

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев Н.Ф. Аэродинамика несущих поверхностей в установившемся потоке. — Новосибирск: Наука, 1985.
 2. Общая теория аэродинамики больших скоростей / Под ред. У.Р. Сирса. — М.: Воениздат, 1962.
 3. Красильщикова Е.А. Тонкое крыло в сжимаемом потоке. — М.: Наука, 1978.
 4. Воробьев Н.Ф. К задаче обтекания сверхзвуковым потоком тонкого крыла конечного размаха с полностью дозвуковыми передними кромками // ПМТФ. — 1990. — № 2.
 5. Воробьев Н.Ф. Об одном точном решении задачи о концевом эффекте крыла конечного размаха в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. — 1992. — № 1.
 6. Гурса Э. Курс математического анализа. Т. 3, ч. 1. — М.; Л.: Гостехиздат, 1933.
- г. Новосибирск Поступила 28/VI 1993 г.

УДК 533.6.071+533.6.072

М.Е. Топчиян, А.М. Харитонов

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ (достижения, проблемы, перспективы)

Перспективы развития космонавтики, эксплуатация космических станций и платформ, развертывание систем связи, навигации, наблюдения за состоянием окружающей среды обуславливают необходимость создания нового поколения транспортных систем, способных существенно снизить стоимость доставки грузов и людей на орбиту Земли и другие планеты. Все более актуальной становится и задача возвращения из космоса аварийных и отработавших конструкций, так как засорение его становится все более заметным и в будущем может стать серьезной экологической проблемой.

Стремление решить эти задачи привело в последнее время к разработке ряда перспективных проектов космических транспортных систем, среди которых [1—6]:

— одноступенчатые воздушно-космические самолеты (ВКС) NASP, X-20, HOTOL, STS-2000, HOPE;

— двухступенчатые авиационно-космические системы с горизонтальным стартом и посадкой ZENGER, STAR-H;

— двухступенчатые авиационно-космические системы с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой ARIAN-5/HERMES и др.

Реализация упомянутых проектов в значительной степени зависит от успешного решения задач аэротермодинамики планера, газодинамики процессов смешения и горения в воздушно-реактивных двигателях (ВРД), от выбора оптимальной компоновки планера, воздухозаборника и соплового блока.

Общими для всех рассматриваемых концепций транспортных систем наряду с другими являются:

— проблемы аэродинамики внешнего обтекания при взаимодействии скачков уплотнения с ламинарным и турбулентным пограничными слоями;

— аэродинамический нагрев, абляция, эрозия поверхностей космического аппарата;

— проблемы газодинамики внутренних течений в двигателях (взаимодействие потока в воздухозаборнике и камере сгорания, смешение, сжигание топлива при поддержании сверхзвукового режима, полнота химического превращения);

© М.Е. Топчиян, А.М. Харитонов, 1994

— моделирование эффектов реального газа, связанных с возбуждением колебательных степеней свободы, диссоциацией и рекомбинацией молекул при высоких статических температурах;

— каталитическое воздействие поверхности летательного аппарата и связанные с ним локальные перегревы конструкции.

По крайней мере, в части упомянутых проектов надежда получить высокую экономичность гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) связывается с возможностью применения на большей части траектории разгона ВРД с использованием атмосферного кислорода в качестве окислителя и реализацией на больших скоростях сверхзвукового режима сжигания топлива (СГПВРД).

Между тем физические процессы, происходящие при сверхзвуковом горении в ВРД, на сегодняшний день изучены совершенно недостаточно. Одна из причин этого связана с тем, что используемые до последнего времени для таких исследований аэродинамические трубы (АДТ) и высокоэнталийные установки не обеспечивают полного моделирования по числам Рейнольдса, дают, как правило, загрязненный поток воздуха, не обеспечивают стационарных условий в течение времени, необходимого для установления процессов при моделировании горения.

Численные методы решения всех этих задач пока еще имеют ограниченные возможности, их развитие сдерживается, в частности, отсутствием в ряде случаев надежных экспериментальных данных, которые в полной мере удовлетворяли бы требованиям верификации выбранных и разрабатываемых моделей и методов. Поэтому, несмотря на постоянный прогресс вычислительных алгоритмов и растущие возможности компьютеров, экспериментальные методы исследований остаются основой решения упомянутых проблем и развития численных методов.

Летные испытания по-прежнему чрезвычайно дороги и недостаточно информативны, не говоря о том, что область получаемых параметров прочно связана с уже действующими, а не перспективными системами. Несомненно, что они могут быть полезными и эффективными только на завершающей стадии опытно-конструкторских работ, поэтому актуальным остается вопрос о создании наземных стендов, позволяющих провести максимум возможных исследований в лабораторных условиях.

Моделирование движения объектов в атмосфере Земли и других планет требует создания газодинамических установок, способных обеспечивать потоки с числами Маха $M = 8-25$ при числах Рейнольдса $Re = 10^6-10^8$. Элементарные оценки показывают, что попытка полностью воспроизвести в наземных установках все параметры обтекания реального объекта — задача безнадежная, хотя бы в силу «космических» энергозатрат (мощность, необходимая для создания потока диаметром ≈ 1 м, достигает 800 МВт [4]).

По-видимому, почти предельные возможности получения длительных стационарных потоков для значений M до 10 реализованы на АДТ периодического типа Т-117 в ЦАГИ [7]. Большие размеры рабочей части (≈ 1 м) позволяют испытывать на ней приемлемые по масштабу модели, в том числе и модели двигателей. К сожалению, относительно низкие начальные давления рабочего газа (≈ 200 атм) не обеспечивают полного моделирования всех задач по числам Рейнольдса. Наиболее важно, однако, что, как и во всем трубам с электродуговым подогревом, Т-117 присущи недостатки, связанные с генерацией плазматроном флуктуаций температуры торможения, которые при расширении приводят к существенным пульсациям скорости, оказывающим заметное влияние на процессы смешения. При этом поток остается загрязненным продуктами диссоциации воздуха, так как локальные температуры при дуговом подогреве заведомо превышают температуру, при которой происходит практически полная диссоциация воздуха. Если к этому прибавить загрязнение потока вследствие эрозии электродов, становятся очевидными серьезные проблемы, возникающие при моделировании процессов горения, особенно при относительно низких статических температурах, когда

примеси и флуктуации параметров сильно влияют на задержки воспламенения.

Попытка в трубах такого типа поднять значение M более 10 приводит к огромным энергозатратам. Применение подогрева с помощью сжигания топлива с последующей подпиткой кислородом (например, в НАСА Лэнгли [4]) также не может обеспечить необходимые давления и энтальпию при $M > 10$ и загрязняет поток.

Таким образом, единственная разумная альтернатива — применение АДТ кратковременного действия, использующих в той или иной форме накопление энергии, и определенное разумное уменьшение размеров модели. Очевидным требованием в этом случае является необходимость поддерживать постоянство параметров потока в течение времени, заведомо превышающего время, требуемое на установление течений, проведение измерений и сбор информации. Для разных задач оно лежит в диапазоне от нескольких миллисекунд до одной десятой секунды. Этот диапазон времени в значительной мере определяет принципы, используемые при создании импульсных АДТ.

Ввиду невозможности полностью воспроизвести условия полета в наземных установках (даже в трубах кратковременного действия) возникает проблема адекватного моделирования стационарных рабочих условий для исследования внешних и внутренних течений с учетом аэротермических эффектов.

Наиболее общим, несомненно, является требование полного воспроизведения условий газодинамического обтекания по числам Маха и Рейнольдса, поскольку они определяют подобие течений при наличии вязкости и сжимаемости среды. Моделирование этих параметров особенно актуально при изучении теплообмена, процессов смешения, распределения скоростей, давлений, сил и моментов, действующих на летательный аппарат, явлений отрыва и присоединения потока и т.д. Таким образом, полное моделирование по M и Re настоятельно необходимо для всех аэродинамических экспериментов независимо от других условий полета.

К другим наиболее важным требованиям следует отнести:

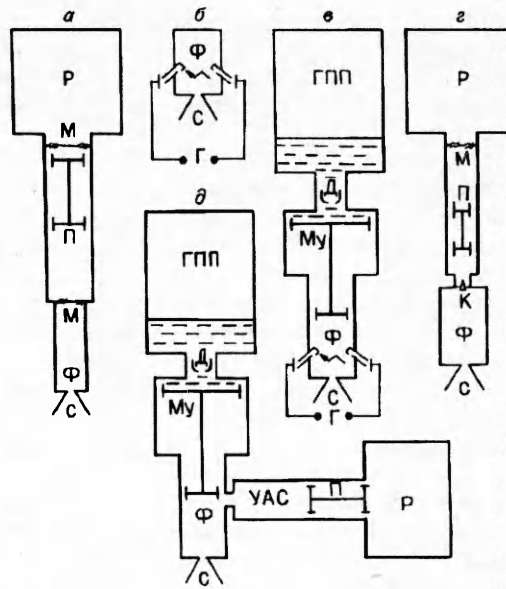
- обеспечение приемлемой длительности режима;
- воспроизведение основных параметров потока (давления и температуры торможения) при $M > 10$;
- возможность испытания относительно крупномасштабных моделей;
- обеспечение высокой чистоты рабочего газа;
- моделирование процессов диссоциации, эффектов неравновесности при расширении в сопле;
- моделирование полей акустических и энтальпийных возмущений;
- воспроизведение статической температуры и параметра бинарных реакций ρL при моделировании начальных стадий горения в ГПВРД и параметра тройных реакций $\rho^2 L$ для завершающих стадий и в процессе расширения продуктов сгорания в сопле.

К сожалению, совокупность этих требований не может быть удовлетворена ни одним из типов функционирующих и создаваемых в различных странах мира гиперзвуковых АДТ. Однако при решении конкретных вопросов, связанных с гиперзвуковым полетом, те или иные параметры потока могут оказаться неодинаково важными. Так, для моделирования внешнего обтекания при исследовании силовых взаимодействий надо воспроизвести поля давлений (не обязательно абсолютных). С точки зрения воздействия потока на поверхность и влияния неравновесности, диссоциации и рекомбинации необходимо возможно более приблизиться к моделированию температуры торможения (если она превышает 2500—3000 К) и плотности газа. При моделировании смешения существенна разность скоростей потока и впрыскиваемой струи.

В литературе довольно широко обсуждается вопрос о необходимости моделирования температур торможения при полете на высоких числах Маха [1—6]. Действительно, ряд задач, таких как, например, теплообмен, аб-

ляция, эрозия поверхности, не может быть решен без достаточного приближения температур торможения к натурным. Для исследования этих явлений требования к чистоте потока и времени рабочего режима могут быть значительно снижены, и такие задачи более или менее успешно решаются в настоящее время с помощью ударных труб (УТ) или установок с электроразрядным или химическим подогревом, хотя воспроизведение чисел Рейнольдса на этих АДТ, как правило, остается под вопросом.

Схемы обсуждаемых высокоэнthalпийных установок приведены на рис. 1 (Р — воздушный ресивер, М — мембрана, П — тяжелый поршень, Ф — форкамера с электродами разрядного устройства, С — аэродинамическое



Р и с. 1

сопло, Г — генератор электрического тока, ГПП — гидроневмопривод, Д — дросселирующее устройство, Му — мультипликатор, К — обратный клапан).

В УТ, как известно, ударная волна (УВ) создается в результате разрыва диафрагмы, отделяющей секцию с толкающим газом, давление которого достигает тысячи атмосфер, от секции с рабочим газом (давление несколько десятых атмосферы). В аэродинамических УТ обычно используется газ, вторично сжатый УВ, отраженной от торца трубы, снабженного аэродинамическим соплом. Разновидностью обычных УТ являются трубы с тяжелым поршнем (УТТП), в которых толкающий газ сжимается за счет кинетической энергии поршня, разогнанного в стволе сжатым воздухом. Схема этого вида установок приведена на рис. 1, а. При использовании гелия в качестве толкающего газа удается получить за отраженной УВ температуры торможения, обеспечивающие скорости истечения на уровне 8,5 км/с. Типичный пример таких установок — УТТП НЕР в Геттингене [8].

УТ создают приемлемые условия для моделирования некоторых явлений, возникающих при обтекании орбитальных самолетов и их двигателей. Однако недостаточно высокие числа Рейнольдса, сильное загрязнение потока продуктами диссоциации воздуха и слишком малая длительность рабочего режима (единицы миллисекунд) сужают круг задач, которые можно решать на таких установках. По-видимому, это самая верхняя часть траектории полета, когда газ за головной УВ оказывается практически полностью диссоциирован. Из-за указанных недостатков УТ совершенно непригодны для решения задач, связанных с ГПВРД. Серьезные проблемы создают метаемы скоростным потоком частицы разрывающихся диафрагм, которые при столкновении с моделью повреждают ее и особенно датчики системы диагностики.

Перспективы улучшения характеристик УТ довольно сомнительны, поскольку попытки удлинить рабочий режим за счет увеличения размеров УТ приводят к принципиальным трудностям из-за роста толщины пограничного слоя за УВ, что ведет к спаду параметров и неприемлемой неоднородности потока, создаваемого в рабочей части. Для борьбы с диссоциацией воздуха можно в принципе использовать поток, возникающий за прямой УВ, обеспечив слив пограничного слоя [9]. Так, при числе Маха УВ около 7 статическая температура за ней составляет примерно 2500 К, а температура торможения достигает уже 4200 К. Однако такой режим оказывается еще более кратковременным, а сверхзвуковой характер течения за УВ ($M \approx 2,2$) требует применения УТ большого диаметра ввиду жесткой связи

его в этом случае с диаметром рабочей части, что вызывает большие трудности при обеспечении необходимой прочности стенок УТ.

С этой же проблемой прочности приходится сталкиваться при попытке увеличить в УТ значение Re . Уже сейчас давление за отраженной волной достигает 2—3 тыс. атм при диаметре УТ 15—20 см. Выбор материала, выдерживающего многократные импульсные нагрузки с высоким термическим и окислительным воздействием, представляет определенные трудности. Поэтому существенное повышение начального давления рабочего газа вряд ли возможно, и, следовательно, исходная плотность его будет оставаться на уровне половины плотности атмосферы при нормальных условиях. Поскольку степень сжатия в УВ не превышает 8 (с учетом изменения отношения C_p/C_v), а за отраженной УВ она не более 4,5, предел повышения Re за счет увеличения плотности ограничивается 36-кратным сжатием рабочего газа от начального состояния. На существующих УТ этот предел уже достигнут.

Другой разновидностью АДТ, предназначенных для получения потока со значениями M до 20, являются импульсные трубы с разрядной камерой (ИТ), различные модификации которых разрабатываются и эксплуатируются уже около 35 лет (схема приведена на рис. 1, б). По продолжительности рабочего режима (50—200 мс) они занимают промежуточное положение между УТ (до 5 мс) и трубами Людвига (≤ 1 с). Поскольку в этих установках истечение газа из форкамеры происходит в изохорическом режиме, они обеспечивают лишь квазистационарный режим обтекания моделей. В ИТ достигаются энтальпии торможения, несколько уступающие УТ, но достаточные для изучения многих особенностей течения реального газа [10, 11]. В этих трубах, несмотря на простоту и исключительную компактность конструкции, можно получать довольно высокие значения Re .

Возможности ИТ привлекли внимание многих исследователей различных аэродинамических центров мира. К настоящему времени на ИТ получено много результатов для широкого спектра как фундаментальных, так и прикладных задач гиперзвуковой аэродинамики [10]. Вероятно, поэтому для исследований гиперзвуковых режимов обтекания ВКС типа HERMES в ONERA в 1991 г. введена в эксплуатацию высокоэнтальпийная установка F-4 [12]. По принципу работы это обычная ИТ. Основное отличие состоит в том, что в качестве накопителя энергии для питания дугового разряда используется 15-тонный маховик, вращающийся с угловой скоростью 6000 об/мин, который приводит в движение генератор переменного тока мощностью до 160 МВт. Подключение статора к электродам форкамеры обеспечивает мощный дуговой разряд, давление возрастает до 2000 атм, а температура до 8600 К [5]. При достижении необходимых параметров начинается истечение высокоэнтальпийного потока через сопло, обеспечивающее квазистационарное обтекание модели продолжительностью 50—100 мс. Таким образом, этой трубе также присущи общеизвестные недостатки ИТ:

- непрерывное изменение температуры, давления торможения и числа Рейнольдса в течение рабочего режима;
- поток, загрязненный продуктами диссоциации воздуха и эрозии электродов;
- неоднородность полей температуры торможения.

При исследовании обтекания моделей на ИТ спад параметров в форкамере ведет к постоянному изменению сил и их моментов, воздействующих на модель, во-первых, вследствие прямого снижения давления, плотности и скорости потока в рабочей части, во-вторых, из-за изменения характера обтекания в результате уменьшения Re . Допустимая скорость спада давления определяется временем установления потока и временем, необходимым для измерений и сбора информации. Если это суммарно составляет, например, 10 мс, а требуется точность на уровне 5 %, то очевидно, что давление в форкамере с учетом погрешностей измерительной системы должно меняться заметно медленнее, чем на 5 % за 10 мс. Вопрос о необходимой стабильности Re в литературе практически не обсуждается. Можно лишь полагать, что при режимах обтекания, близких к ламинарно-турбулентному переходу течения

в пограничном слое, двукратное снижение Re способно качественно изменить картину обтекания и, следовательно, распределение сил на модели.

Относительное изменение Re в процессе истечения подчиняется формуле

$$Re_t/Re_0 = (\rho_{\phi t}/\rho_{\phi 0})(a_{\phi t}/a_{\phi 0})(\mu_0/\mu_t),$$

где μ — вязкость газа в рабочем сечении; ρ_{ϕ} , a_{ϕ} — плотность газа и скорость звука в форкамере; индексы 0 и t относятся к параметрам в момент начала истечения и по достижении времени t .

Поскольку в первом приближении отношение вязкостей в конечном счете пропорционально корню квадратному из отношения температур (т.е. скоростей звука) в форкамере, очевидно, что отношение чисел Рейнольдса примерно пропорционально отношению плотностей.

Адиабатическое опорожнение сосуда объема V_{ϕ} при критическом истечении через горло площади F^* описывается формулами [13]

$$T_{\phi t}/T_{\phi 0} = (1 + At)^{-2}, \quad P_{\phi t}/P_{\phi 0} = (1 + At)^{-2\gamma/(\gamma-1)}, \\ \rho_{\phi t}/\rho_{\phi 0} = (1 + At)^{-2/(\gamma-1)},$$

а относительный спад давления за время Δt формулой

$$\Delta P_{\phi t}/P_{\phi t} = -2\gamma A[(\gamma - 1)(1 + At)]^{-1}\Delta t.$$

Здесь $A = (\gamma - 1)/2t_b$; $\gamma = C_p/C_v$; $t_b = V_{\phi}/\{[2/(\gamma + 1)]^{1/2}F^*a_{\phi}^*\}$ — время изобарно-изотермического вытеснения газа, т.е. время, за которое газ вытесняется поршнем из форкамеры при постоянном давлении в отсутствие теплопотерь. Для идеального политропического газа с $\gamma = 1,4$ и молекулярной массой ≈ 29 г/моль для $M = 10$ (отношение площади рабочего сечения к площади горла сопла $F/F^* = 536$) верна формула

$$t_b = 58,9V_{\phi}/(d_c^2\sqrt{T_0})$$

(t_b , мс; V_{ϕ} , см³; d_c — рабочий диаметр сопла, см; T_0 , К). Для $M = 15$ ($F/F^* = 3755$) t_b в 6,4 раза, а для $M = 20$ ($F/F^* = 15377$) в 26 раз больше. Параметры потока в ИТ на протяжении рабочего режима непрерывно изменяются в соответствии с приведенными формулами.

Принципиально отличается от традиционных ИТ гиперзвуковая АДТ ИТ-302М, функционирующая в ИТПМ СО РАН с 1985 г. [14, 15]. Наряду с обычными элементами ИТ эта установка снабжена системой стабилизации потока, которая при сравнительно небольшом объеме форкамеры (≈ 8 дм³) обеспечивает практически постоянные значения параметров торможения в течение всего времени рабочего режима ($\approx 0,1$ с). С этой целью она оснащена мультипликатором, который принудительно вытесняет рабочий газ из разрядной камеры, поддерживая давление постоянным. Принцип действия источника газа этой АДТ ясен из рис. 1, в. Генератором электрического тока в данном случае служит батарея конденсаторов с энергией 1,75 МДж.

Типичная запись поведения давления в форкамере при работе с мультипликатором представлена на рис. 2 (кривая 1). Видно его постоянство в течение $t_b \approx 0,1$ с с погрешностью ± 1 %. Для сравнения здесь же приведена осциллограмма давления при выключенном мультипликаторе (кривая 2).

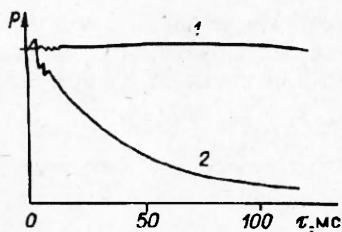
При истечении из постоянного объема давление в начале процесса упадет на 2 % за время

$$\Delta t_p = 0,02t_b/\gamma \approx 0,014t_b.$$

Уменьшение чисел Рейнольдса в n раз будет происходить за время

$$\Delta t_{Re} = 2t_b(n^{(\gamma-1)/2} - 1)/(\gamma - 1).$$

Если, например, $n = 2$, то $\Delta t_{Re} \approx 0,75t_b$.



Р и с. 2

Согласно приведенным формулам, при $\gamma = 1,4$ и типичных значениях параметров на установках аналогичных размеров ($V_{\phi} = 8$ л, $F^* = 0,8$ см², $a_0 = 1100$ м/с, $A \approx 1,4$ с⁻¹) без мультипликатора за эти же 100 мс значения Re уменьшатся в 2 раза, а спад давления на 2 % в начале рабочего режима произойдет примерно за 2 мс. Как видим, благодаря применению мультипликатора преимущества ИТ-302М по сравнению с другими ИТ достаточно убедительны, однако все неприятности, связанные с применением

дугового разряда и недостаточностью Re , остаются в силе. Тем не менее на этой АДТ был проведен ряд интересных и принципиально важных исследований, в том числе (по-видимому, впервые) и режимов сверхзвукового горения водорода [16].

При умеренных размерах моделей достижение необходимых чисел Рейнольдса невозможно без использования высоких начальных давлений рабочего газа. Высокие начальные плотности, воспроизводя состояние пограничного слоя по M и Re , позволяют получать полное моделирование горения в потоке по параметрам бинарных реакций ρL и реакций с тройными соударениями $\rho^2 L$, определяющих темп выделения химической энергии, нагревающей поток [17].

Физической основой для создания соответствующих высокоэнтропийных установок служат диаграммы энтропия S — энтальпия H и M — Re_1 (Re_1 — число Рейнольдса на метр), достижимые на линии конденсации газа при заданных начальных давлениях и температурах [18,19]. На рис. 3 и 4 приведены эти диаграммы для азота. Из них следует, что переход к высоким начальным давлениям приводит к дополнительному росту энтальпии, эквивалентному повышению температуры торможения на 1000—2000 К, увеличению плотности и скорости истечения газа, а вследствие этого к росту M и Re . Это дает возможность обеспечить полное моделирование по указанным параметрам при умеренных температурах в форкамере и размерах АДТ.

Понижение температуры уменьшает загрязнение потока посторонними частицами и продуктами диссоциации воздуха, что особенно важно при исследовании течений в моделях ГПВРД, где загрязнения могут привести к изменению кинетики сгорания топлива. Точный термодинамический расчет химического равновесия воздуха показывает, что при атмосферном давлении заметная диссоциация O_2 начинается при 2200 К, а повышение давления до 3000 атм сдвигает эту температуру на 800—1000 К. В то же время необходимо отметить, что использование сверхвысоких давлений помимо технических трудностей, которые, к счастью, удается преодолеть, имеет два серьезных ограничения. Во-первых, пограничный слой на моделях становится очень тонким, что сильно затрудняет его диагностику. Во-вторых, малый масштаб линейных размеров приводит к слишком большой разнице значений Re_1 модели и натуре. В этом случае трудно моделировать уровень и масштаб возмущений свободного потока [20, 21]. Что касается первого, есть основания предполагать, что развитие оптических методов количественной визуализации течений позволит преодолеть эту проблему. Второе ограничение может стать принципиальным для некоторых задач.

Для моделирования процессов горения слишком высокие температуры в форкамере могут оказаться губительными, поскольку химический состав воздуха, поступающего в камеру сгорания, не будет отвечать натурным условиям. Дело в том, что для реализации нормального цикла сжигания топлива необходимо иметь на входе в камеру сгорания достаточно низкую статическую температуру воздуха, при которой диссоциация заведомо отсутствует.

На рис. 5 для иллюстрации приведены результаты точного термодинамического расчета химического равновесия для модельной смеси, близкой

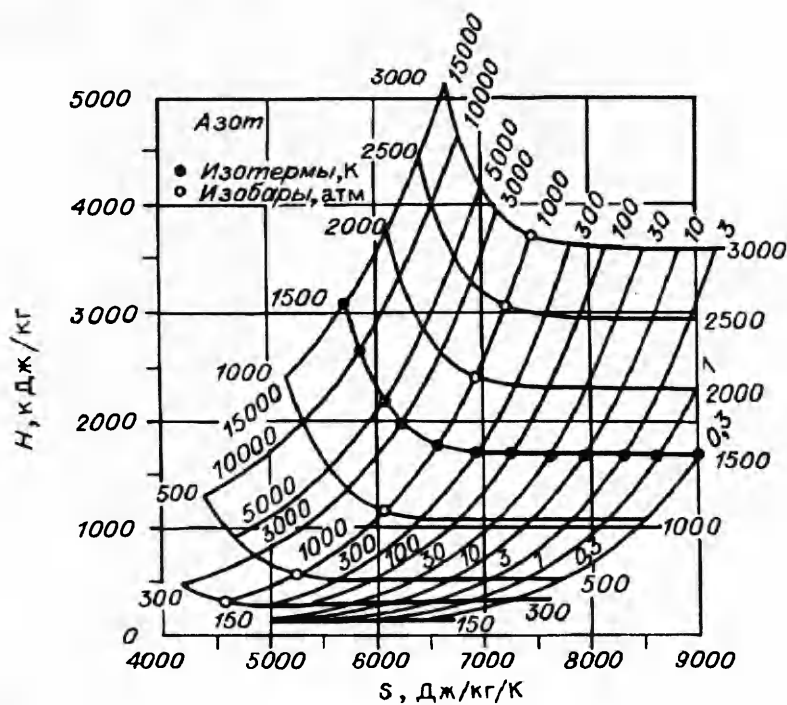


Рис. 3

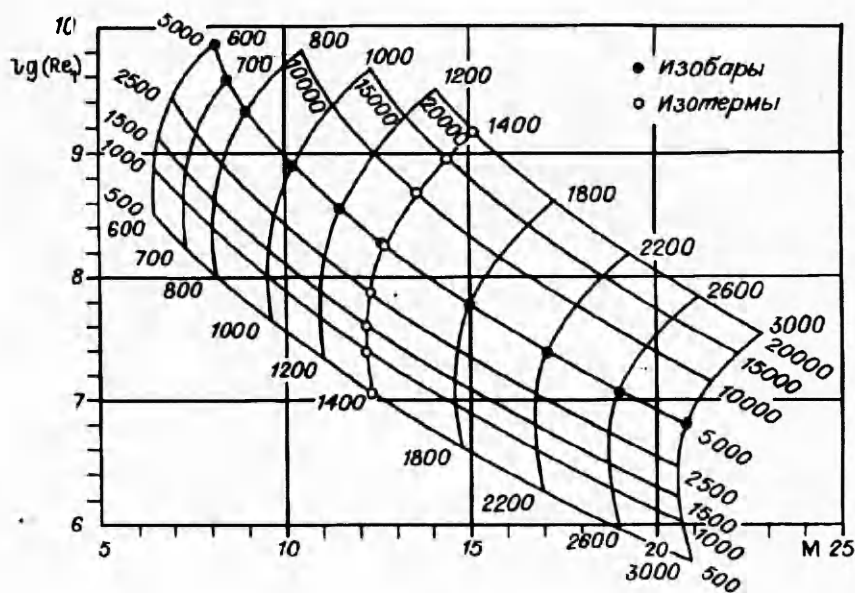
по составу к воздуху ($4N_2 + O_2$), из [17]. Рис. 5, а — мольные доли молекулярного и атомарного кислорода (штриховые и сплошные линии), б — мольная доля NO (сплошные линии) и удельная энтальпия диссоциированного воздуха, отнесенная к величине, соответствующей скорости 8 км/с (штриховые), в зависимости от температуры при разных давлениях.

Из этих диаграмм видно, что при атмосферном давлении и температуре 3000 К мольные доли O и NO составляют примерно 5 и 4 %. Как показано в [22], эти концентрации радикалов при низких температурах приводят к существенному изменению кинетики химического превращения при использовании такого воздуха для сжигания водорода. Повышение давления при этой температуре дает заметное снижение концентрации атомарного кислорода, но практически не снижает концентрацию окиси азота.

Восстановление нормального состава воздуха при расширении в сопле происходит в результате реакций рекомбинации с участием третьего тела M. Интегрирование уравнения химической кинетики для реакции вида $O + O + M \rightarrow O_2 + M$ дает зависимость времени рекомбинации t от оставшейся степени диссоциации α [17]:

$$t = t_0 \left\{ \ln \left[\frac{(1 + \alpha)\alpha_0}{(1 + \alpha_0)\alpha} \right] + \frac{1}{\alpha} - \frac{1}{\alpha_0} \right\}.$$

Здесь $\alpha_0 = \alpha(t = 0)$. Характеристическое время t_0 выражается через кинетические параметры следующим образом: $1/t_0 = 4n_0^2 A T^n \exp(E_a/RT)$ (n_0 — концентрация, моль/см³): Обычные значения констант этой реакции [23] ($A = 4,68 \cdot 10^{15}$, $n = -0,28$, $E_a = 0$) для $p = 1$ атм дают $t_0 = 31,6$ мкс. В соответствии с приведенной формулой релаксация от $\alpha = 1$ до $\alpha = 1/2$ происходит за 28 мкс, а до $\alpha = 10^{-3}$ — за 30 мс. При скорости ≈ 3 км/с частица газа пройдет за это время по соплу около 90 м! С повышением давления t_0 быстро уменьшается, так как оно пропорционально $1/p_0^2$. Аналогичный результат, полученный численным расчетом движения газа в расширяющемся сопле с учетом кинетики химических реакций, цитируется в [6].



Р и с. 4

Итак, время релаксации химического состава в процессе расширения в сопле оказывается слишком большим, и состав воздуха заметно отличается от природных условий. Высокое давление приводит к некоторому улучшению качества потока, уменьшая диссоциацию кислорода в форкамере и сокращая время релаксации, однако концентрация окиси азота при этом остается высокой. Таким образом, использование в форкамере слишком высоких температур приводит к существенному изменению молекулярного состава рабочего газа.

С другой стороны, пороговый характер химических реакций горения позволяет пренебречь задержками воспламенения, если температура горючей смеси превышает некоторое значение. Сжигание топлива в СГПВРД так или иначе происходит после сжатия газа в скачке или в системе скачков в воздухозаборнике, поэтому условия инициирования реакции в определенном смысле оказываются близкими к тем, которые наблюдаются при спиновой детонации в газах [24].

Действительно, за стационарным изогнутым передним фронтом спиновой детонационной волны при движении от излома вдоль фронта можно наблюдать непрерывное уменьшение температуры ударно-сжатого газа примерно от 3000 до 1100 К. На изломе, где скорость потока направлена практически нормально к скачку, фронт пламени совпадает с ударным, и оптическими методами на уровне разрешения 0,2—0,5 мм эти два фронта различить не удастся. Отделение пламени от скачка начинается на участке, где температура снижается до 1500—1700 К. Аналогичный вывод можно сделать и из прямых измерений задержек воспламенения водородно-кислородных смесей в условиях, близких к ожидаемым на входе в камеру сгорания ГПВРД, результаты которых приведены, например, в [25, 26]. В указанном диапазоне температур эти задержки имеют величины на уровне 1 мкс и быстро убывают с ростом температуры.

При скорости потока в камере сгорания 1000—3000 м/с перемещение частицы газа за это время составит 1—3 мм. Поэтому, если сжигание начинается на этом уровне температур и выше, задержки воспламенения становятся малыми, начало горения контролируется только процессами смешения, зависящими от чисел Маха и Рейнольдса, которые при использовании высоких начальных давлений моделируются полностью, и относительно низкая температура в форкамере не является препятствием для исследований.

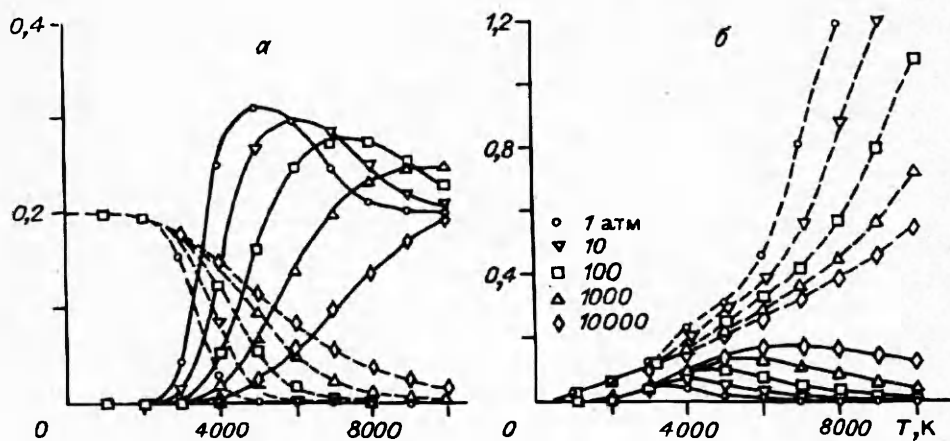


Рис. 5

Альтернативное по отношению к УТ и ИТ направление, обеспечивающее гораздо более высокие плотности газа, лучшую чистоту и однородность потока, связано с применением для питания АДТ установок адиабатического сжатия (УАС). Важное их лежит та же система со свободным тяжелым поршнем, что и в УТТП, но поршень сжимает рабочий газ без промежуточного энергоносителя (см. рис. 1, з). В УАС нагревание происходит в результате изоэнтропического сжатия, что дает гораздо лучшую, чем в ИТ, равномерность поля температур торможения и позволяет получать более высокие плотности газа. Уступая УТ и ИТ по температурам торможения, за счет больших плотностей и высоких давлений УАС превосходят все остальные системы по достигаемым значениям Re . По-видимому, одной из первых установок, работающих на этом принципе, является система Long Shot [27], обеспечивающая истечение азота с начальным давлением до 4000 атм и температурой до 2350 К.

Одна из основных проблем УАС со свободным поршнем связана с отскоком его после остановки в точке максимального сжатия. При максимальных давлениях рабочего газа на уровне 2000—4000 атм почти все торможение поршня (набор давления от половины до максимального) происходит в течение последних нескольких десятков микросекунд [28]. Отскок поршня и спад давления будут происходить за то же время, поэтому необходимо запереть газ в форкамере или остановить поршень в точке максимального сжатия. То и другое представляет собой довольно трудную техническую задачу. В первом случае необходимо обеспечить большое проходное сечение, быстродействие и эрозионную стойкость клапанов — требования по своей сути противоречивые, во втором случае необходимо решить вопрос о замыкании на ствол очень большой силы, так как на каждый квадратный сантиметр сечения поршня действует 2—4 т.

В УАС Long Shot [27] форкамера снабжена системой из 48 клапанов, препятствующих обратному истечению газа в ствол. На заключительной стадии сжатия через клапаны прокачивается газ с очень высокими параметрами, что приводит к эрозии и довольно быстрому их разрушению. Очевидно, поэтому Long Shot работает только с азотом и совершенно непригодна для моделирования СГПВРД. При $M = 15$ и диаметре рабочей части сопла 315 мм давление падает в 2 раза всего за 10 мс. Тем не менее на ней был успешно решен ряд задач внешнего обтекания для ГЛА, в том числе для системы Space Shuttle.

УАС гораздо более крупного масштаба создана и используется в ЦНИИМАШ. Эта установка оснащена устройством стопорения поршня и системой дросселирования, позволяющей в определенной мере стабилизировать параметры истечения [29, 30].

В 1969 г. работы по созданию стендов с использованием высоких давлений в форкамере были начаты в ИГиЛ и КТИ ГИТ СО АН СССР. При этом ставилась задача обеспечить максимально возможную чистоту рабочего газа (азота или воздуха) и постоянство параметров потока в течение 40—150 мс при полном моделировании по числам Маха и Рейнольдса. С этой целью было принято решение цикл подготовки газа разбить на две части. Сначала газ впрыскивается в форкамеру, а затем в замкнутом объеме с помощью мультипликатора адиабатически дожимается до параметров истечения. Во время рабочего режима мультипликатор вытесняет газ из форкамеры, обеспечивая постоянство давления.

Использование части объема форкамеры для дожимания рабочего газа до параметров истечения позволяет избежать скоростного обтекания элементов установки газом, имеющим максимальные параметры. Единственная деталь, которая в этом случае подвергается такому воздействию, — горло сопла, поэтому резко уменьшаются эрозия деталей установки, находящихся в соприкосновении с горячим газом, и, следовательно, его загрязнение. По-видимому, впервые такой бифункциональный мультипликатор был реально использован для создания плотных гиперзвуковых потоков в установке А-1, предназначенной для получения давлений до 10—15 тыс. атм и температур до 2000 К [31].

Блок-схема установки приведена на рис. 1, д. Первая ступень установки представляет собой УАС со стволом длиной около 2 м, внутренним диаметром 50 мм, снабженную свободным тяжелым поршнем, сжимающим газ до давления около 2000 атм и температуры 1300 К. Как видно из рис. 3, при этих давлениях начинается крутой подъем изотерм. Последующего примерно двукратного по объему сжатия мультипликатором достаточно для получения давления 10—15 тыс. атм.

Поршень снабжен специальной системой клиньев, обеспечивающих остановку без отскока в точке максимального давления, расклинивание и свободное движение его после снятия давления в форкамере [32, 33]. Это позволяет отказаться от применения обратных клапанов (как, например, в системе Long Shot) и обеспечить большое проходное сечение между УАС и форкамерой, что снижает потери тепла и загрязнение газа.

По достижении в первой ступени заданного давления автоматически включается мультипликатор, шток которого при своем движении сначала отсекает УАС от форкамеры, затем дожимает газ и вытесняет его через критическое сечение сопла. Весь цикл подготовки газа происходит настолько быстро, что за это время через горло сопла успевает истечь менее 10 % запасенной начальной массы газа, поэтому установка не нуждается в мембранных устройствах или клапане, закрывающем выход в сопло в процессе подготовки газа. Закон движения мультипликатора и переход от одного режима к другому обеспечиваются специальным гидравлическим демпфирующим устройством.

Установка снабжена компенсатором импульса, возникающего при торможении тяжелого поршня, поэтому она не нуждается в фундаменте, а перемещения ствола не превышают 0,2 мм и лежат в пределах естественной упругой деформации.

В процессе разработки А-1 кроме остановки тяжелого поршня и компенсации импульса были решены такие сложные проблемы, как компенсация деформаций штока мультипликатора и цилиндра форкамеры, обеспечение надежной работы уплотнения при контактных давлениях до 15 тыс. атм и взаимном перемещении поверхностей со скоростью около 1 м/с и т.п. Рабочий цикл на А-1 реализован с азотом до 10 тыс. атм и с воздухом до 6 тыс. атм. При использовании соответствующего устройства питания мультипликатора давление может быть доведено до 15 тыс. атм.

Установка А-1 безотказно работает с 1975 г., на ней проведен цикл исследований по выбору материалов для критического сечения сопла, разработана методика прямых измерений скорости потока, позволившая с высокой точностью измерить потери тепла в стенке форкамеры и всего газодинамиче-

Установка	P_0 , атм	T_0 , К	$Re_1 \cdot 10^{-6}$	V_{ϕ} , дм ³	d_c , мм	$t_{в}$, мс	t_p , мс	$t_{л}$, мс	$M_{л}$	$Re_{л} \cdot 10^{-6}$	Рабочий газ	Источники
Long Shot	4000	2550	16	0,315	360	1,74	0,024	5—10	15—20	5—1	Азот	[5, 26]
F-4	2000	8600 ¹	< 1	—	670	—	—	17	9	0,24	Воздух	[5, 11]
REG	1800	10100	< 1	$\approx 8,3^2$	700	10 ¹	0,14	1	7,5	0,5	*	[5, 7]
ЦНИМАЦ	2000	2100	4,5	$\approx 2,7 \cdot 10^2$	800	42	0,59 ²	500	10—20	50—0,5	*	[21, 19]
MT-1	3000	2510	7	6,0	300	31 ⁴	30	40—100	6—18	250—8	*	[33]
ИТ-302М	1000	3000	1	8,0	300	126	126	100	5—15	200—7	*	[14]
A-1	10000	2000	100	0,04(1)	20	16,3 ⁴	16,3	40—200	8—25	700—3	Азот ⁶	[32]

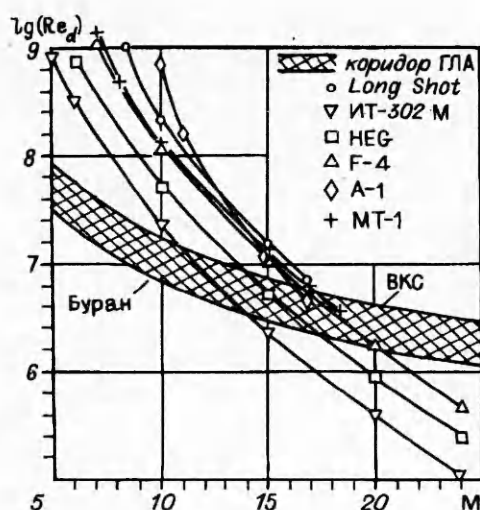
Примечания:

- 1 — указанная температура T_0 для достижения на этой установке;
- 2 — объем сжатого газа рассчитан по размерам установок, приведенным в литературе;
- 3 — время вытеснения $t_{в}$ с учетом μ приведено в виде формулы для идеального газа $\mu = 1,4$;
- 4 — посылку на эти установки предусматривается дожимание газа, для расчета в объеме форкамеры принят μ раз, меньше, чем указан в таблице;
- 5 — без изменения предельного μ [28, 29] и отступленного протекания, приводящего к уменьшению объема от 8 до 25 газ;
- 6 — при давлении до 6000 атм установка работает на воздухе

ского тракта. Теплеровские кинограммы показывают хорошую однородность потока. На простых телах не обнаружено эрозионного воздействия загрязняющих частиц даже после десятка испытаний. Осциллограммы давления показывают постоянство его в пределах рабочего режима, составляющего в зависимости от диаметра сопла на выходе (50—20 мм) от 20 до 250 мс. Конструкция А-1 предусматривает возможность геометрически подобного увеличения ее размеров в 5—8 раз [33].

Вторая установка МТ-1 имеет начальный объем форкамеры около 6 дм³, рассчитана на получение давлений до 3000 атм при температуре около 2500 К. Рабочие газы — азот, воздух, гелий. Время рабочего режима 40—100 мс, диаметр сопла на выходе 0,3—0,5 м. В этой установке применена полностью симметричная система из двух мультипликаторов, которые приводятся в движение восемью пневмогидравлическими приводами. Питание основных мультипликаторов реализуется по симметричной перекрестной схеме, обеспечивающей жесткую гидравлическую синхронизацию встречного движения их поршней. Газ впрыскивается в форкамеру через кауперный подогреватель при давлении до 250 атм и температуре 900—950 К, дожимается до необходимых параметров и вытесняется через сопло. Так же как и А-1, МТ-1 имеет демпфирующую систему, обеспечивающую подавление колебаний и реализацию необходимого закона движения штоков мультипликаторов. По достижении ими заданного положения специальный клапан за время около 1 мс автоматически открывает критическое сечение сопла [34].

Основные параметры некоторых описанных в литературе действующих и находящихся в отладке высокоэнтальпийных установок приведены в таблице. Кроме максимальных давления P_0 и температуры T_0 газа здесь указаны единичные числа Рейнольдса Re_1 , объем форкамеры V_{ϕ} (там, где его можно было узнать или оценить из опубликованных данных), диаметр сопла на выходе d_c , время вытеснения $t_{в}$, рассчитанное с учетом эффектов реального газа, и время спада давления на 2 % t_p для $M=10$, а также диапазон чисел Маха $M_{л}$, время рабочего режима $t_{л}$ и числа Рейнольдса $Re_{л}$, приведенные в литературе. Необходимо за-



Р и с. 6

давления в форкамере и диаметра рабочей части сопла, взятых из литературы, и диаграммы, показанной на рис. 4, т.е. числа Рейнольдса рассчитаны по этому диаметру ($Re_d = Re_1 d_0$). Заметим, что для данной установки при изменении диаметра сопла произведение времени рабочего режима на квадрат Re сохраняется, в то время как геометрически подобное увеличение размеров приводит к пропорциональному изменению Re и времени рабочего режима. Из диаграммы видно, что УАС с мультипликаторами обеспечивают полное моделирование по M и Re при постоянных параметрах истечения.

Анализируя перспективы повышения адекватности моделирования ГЛА, следует отметить, что попытки воспроизведения скорости потока (температуры торможения) неизбежно приводят к искажению химического состава рабочего газа. Предложения [4] решить проблему высоких скоростей с использованием магнитно-гидродинамических систем ускорения газа вряд ли можно считать перспективными вследствие нескольких взаимосвязанных причин. Для обеспечения существенного силового воздействия на поток со стороны ускоряющего магнитного поля (или тока в магнитном поле) необходимы большие магнитные числа Рейнольдса, получение которых требует высокой электропроводности газа, т.е. очень высоких температур, относительно низких плотностей, или введения легко ионизирующихся присадок. Это ведет к невозможности моделирования процессов горения, не говоря уже о низких значениях Re .

В литературе можно найти предложения увеличить полную энтальпию и вместе с ней скорость потока за счет использования химической энергии. Оставляя в стороне огневые подогреватели, использующие углеводородные топлива и сильно загрязняющие газ, рассмотрим ситуацию с применением закиси азота, как это предлагается, например, в [29, 35]. Действительно, может показаться заманчивым использовать реакцию вида $2N_2O + 2N_2 \rightarrow 4N_2 + O_2$. Такая реакция даст химический состав, достаточно близкий к воздуху, и дополнительно примерно 1 МДж энергии на каждый килограмм смеси, что в соответствии с диаграммой на рис. 3 приведет к увеличению температуры торможения примерно на 1000 К, однако при этом все проблемы, связанные с диссоциацией рабочего газа, остаются нерешенными. Тот же эффект (выигрывая еще и в значениях Re) можно получить, повышая давление воздуха до 8000 атм без риска работать с взрывоопасной смесью.

Предложения использовать для решения задач гиперзвуковой аэродинамики баллистические трассы при космических скоростях [4] выглядят нереальными. Не говоря уже о циклопических размерах сооружения, в

метить, что значения t_{π} довольно условны, так как только установки с мультипликаторами (А-1, ИТ-302М, МТ-1) и УТ способны поддерживать постоянство параметров потока в течение рабочего режима. Для установок, не имеющих вытесняющих устройств, время, за которое Re уменьшается в 2 раза, примерно на 25 % меньше t_{π} .

На рис. 6 показаны области моделирования, обеспечиваемые установками с мультипликаторами, в сопоставлении с областями, воспроизводимыми другими установками, параметры которых приведены в таблице. К сожалению, данные о числах Рейнольдса в разных источниках часто не совпадают. Поэтому сравнение проведено на основе максимальных значений температуры,

котором ускорительная секция достигает длины 300 м, а испытательная представляет собой вакуумируемый объем длиной 600 м и диаметром от 3 до 6 м, возможность получения скоростей 12—15 км/с для модели диаметром около 20 см и длиной около 1 м представляется неосуществимой ни при использовании легкогазовых пушек, ни тем более электромагнитного ускорения с помощью рельсотрона. Известно [36], что при разгоне компактных масс на рельсотроне удается получить скорости на уровне 5 км/с при массе около 1 г. Этот результат [37] за прошедшее время существенно не превзойден. На легкогазовых пушках получены несколько лучшие результаты, но и они лежат в диапазоне нескольких граммов и скоростей до 10 км/с при ускорении компактных пластмассовых тел.

Есть, однако, принципиальное ограничение. Оценки показывают, что даже при размерах системы, упомянутых выше, для достижения скоростей 12—15 км/с требуются ускорения порядка десятков тысяч g , т.е. во много раз превосходящие те, что могут выдержать аэродинамические модели, оснащенные воздухозаборниками, крыльями, рулями. Снижение ускорений до допустимых пределов привело бы к пропорциональному увеличению размеров ускорителя, что является практически невыполнимой задачей.

Таким образом, для задач, связанных с созданием ГЛА с СГПВРД, наиболее перспективными представляются направления, обеспечивающие стационарность параметров в течение рабочего режима, наилучшую однородность и качество потока. В диапазоне времен 20—200 мс, по-видимому, нет разумной альтернативы применению двухступенчатых установок с вытесняющими мультипликаторами, использующими часть объема форкамеры для дожима газа до максимальных параметров. При давлениях до 3000 атм лучше применять симметричные схемы типа МТ-1, так как они при прочих равных условиях обеспечивают меньшие теплотери при подготовке газа и его вытеснении. Для более высоких давлений возможно использование схемы типа А-1 с автокомпенсацией деформаций поршня мультипликатора и специальными уплотнениями, способными работать при таких давлениях. В качестве первой ступени лучше всего применять УАС с заклинивающимся поршнем и компенсатором импульса, что позволит максимально использовать объем форкамеры и обеспечить высокую чистоту рабочего газа.

Целесообразной выглядит система, содержащая достаточного объема УАС со сменными вторыми ступенями типа МТ-1 (для работы с давлениями до 3000 атм) и типа А-1 (для более высоких давлений). Такая установка позволит перекрыть по M до Re весь диапазон параметров, необходимый для моделирования гиперзвукового полета, при энтальпиях торможения, соответствующих температурам до 3500 К. Опыт проектирования и эксплуатации установок А-1, ИТ-302М и МТ-1 показывает возможность создания на этих принципах стендов масштаба, достаточного для преодоления упомянутых выше трудностей диагностики, связанных с применением высоких давлений.

Для задач аэротермодинамики внешнего обтекания ГЛА, когда действительно необходимо возможно более полное моделирование температуры торможения и допустимо определенное загрязнение потока, в настоящее время наиболее приемлемы ударные трубы с тяжелым поршнем. При этом проблемы, связанные с остановкой поршня, клапанами и компенсацией импульса, можно решать методами, использованными при создании А-1.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мачехина Г.Н., Хвостов Н.И. Аэродинамические трубы для исследований при больших числах Рейнольдса // *Обзоры ЦАГИ*. — 1971. — № 353.
2. Мачехина Г.Н., Хвостов Н.И. Перспективы развития аэродинамической базы за рубежом // *Обзоры ЦАГИ*. — 1976. — № 490.
3. Harris R. On the threshold — the outlook for supersonic and hypersonic aircraft. — Wash., 1990. — (Pap./AIAA; N 89—271).
4. Beach H.L., Busnell D.M. Aeronautical facility requirements into 2000's. — Wash., 1990. — (Pap./AIAA; N 90—1375).

5. Guy de Richemont. Existing and new hypersonic facilities required for HERMES spacecraft testing // *JCAS*. — 1990. — N 6.5.1.
6. Dunn M.G., Lordi J.A., Wittliff C.E., Holden M.S. Facility requirement for hypersonic propulsion system testing // *High Speed Propulsion System*. — N.Y., 1991. — (Progress in Astronaut. and Aeronaut.; V. 137).
7. Zagainov G.I. Review of TsAGI wind tunnel facilities // *Proc. of Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques European Forum*, Southampton, UK, Sept. 1992.
8. Beck W.H., Eitelberg G., McIntyre T.J. The high enthalpy shock tunnel in Göttingen (HEG) // *3rd Aerospace Symp.*, Braunschweig, 1991.
9. Mudford N.R., Gai S.L. Non-reflected shock tunnel for high enthalpy aerothermodynamics — review of performance // *IUTAM Symp. on Aerothermochemistry of Spacecraft and Associated Hypersonic Flow*, Marseille, Sept. 1992: *Book of Abstrs.*
10. Королев А.С., Бошняков Б.В., Друкер И.Г., Затолока В.В. Импульсные трубы в аэродинамических исследованиях. — Новосибирск: Наука, 1978.
11. Затолока В.В. Импульсные аэродинамические трубы. — Новосибирск: Наука, 1986.
12. Dorey G. Productivité et qualité dans les souffleries de Modane et du Fauga, les perspectives pour les années 90 // *L'Aéronautique et L'Astronautique*. — 1991. — N 148—149.
13. Гинзбург И.П. Прикладная гидрогазодинамика. — Л.: Изд-во ЛГУ, 1958.
14. Дмитриев В.А., Ярославцев М.И. Некоторые направления развития импульсных аэродинамических труб // *III Всесоюз. конф. по методам аэрофизических исследований: Сб. докл.* — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982.
15. Пузырев Л.Н., Ярославцев М.И. Стабилизация параметров газа в форкамере гиперзвуковой импульсной аэродинамической трубы // *Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук.* — 1990. — № 5.
16. Baev V.K., Shumsky V.V., Jaroslavtsev M.I. Study of combustion and heat exchange processes in high enthalpy short duration facilities // *High Speed Propulsion System*. — N.Y., 1991. — (Progress in Astronaut. and Aeronaut.; V. 137).
17. Topchian M.E., Rychkov V.N., Khvostov N.I. Creation and use of adiabatic compression facilities for producing dense hypersonic flows // *IUTAM Symp. on Aerothermochem. of Spacecraft and Associated Hypersonic Flow*, Marseille, Sept. 1992: *Book of Abstrs.*
18. Гавриленко Т.П., Плотников М.А., Топчиян М.Е. Газодинамические параметры истечения азота с высокими начальными давлениями // *Тр. Второй Сиб. конф. по аэродинамике*. — Новосибирск: Наука, 1973.
19. Зыков Н.А., Севостьянов Р.М. Материалы к расчету газодинамических установок с высокими параметрами торможения азота // *Тр. ЦАГИ*. — 1971. — № 1329.
20. Багаев Г.И., Клименков Г.П., Харитонов А.М. Некоторые проблемы моделирования в аэродинамике больших скоростей // *Аэромеханика: Сб. ст.* — М.: Наука, 1975.
21. Kharitonov A.M. On improving adequacy of simulation in wind tunnel problems // *Russian J. of Theor. and Applied Mech.* (N.Y.: Elsevier). — 1992. — V. 2, N 1.
22. Димитров В.И. Простая кинетика. — Новосибирск: Наука, 1982.
23. Westbrook C.K. Chemical kinetics of gaseous detonation // *Fuel-Air Explosions*. — Ontario: Univ. Waterloo Press, 1982.
24. Войцеховский Б.В., Митрофанов В.В., Топчиян М.Е. Структура фронта детонации в газах. — Новосибирск: Наука, 1963.
25. Солоухин Р.И. Ударные трубы для физико-химических исследований. — Новосибирск, 1966. — (Препр./ АН СССР, Сиб. отд-ние, Ин-т гидродинамики).
26. Щетинков Е.С. Физика горения газов. — М.: Наука, 1965.
27. Richard B.E., Enkenhus K.R. Hypersonic testing in the VKI Long Shot free-piston tunnel // *AIAA J.* — 1970. — V. 8, N 6.
28. Мещеряков А.А., Пинаков В.И., Топчиян М.Е. и др. Конструкция и испытания модели ступени предварительного сжатия установки А-1: Отчет. — Новосибирск: ИГ СО АН СССР, 1973.
29. Кислых В.В., Рахматулин Х.А. Двухкамерная установка адиабатического сжатия // *ТВТ*. — 1972. — Т. 10, № 2.
30. Anfimov N.A., Kistykh V.V., Krapivnoj K.V. Nonisentropic multicascade gas compression in piston gas dynamic units (PGU) U — 11 and RHYFL — Development outlook // *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.* — 1992. — Bd 16. — P. 169—174.
31. Мещеряков А.А., Пинаков В.И., Топчиян М.Е. и др. Газодинамическая установка А-1: Отчет. — Новосибирск: ИГ СО АН СССР, 1975.
32. Мещеряков А.А., Пинаков В.И., Топчиян М.Е. О распределении напряжений в заклиниваемом поршне и стволе системы адиабатического сжатия газа // *ПМТФ*. — 1980. — № 2.

33. Пинаков В.И., Рычков В.Н., Топчиян М.Е. Возможности моделирования гиперзвуковых потоков на газодинамических установках с высоким давлением // ПМТФ. — 1982. — № 1.
34. Мещеряков А.А., Пинаков В.И., Топчиян М.Е. и др. Создание источника рабочего газа для промышленной аэродинамической трубы. Общая схема и расчет основных характеристик движения элементов конструкции: Отчет. — Новосибирск: ИГ СО АН СССР, 1985.
35. Шумский В.В. Использование в высокоэнтальпийных установках химического подогрева и адиабатического сжатия для расширения диапазона исследований газодинамических моделей с горением // Изв. АН СССР. Сер. техн. наук. — 1990. — № 5.
36. Мерзиевский Л.А., Титов В.М., Фадеенко Ю.И. и др. Высокоскоростное течение твердых тел // ФГВ. — 1987. — № 5.
37. Титов В.М., Швецов Г.А. Генерация электрических импульсов с помощью кумулятивного взрыва // ФГВ. — 1980. — № 5.

г. Новосибирск

Поступила 9/VII 1993 г.

УДК 533.6.011.5.519.6

В.И. Воронин, А.И. Швец

ВОЛНОЛЕТЫ, ПОСТРОЕННЫЕ НА ТЕЧЕНИЯХ ЗА СКАЧКАМИ УПЛОТНЕНИЯ В ВИДЕ ЭЛЛИПТИЧЕСКИХ КОНУСОВ

В последние годы интенсивно проводятся исследования перспективных сверхзвуковых летательных аппаратов-волнолетов, у которых нет явной границы между несущими элементами и корпусом. Впервые идея построения обтекания трехмерных тел на основе двумерных скачков уплотнения одновременно была опубликована в [1] для несущих конфигураций и в [2] для тел минимального сопротивления. Построение поверхности сжатия для сверхзвуковых летательных аппаратов на основе конических скачков уплотнения было предложено в [3]. Передние кромки волнолета располагаются на скачке уплотнения, а нижняя поверхность совпадает с линиями тока сверхзвуковых течений, проходящих через эту кромку. Решая обратные задачи газодинамики для плоских и осесимметричных течений газа, можно построить широкий класс тел и рассчитать их аэродинамические характеристики [4—8]. В развитии этих работ представляют интерес аналитические [9] и численные методы, позволяющие рассчитывать течения за криволинейными скачками уплотнения без внутренних ударных волн [10, 11].

В данной работе приведен численный метод расчета параметров течения за произвольной ударной волной и определены аэродинамические характеристики волнолетов, поверхности сжатия которых построены на течениях за скачками уплотнения в виде эллиптических конусов. Верхние поверхности волнолетов представляют собой пересекающиеся под углом раскрытия Λ плоскости, параллельные вектору скорости невозмущенного потока. При вычислении аэродинамических характеристик силы трения не учитывались, а донное давление полагалось равным как давлению невозмущенного потока, так и нулю.

1. Метод расчета параметров течения. Пусть известна форма поверхности произвольной присоединенной ударной волны, уравнение которой в прямоугольной системе координат XYZ , где ось X направлена параллельно вектору скорости невозмущенного потока, ось Y — вверх, имеет вид $F(x, y, z) = 0$ (рис. 1, а, б). Записывается система уравнений газодинамики для установившегося движения идеальной жидкости: уравнение неразрывности, три уравнения движения и уравнение постоянства энтропии вдоль

© В.И. Воронин, А.И. Швец, 1994