажечь огонь // Химия и жизнь. 2011. № 1.
3. Боголюбов А.Н. Творения рук человеческих: Естественная история машин. – М., 1988.
4. Фарадей М. История свечи: пер. с англ. / под ред. Б.В. Новожилова. – М., 1980.
5. А.С. Рогачев, А.С. Мукасян. Горение для синтеза материалов: введение в структурную макрокинетикку. – М., 2012.
6. Merzhanov A. G. History and recent developments in SHS // *Ceramics international*. – 1995. V. 21. Iss. 5. PP. 371–379.
7. Grinchuk P.S. et al. effect of technological parameters on densification of reaction bonded Si / SiC ceramics // *Journal of the European Ceramic Society*. 2018. V.38. Iss. 15. PP. 4815–4823.
8. А.Г. Мержанов. 40 лет СВС: счастливая судьба научного открытия. – Черноголовка, 2007.
9. Vorotilo S. et al. Self-propagating high-temperature synthesis of advanced ceramics MoSi₂-HfB₂-MoB // *Ceramics International*. 2019. V.45. Iss.1.PP. 96–107.
10. Kurbatkina V.V. et al. SHS Processing and Consolidation of Ta–Ti–C, Ta–Zr–C, and Ta–Hf–C Carbides for Ultra High Temperatures Application // *Advanced Engineering Materials*. – 2018. V. 20. Iss.8. Art. # 1701075.
11. Grinchuk P.S. Combustion of heterogeneous systems with a stochastic spatial structure near the propagation limits. *J Eng Phys Thermophy* 2013. V. 86. PP. 875–887.
12. Grinchuk P.S., Rabinovich O.S. Percolation Phase Transition in Combustion of Heterogeneous Mixtures // *Combustion, Explosion, and Shock Waves* 2004. V. 40., PP. 408–418.
13. Паташинский А.З., Покровский В.Л. Флуктуационная теория фазовых переходов. – М., 1982.

ДЛЯ ЧЕГО ИСПОЛЬЗУЕТСЯ СВЕРХЗВУКОВОЕ ГОРЕНИЕ?

Создание летательных аппаратов (ЛА), перемещающихся в земной атмосфере или космическом пространстве с максимально высокими скоростями, было давней мечтой человечества. Для обеспечения их необходимого ускорения и последующего передвижения в поле внешних сил, согласно законам механики, аппарат должен выбрасывать из себя некоторую массу собственного вещества, и желательно с максимально возможной скоростью.

Впервые уравнение движения тела с переменной массой, описывающее решение такой задачи, сформулировал английский математик Вильям Мур [1], работавший в Королевской военной академии в Вулвиче. Один из вариантов решения этого уравнения хорошо нам известен как формула К.Э. Циолковского. Она была выведена в рукописи «Ракета» от 10 мая 1897 г. [2] и опубликована в следующем виде:

$$V = V_1 \ln \left(1 + \frac{M_2}{M_1} \right), \quad (1)$$

где V – конечная скорость ракеты, V_1 – скорость выбрасываемой массы относительно ракеты, M_1 – масса ракеты без топлива, M_2 – масса выбрасываемого вещества относительно ракеты. Эта формула в идеальном приближении без учета влияния силы тяжести и сопротивления воздуха дает скорость, которую развивает ЛА под воздействием тяги ракетного двигателя, то есть двигателя, топливо и окислитель которого находятся непосредственно на борту.

Качественный анализ формулы Циолковского выявляет основные ограничения, с которыми сталкиваются инженеры и конструкторы.



Олег Пенязков,
директор Института
тепло-и массообмена
имени А.В. Лыкова НАН Беларуси,
академик

торы, занимающиеся разработкой высокоскоростных летательных аппаратов. Хорошо видно, что их конечная скорость V зависит от скорости отбрасываемой массы V_1 . Для ЛА на жидком и твердом топливе, а также плазменных двигателей она будет состоять из газов, являющихся продуктами сгорания или плазмообразующим веществом. Согласно законам термодинамики, скорость их истечения не может превышать примерно 2,5 скорости звука. Численное значение последней для газов определяется соотношением

$$a = \sqrt{\frac{\gamma RT}{\mu}}, \quad (2)$$

где γ – отношение удельных теплоемкостей газа, R – универсальная газовая постоянная, T – температура газа, а μ – его молекулярный вес.

Из (2) следует, что в основном скорость звука газа, а значит, и максимальная скорость его истечения прямо пропорционально зависит от квадратного корня температуры газа и обратно пропорциональна квадратному корню его молекулярного веса. То есть, чем легче газ и выше его температура, тем до большей скорости его можно разогнать в сопле при истечении. Именно поэтому в наиболее мощных ракетных двигателях в качестве топлива используется водород. Продуктом его сгорания в кислороде является вода, обладающая низким молекулярным весом, а температура его сгорания составляет примерно 3500 К. Все это дает скорость звука в продуктах сгорания водорода около 1535 м/с. А максимальная скорость их истечения может составлять 3,8 км/с, что в 11,6 раза выше скорости звука в воздухе при нормальных условиях.

Следующим прямым следствием формулы Циолковского (1) является то, что чем большей скорости перемещения в пространстве мы хотим достичь, тем большую массу продуктов сгорания M_2 мы должны выбросить, а значит, сжечь большую массу топлива и окислителя, чьи весовые, объемные и энергетические параметры существенно влияют на наши фак-

тические возможности при осуществлении высокоскоростного полета.

И наконец, еще одной важной особенностью при передвижении ЛА в атмосфере Земли, следующей из (1), будет то, что максимальная скорость полета будет выше при меньшем весе летательного аппарата M_2 . Следовательно, если в качестве окислителя при горении применять внешний заборный воздух, можно разогнать летательный аппарат быстрее, и лететь он будет дальше. Собственно, на использовании внешней среды для создания подъемной силы и процессов окисления топлива в камерах сгорания двигателей различного типа строится вся современная авиация.

Сооружение гиперзвуковых летательных аппаратов, способных совершать краткосрочный или длительный полет в атмосфере со скоростями, превышающими скорость звука в воздухе более



Рис. 1. Инженер И.А. Меркулов (1913–1991) и фотография первой ракеты, использующей ЛФРД. Самолет И-153 для проведения летных испытаний с двумя установленными ЛФРД ДМ-2 диаметром 400 мм

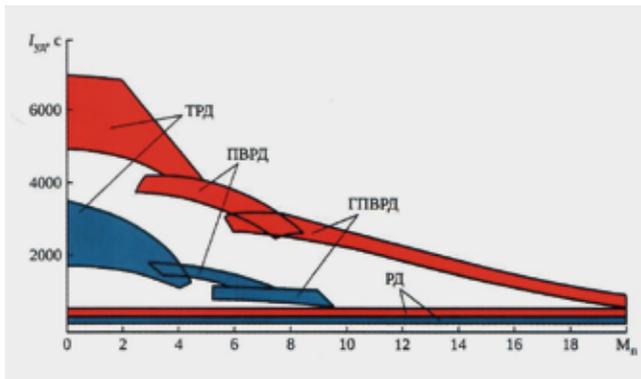


Рис. 2. Зависимость удельного импульса различных двигательных установок от полетного числа Маха ЛА. Красный цвет – горючее водород, синий – углеводородное топливо

чем в 5–6 раз ($M > 5$), – одно из наиболее востребованных направлений развития аэрокосмической техники на близлежащую перспективу. Это связано с решением ряда оборонных задач, касающихся разработки способов доставки, беспрепятственно преодолевающих современные средства противовоздушной и противоракетной обороны. Кроме того, рассматриваются многочисленные варианты применения гиперзвуковых ЛА для высокоскоростной транспортной авиации и многоразовых аэрокосмических систем освоения космического пространства. Фундаментальной основой для их построения является создание прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) различного назначения, которые используют в качестве окислителя внешний воздух и должны быть более экономичны и эффективны по сравнению с ракетными при полетах на высоте до 40–50 км.

Исследования рабочих процессов и испытания различных версий высокоскоростных ПВРД происходили почти одновременно во многих странах мира (Россия, США, Франция, Германия, Япония) начиная с момента изобретения этого двигателя (1957 г. – Россия, проф. Е. С. Щетинков [3]; 1958 г. – США, Р. А. Вебер, А. С. Маккей [4], 1958 г. – Р. Данлоп, Р. Л. Брем, А. А. Николе [5], 1958 г. – Франция, П. М. Рой [6]). Совместную работу С. П. Королева и Е. С. Щетинкова в 1936 г. над крылатыми ракетами [7] можно рассматривать как начало деятельности по созданию ЛА, имеющих в качестве составной части силовой установки ракетные и впоследствии прямоточные двигатели. Первые испытания ПВРД на самолете были проведены инженером И. А. Меркуловым в 1939 г. [8] (рис. 1). А созданные Е. С. Щетинковым ПВРД испытывались в 1941 г. [9].

Основной принцип работы ПВРД состоит в использовании тепловой энергии, образующейся

при сжигании топлива в сверхзвуковом потоке, который формируется при нагреве и сжатии набегающего воздуха в воздухозаборнике летательного аппарата. Таким образом, физико-химические явления, возникающие при смешении и горении топлива в высокоскоростном турбулентном потоке, являются основной рабочей процессом в ПВРД. На рис. 2 представлено сравнение удельного импульса двигательных установок различного назначения в зависимости от типа двигателя, а также горючего – водорода или углеводорода. Как видим, при скоростях полета $M > 5$, то есть более 1600 м/с, сверхзвуковые ПВРД (СПВРД) и гиперзвуковые прямоточные реактивные двигатели (ГПВРД) имеют значительное преимущество по сравнению с турбореактивными (ТРД) и ракетными (РД) двигателями. И это преимущество сохраняется до $M > 10$ (скорость 3,3 км/с) для углеводородного горючего и $M > 20$ (скорость 6,6 км/с) для водорода. Чтобы представить себе масштаб скоростей полета летательных аппаратов с СПВРД и ГПВРД, уместно провести их сравнение с летными характеристиками одного из лучших в мире истребителей-перехватчиков МИГ-25, на котором было установлено 29 мировых рекордов высоты и скорости полета. Этот выдающийся по своим техническим параметрам и самый быстрый аппарат, снабженный двумя турбореактивными двигателями, мог развивать скорость только до 3,3 числа Маха, что примерно составляет 1 км/с.

Область применения СПВРД обычно ограничивается скоростью полета ЛА в атмосфере при Махе 6–8. В проточной части двигателя набегающий

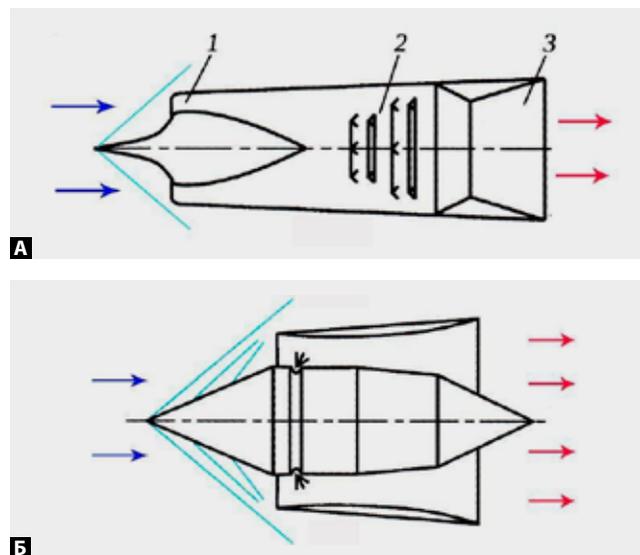
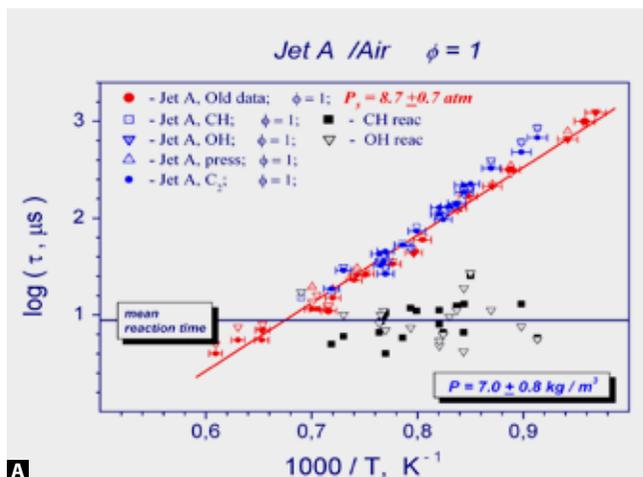
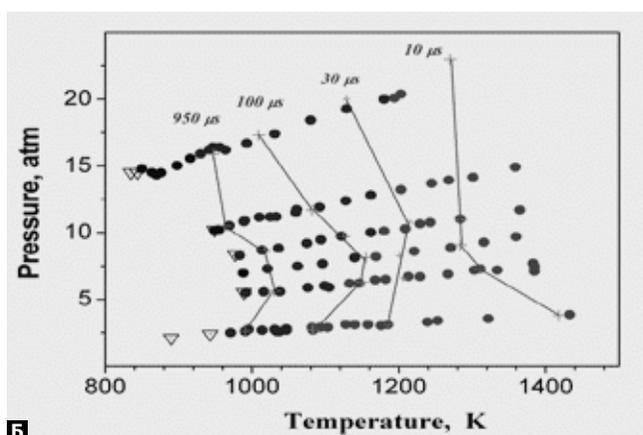


Рис. 3. Схемы сверхзвукового (А) и гиперзвукового (Б) ПВРД: 1 – диффузор, 2 – камера сгорания, 3 – выходное сопло



A



B

Рис. 4. А – зависимость задержки самовоспламенения и времени реакции авиационного керосина в воздухе от температуры при давлении 9 атм, Б – параметрическая диаграмма режимов воспламенения водорода при высоких температурах и давлениях

на воздухозаборник сверхзвуковой поток (рис. 3А) тормозится в системе косых скачков уплотнения (ударных волн) до дозвуковых скоростей по отношению к местной скорости звука в потоке. При этом происходит рост давления и температуры воздуха, который расширяется в камере, перемешивается с топливом, воспламеняется и сгорает. Образующиеся при этом продукты в последующем разгоняются в выходном сопле до сверхзвуковых скоростей, что, согласно формуле Циолковского, и обеспечивает ускорение и достижение крейсерской скорости летательного аппарата.

Дальнейшее увеличение скорости полета ЛА вызывает значительное повышение температуры воздуха при его торможении перед входом в камеру сгорания. Это приводит к тому, что большая часть выделившейся энергии при окислении топлива начинает уходить на диссоциацию продуктов сгорания,

что приводит к существенным потерям. Поэтому, начиная со скоростей полета ЛА $M=7-8$, более эффективно сгорание смеси в сверхзвуковом потоке, что обуславливает переход от СПВРД к ГПВРД (рис. 3Б).

ПВРД обладают рядом особенностей, которые существенно отличают их от других реактивных двигателей. В частности:

- они потребляют заборный воздух в качестве окислителя, что значительно повышает эффективность всего рабочего процесса по сравнению с ракетными двигателями в определенном диапазоне скоростей полета ЛА;
- в конструкции ПВРД отсутствуют движущиеся и дорогостоящие элементы, такие как компрессор и турбина. Вместо компрессора, отвечающего за сжатие и нагрев входящего воздуха в турбореактивном двигателе, используется специально профилируемый воздухозаборник;
- ПВРД невозможно запустить с нулевой скорости. Для того чтобы инициировать зажигание и горение топливно-воздушной смеси, необходимы системы предварительного разгона ЛА для сжатия и нагрева входящего воздуха до нужной температуры газа в проточной части;
- ПВРД может эффективно работать в относительно узких скоростных диапазонах.

Изучение рабочих процессов в СПВРД и ГПВРД, их разработка и совершенствование – очень непростая научно-техническая задача, требующая весьма дорогостоящих методов и средств при проведении



A



B

Рис. 5. А – гиперзвуковой летательный аппарат X-51А на борту самолета-носителя В-52, Б – испытательный полет экспериментального гиперзвукового летательного аппарата NASA X-43А

наземных и летных испытаний. Это связано с тем, что для обеспечения адекватности исследований и тестов реальным условиям полета необходимо разгонять воздушный поток до очень высоких скоростей. Чтобы удовлетворить эти требования, обычно используются весьма дорогостоящие установки – гиперзвуковые аэродинамические и ударные трубы. В них удается достичь необходимых скоростей воздушного потока и, что очень важно, реализовать проведение измерений и испытаний ПВРД при квазистационарных условиях течения в течение нескольких десятков миллисекунд. Техника аэродинамических и ударных труб позволяет осуществлять изучение динамики формирования течения в проточной части ПВРД, тестировать системы подачи и смешения топлива в сверхзвуковом воздушном потоке, устанавливая кинетические механизмы и характерные времена смешения, воспламенения и горения топливно-воздушной смеси.

На рис. 4А приведен характерный пример определения очень важных кинетических данных о скорости горения смеси в сверхзвуковом потоке в проточной части ПВРД – задержке самовоспламенения и времени реакции смеси авиационного керосина и воздуха при высоких температурах и давлениях. Эксперименты проводились на нагреваемой ударной трубе в Институте тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова в начале 2000-х гг. На рис. 4Б приведена параметрическая диаграмма режимов самовоспламенения водородовоздушной смеси в широком диапазоне температур и давлений, полученная на ударной трубе в той же лаборатории. Эта диаграмма позволяет весьма точно определять режимные параметры горения водорода в ПВРД и формулировать необходимые входные данные для профилирования стенок канала воздухозаборника, что очень важно для достижения требуемой температуры сжатия воздуха и последующего горения водорода в сверхзвуковом потоке.

Для оптимизации воздухозаборника, геометрии проточной части и сопла ПВРД широко применяются численные методы, позволяющие весьма точно и за разумное время исследовать различные физико-химические особенности, возникающие при тчении газа в проточной части ПВРД в двумерной и трехмерной постановке.

Ну и, наконец, пиком разработки и создания ПВРД являются летные испытания системы, которые проводятся либо при разгоне ПВРД-блоков до необходимой скорости полета с помощью твердотопливных ускорителей, либо при запуске системы с борта самолета (рис. 5). Понятно, что для таких исследований необходимо обладать как соответствующими

авиационными средствами, так и достаточно протяженными полигонами, занимающими обширную часть (до нескольких тысяч километров) земной или морской поверхности.

В настоящее время процессы создания СПВРД и ГПВРД находятся в очень активной фазе, и в ближайшие годы стоит ожидать новых ЛА для реализации широкого спектра задач при полете со скоростями от 6 до 20 чисел Маха. Следует отметить, что долгосрочные перспективы развития систем на основе ПВРД потребуют совершенствования как численных, так и экспериментальных физико-математических методов моделирования явлений в высокотемпературных сверхзвуковых реагирующих течениях, улучшения моделей теплообмена с поверхностью, разработки новых материалов, способных выдерживать долговременные высокотемпературные и механические нагрузки. Необходимо создавать принципиально новые системы управления и локации гиперзвуковых летательных аппаратов, поскольку при обтекании тел, движущихся с гиперзвуковыми скоростями в атмосфере Земли, снаружи образуется слой слабоионизированного газа, который может быть непрозрачен в определенном диапазоне радиочастот.

Все это формирует благоприятные внешние макроэкономические условия для востребованности и воспроизводства основных компетенций в области высокотемпературной газовой динамики, теплофизики, химической физики, механики жидкостей, газов и плазмы, созданных в Институте тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси на ближайшие годы. ■

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Циолковский К. Исследование мировых пространств реактивными приборами // Научное обозрение. 1903. №5. С. 44–75.
2. Пензин В.И., Щетинков Е.С. Изобретатель высокоскоростных ПВРД (МАК), вып. 46, 1982.
3. Dunlap R., Brehm R.L. & Nickoll, J.A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine. *Jet Propulsion* 28, pp. 451, 1958.
4. Roy P.M. Propulsion supersonique par turboreacteurs et par statoreacteurs. In: *Int. Congress on Aeronautical Sciences under the auspices of the Int. Council of the Aeronautical Sciences.* – Madrid, 1958.
5. Келдыш М.В. Теоретическое наследие академика Королева. – М., 1980.
6. Меркулов И.А. Первые экспериментальные испытания прямоточных двигателей, разработанных в ГИРД / сб. Из истории авиации и космонавтики. Вып. 3. – М., 1965. С. 22–32.
7. Раушенбах Б.В. Развитие авиационной науки и техники в СССР. Историко-технические очерки. – М., 1980.