

УДК 629.76.023

Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных космических систем

В. И. Тимошенко¹, В. П. Гусынин²

¹Институт технічної механіки НАНУ–НКАУ, Дніпропетровськ

²Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 30.06.98

Розглянуто питання використання гіперзвукових технологій для створення перспективних транспортних космічних систем. Описується стан цього напрямку в Росії, США та в країнах Європи і Азії. Приведено опис стану проектних, теоретичних, експериментальних та технологічних досліджень в Україні та напрямки їх розвитку. Формулюються можливі напрямки участі України в міжнародному співробітництві.

МИРОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Области космической деятельности в коммерческих и правительственных целях смогут значительно расширяться, если будут преодолены три тормозящих фактора: высокая стоимость выведения полезной нагрузки, низкая по сравнению с авиацией надежность запуска и длительное время подготовки полета [6]. Поиск путей снижения стоимости выведения полезной нагрузки на околоземные орбиты явился причиной разработки и создания средств доставки, в частности, ракет-носителей (РН), использующих гиперзвуковые технологии. Основными компонентами данных технологий являются прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД), гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД), ракетно-прямоточные силовые установки (РПСУ), системы теплозащиты. Работы по гиперзвуковым технологиям ПВРД и ГПВРД начались в конце 1980-х гг. в

рамках национальных и международных программ по проектам: NASP в США [9, 12, 20], HOTOL в Англии*, HERMES во Франции [7, 13], SANGER в ФРГ [1, 14], R&D в Японии [8], космический самолет в Китае [2], одноступенчатый воздушно-космический самолет (АНТК им. А. Н. Туполева) и гиперзвуковая летающая лаборатория (ЦИАМ, ТМКБ «Союз») в России [11, 15]. В это же время в Украине проводились работы по проектированию ракет-носителей с ПВРД на одной из ступеней. Кроме того, Украина в составе СССР принимала участие в перечисленных проектах России.

В США в рамках проекта NASP ведутся работы по созданию демонстратора перспективной технологии RLV (Reusable Launch Vehicle) [9]. Реализация этой программы позволит США иметь новое поколение транспортных космических систем (ТКС), способных доставлять на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку массой до 18 т при стоимости 2000—4000 \$/кг. Еще более многообещающим является проект HRST (Highly Reusable Space

* Концепция проекта HOTOL заключалась в создании двухступенчатой АКС на основе украинского тяжелого дозвукового самолета-носителя «Ан-225» («Мрия») и орбитального самолета массой 250 т.

Transportation) — развитие концепции RLV. Его осуществление приведет к снижению стоимости запуска полезной нагрузки до 2000 \$/кг. Фирмы «Lockheed Martin», «McDonnell Douglas» и «Rockwell International» по контрактам с NASA осуществляют выбор концепции и начальную проработку проекта перспективного беспилотного одноступенчатого носителя многоразового использования RLV, призванного заменить транспортную космическую систему (ТКС) «Space Shuttle». В 1999 г. планируется первый полет X-33 — модели RLV в масштабе 0.5 без полезной нагрузки [3]. Рассматривается возможность начала эксплуатации многоразовой системы в 2008—2010 гг. [6].

Центр Маршалла приступил к работам по созданию комбинированной двигательной установки (ДУ) ARPTP (Advanced Reusable Propulsion Technology Program). Такая кислородно-водородная ДУ способна работать как в режиме ПВРД, так и по схеме традиционного двухкомпонентного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Использование на отдельных участках полета кислорода атмосферы позволит существенно уменьшить массу и стоимость запуска ТКС. Разработка комбинированной ДУ будет проводиться до 2005 г. в четыре этапа. На первом этапе, заканчивающемся в 1999 г., предусматривается общая оценка реализуемости проекта.

Проект R&D выполняется японской Национальной аэрокосмической лабораторией под руководством общества японских авиакосмических компаний с целью экспериментальной отработки и создания комбинированной ДУ, включающей турбореактивный двигатель (ТРД) и ПВРД, для полета сверхзвукового самолета с маршевой скоростью $M = 5$.

В России, несмотря на трудности финансирования, проводится комплекс теоретических и экспериментальных исследований по гиперзвуковой технологии в ЦАГИ, ЦИАМ, ЦНИИМаш и других организациях. Отдельные работы проводятся по заказам и в кооперации с ФРГ, Францией, США. Разработана концепция одноступенчатого воздушно-космического самолета (ВКС) — проект АНТК им. А. Н. Туполева. Основные положения этой концепции: одноступенчатый ВКС с максимальной взлетной массой 70—90 т и величиной полезной нагрузки, выводимой на орбиту высотой 200 км, 8—10 т; силовая установка включает двигатели трех типов: ТРД для взлета и разгона, ПВРД и ЖРД. В проекте создания гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) ЦИАМ, ТМКБ «Союз», проведены первые летные испытания ГПВРД, работающего на водороде. Экспериментальный ГПВРД запускался в полете на тактической ракете «земля-воздух» СА-5 и работал в режимах ПВРД и ГПВРД

[15]. Эти запуски продемонстрировали техническую выполнимость летных испытаний с помощью ракет и возможность получить значительную информацию о работе ГПВРД. ЦАГИ в кооперации с организациями ФРГ проводят большой объем работ по отработке процессов горения в камерах сгорания ГПВРД. Аналогичные работы проводятся в ИПТМ СО РАН (Новосибирск).

Кроме тенденций разработки многоразовых ТКС, создание которых предусматривает разработку перспективных двигателей, работающих, в частности, по циклу ПВРД и ГПВРД, уделяется большое внимание и разработкам одноразовых ТКС. Анализ состояния рынка КА показывает, что в ближайшей перспективе потребуются дешевые малоразмерные носители для запуска на низкие околоземные орбиты небольших и средних по массе полезной нагрузки. Легкие носители с ПВРД способны занять существенную долю этого рынка. В пользу этого говорит и то, что стоимостная эффективность РН с ракетным двигателем (РД) снижается при уменьшении полезной нагрузки, тогда как стоимостная эффективность носителя с ПВРД остается примерно постоянной, что делает особенно выгодным применение ПВРД на легких РН [16]. Предполагается, что такие носители позволят устранить недостатки современных РН (низкая годовая интенсивность пусков, частые отсрочки запуска, ограниченные места старта) и снизить стоимость пуска. Кроме того, создание легких ракет-носителей позволит использовать стартовые позиции авиационного базирования, что особенно важно для Украины, не имеющей собственных стартовых сооружений, но обладающей мощными самолетами-носителями.

Принципы создания одноступенчатых многоразовых носителей, являющихся альтернативными для одноразовых РН, снабженных РД, главным критерием сравнения которых является стоимость выведения, рассмотрены в работе [19]. Одноступенчатый носитель должен использовать в своих двигателях в качестве окислителя на атмосферном участке полета кислород из воздуха, а далее — бортовые запасы. При этом возникает необходимость наличия на борту двух типов ДУ: РД и воздушно-ракетного двигателя (ВРД), что снижает выигрыш в использовании забортного кислорода. Показано, что наиболее эффективным для одноступенчатых носителей является создание комбинированной ДУ, включающей РД для работы на участке взлета и конце выведения, соответственно на скоростях, соответствующих числу Маха $M_\infty < 2.5$ и выше 25, и ПВРД переменной геометрии — для работы на атмосферном участке полета при скоростях $M_\infty = 2.5...20$. В то же время из литературных источни-

ков следует, что использование ПВРД и РПСУ в качестве ДУ для перспективных летательных аппаратов (ЛА) и РН при выведении на низкую околоземную орбиту малых полезных нагрузок позволит снизить стоимость выведения 1 кг ПН до 2000 долларов, а в перспективе — до 670 долларов.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СОСТОЯНИЯ ПРОБЛЕМЫ В УКРАИНЕ

Комплексное решение проблемы создания перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), использующих ГПВРД в качестве силовой установки, требует рассмотрения ряда принципиально-новых научных, технологических, проектных и производственных задач и является проблематичным для отдельной даже достаточно развитой страны. В тоже время в Украине имеется определенный потенциал для разработок отдельных элементов гиперзвуковых технологий. В частности, в течение последних 10—15 лет рядом научных и проектно-конструкторских организаций Украины (Институт технической механики НАН и НКА Украины, Институт проблем материаловедения, Институт газа НАН Украины, Государственное конструкторское бюро «Южное», Авиационный научно-технический комплекс им. О. К. Антонова и др.) проведен комплекс научных и проектных работ, связанных с разработкой математических моделей термогазодинамических процессов, сопровождающих функционирование ГПВРД, решением вопросов термохимической конверсии углеводородных горючих, подбора теплозащитных материалов, а также вопросов реализуемости технических решений как при создании перспективных ГЛА, так и двигательных установок, работающих по циклу ПВРД и ГПВРД. Эти работы проводились в сотрудничестве с российскими организациями (ЦИАМ, ЦАГИ, СКБ «Нева», НПО «Молния» и др.).

Вопросы разработки гиперзвуковых технологий, возникающие при создании ГЛА с ПВРД, были рассмотрены в теме «Гиперзвук», выполнявшейся в 1993—1996 гг. по заданию Национального космического агентства Украины в соответствии с Государственной космической программой Украины.

Работы проводились по следующим направлениям: концептуальное обоснование компоновочных схем ГЛА с ГПВРД (ракеты-носители, летающая лаборатория, экспериментальный гиперзвуковой самолет); концептуальные, научные и проектные исследования, направленные на создание комбинированной двигательной установки, работающей как в режиме ЖРД, так и ПВРД и ГПВРД; разработка

элементов экспериментальных установок и создание экспериментального стенда для отработки сверхзвукового горения в камерах сгорания ГПВРД; разработка методического и программного обеспечения и проведение численных исследований аэротермогазодинамики внешнего сверх- и гиперзвукового обтекания ЛА, процессов в воздухозаборниках и камерах сгорания ПВРД и ГПВРД, теплового состояния элементов поверхности ГЛА; анализ возможностей Украины в создании теплозащитных материалов; концептуальные исследования вопросов создания систем управления ГЛА.

Полученные к настоящему времени результаты сводятся к следующему.

КОСТРУКТОРСКАЯ ПРОРАБОТКА КОНЦЕПЦИЙ И ВАРИАНТОВ ГЛА

Рассмотрены три направления: разработка компоновочных схем и уточнение основных характеристик ракет-носителей с ГПВРД (ГКБ «Южное»); формулировка концепции летающей лаборатории АН-225/ЛАД и отработка компоновки и определение параметров экспериментального гиперзвукового крылатого летательного аппарата (АНТК им. О. К. Антонова).

При этом получены следующие результаты:

- предложена трехступенчатая РН воздушного базирования со следующими параметрами: при полезной нагрузке 50 кг масса РН — 5000 кг, скорость при старте — 330 м/с, высота старта 11000 м. На первой ступени ракеты устанавливается комбинированный многосекционный ракетно-прямоточный двигатель, на второй — твердотопливный двигатель, на апогейной ступени — ЖРД (рис. 1);
- предложены компоновки экспериментального гиперзвукового крылатого летательного аппарата (ЭГКЛА), предназначенного для проведения натурных исследований по гиперзвуковым тех-

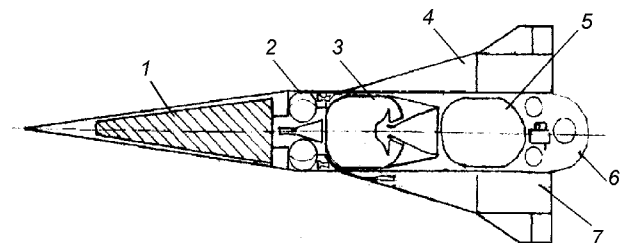


Рис. 1. Компоновочная схема ракеты-носителя: 1 — полезная нагрузка, 2 — двигательная установка апогейной ступени, 3 — РДТТ второй ступени, 4, 5 — топливные баки первой ступени, 6 — агрегатный отсек, 7 — ПВРД

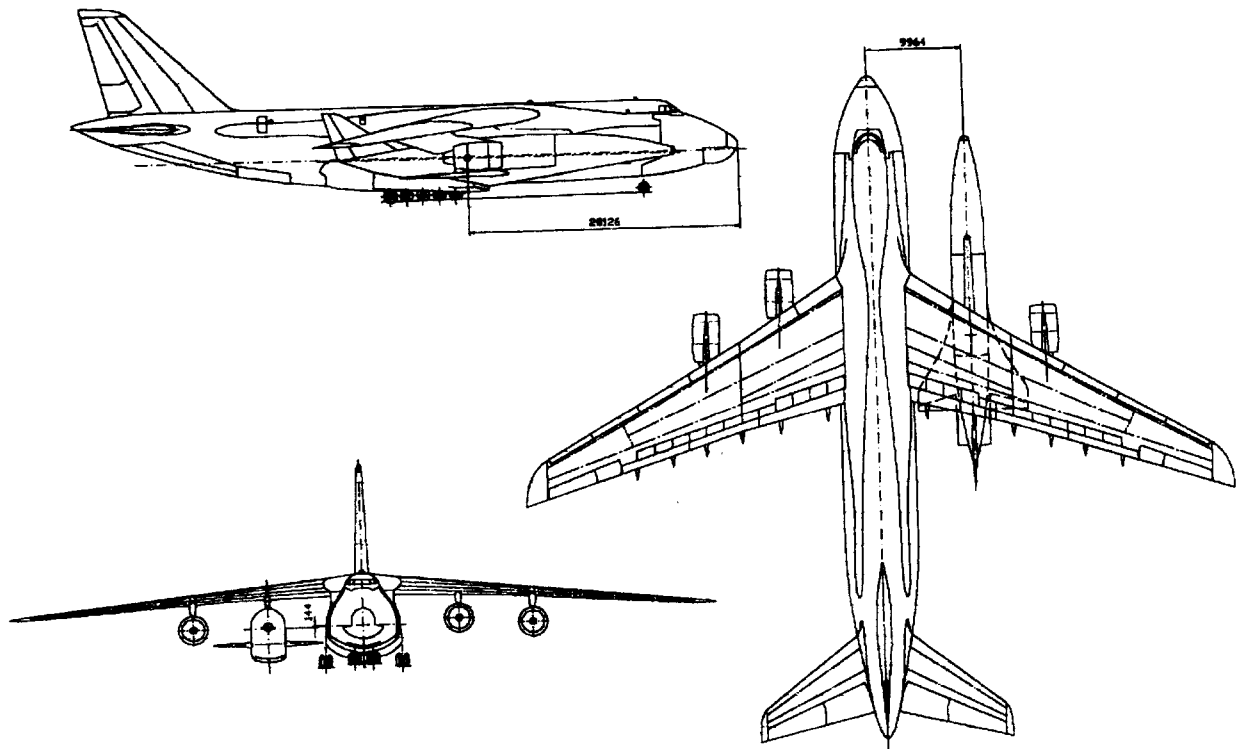


Рис. 2. Общий вид авиационно-космической системы

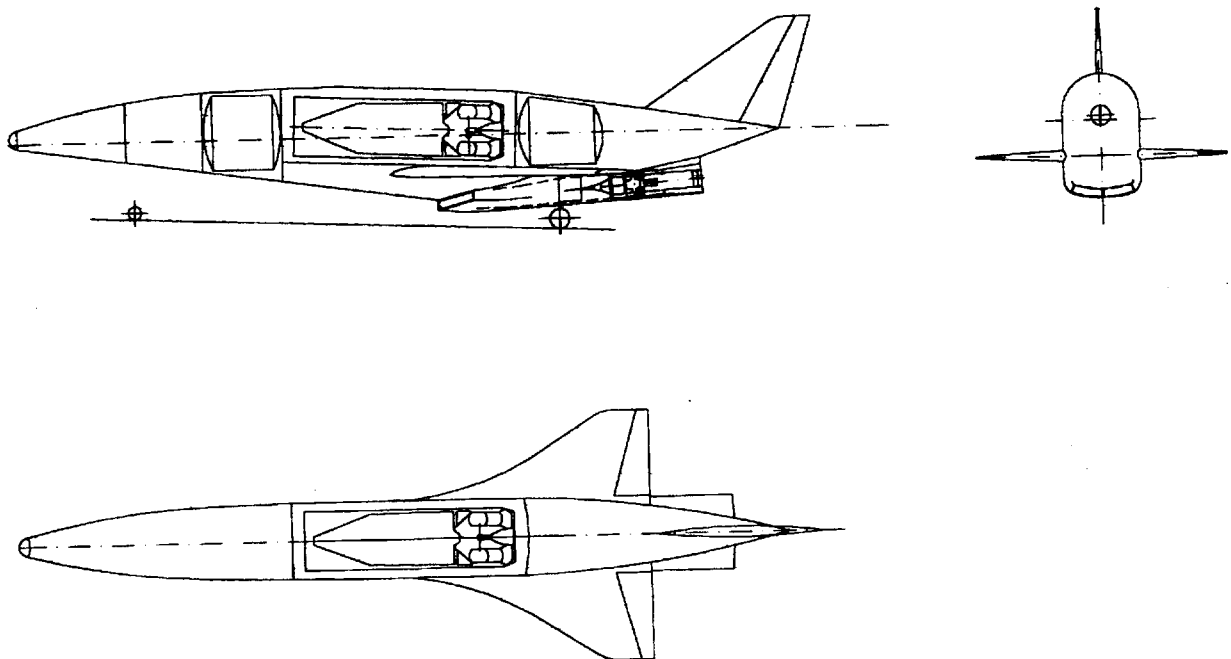


Рис. 3. Компоновка ВКС

нологиям: перспективный ЭГКЛА по схеме волнолета и ракетоплан компоновки типа «Шаттл» (ЛАД — летающий аппарат-демонстратор), основанный на элементах авиационно-космической системы (рис. 2, 3).

ПРОЕКТНАЯ ПРОРАБОТКА ВАРИАНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГЛА

Потребности создания высокоэффективных разгонных и разгонно-маршевых аппаратов различного назначения определяет необходимость разработки силовой установки, предназначенной для полета в диапазоне больших изменений скоростей (от $M = 0$ до 15 и более). Решение этой задачи возможно с помощью комбинированной силовой установки (КСУ). В ряде исследований показано, что первой составной частью такой силовой установки может быть газотурбинный или ракетно-прямоточный двигатель (РПД), работающий в диапазоне чисел Маха $M = 0...5$. Второй составной частью могут быть прямоточный двигатель с дозвуковой скоростью в камере сгорания, гиперзвуковой прямоточный двигатель со сверхзвуковой скоростью в камере сгорания или их комбинация — двухрежимный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ДГПВРД).

В ГКБ «Южное» разработана концепция использования продуктов неполного сгорания топлива в ЖРД и создание на ее базе ГПВРД, интегрированного с ГЛА.

Учитывая большой опыт по разработке, производству и эксплуатации ДУ на топливных парах АТ+НДМГ и жидкий кислород + керосин, целесообразно рассмотреть применение указанных топлив в КСУ.

Комбинированная силовая установка ГЛА может быть выполнена на базе узлов и агрегатов ранее разработанных жидкостных ракетных двигателей различного назначения. В состав КСУ входят следующие агрегаты и системы: камеры ЖРД, турбо-насосный агрегат, газогенератор, бустерный насосный агрегат окислителя, система захлаживания, система запуска и выключения, система зажигания, система регулирования, система продувки, система наддува бака горючего. Каждая камера является первым контуром в одной секции ракетно-прямоточного двигателя (РПД), который состоит из нескольких одинаковых секций. Принципиальная схема одной из секций представлена на рис. 4.

Выбор керосина в качестве топлива определяется как имеющимся в ГКБ «Южное» опытом его использования для ЖРД, так и его более предпочти-

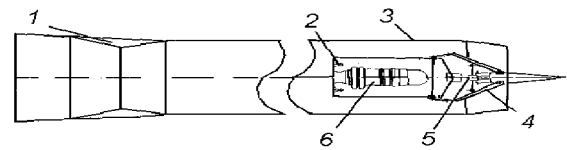


Рис. 4. Конструктивная схема модельного двигателя: 1 — выходное сопло двигателя, 2 — сопло вдува, 3 — корпус, 4 — регулируемый воздухозаборник, 5 — гидрорывод, 6 — камера ЖРД

тельными по сравнению с жидким водородом массовыми характеристиками, что существенно для создания более рациональной компоновки ГЛА. Однако значительно худшая по сравнению с водородом способность к воспламенению и горению ставит серьезные проблемы, связанные с ограничениями на длину камеры сгорания ПВРД, и тем более ГПВРД. Поэтому разрабатывается направление, связанное с использованием газогенератора ЖРД, являющегося составной частью комбинированного ракетно-прямоточного двигателя, для термической газификации топлива и получения топливной смеси состоящей из CO , H_2 и других газовых компонентов, которая имеет хорошие воспламенительные свойства, а также поддержание процесса горения с помощью высокотемпературных струй.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Проведен анализ основных аэротермогазодинамических процессов и схем их взаимодействия при функционировании ГЛА, интегрированного с ДУ, на основе чего сформулирована обобщающая комплексная математическая модель. Основные элементы этой модели представлены в таблице. Рассмотрены термогазодинамические процессы, сопровождающие внешнее сверх- и гиперзвуковое обтекание ГЛА, интегрированного с ДУ, работу ДУ (воздухозаборник, камера сгорания, сопло) и сформулированы их математические модели. Разработаны элементы программного обеспечения для численного моделирования внешнего обтекания, отдельных процессов в камере сгорания, воздухозаборниках и соплах.

С использованием разработанного методического и программного обеспечения выяснены основные термогазодинамические особенности функционирования ГЛА и его элементов.

Комплексная математическая модель аэротермогазодинамики ГЛА, интегрированного с ДУ

Перечень процессов и их математических моделей	Получаемые результаты	Перечень процессов, для моделирования которых используются результаты в качестве входных данных
1. Внешнее обтекание ГЛА: уравнения газовой динамики (невязкое приближение); уравнения пограничного слоя (ламинарный, турбулентный); физико-химическая кинетика (равновесная, неравновесная); вязко-невязкое взаимодействие	Распределенные и суммарные силы — давление, трение; тепловые потоки; параметры на входе в воздухозаборник — давление, расход, термодинамические параметры (температура, химический состав газа)	Течение в воздухозаборнике; истечение газа из камеры сгорания, течение через сопло; процессы в системе тепловой защиты и теплообменниках; нетрадиционные технологии
2. Течение в воздухозаборнике: уравнения газовой динамики (невязкое приближение); уравнения пограничного слоя (ламинарный, турбулентный); физико-химическая кинетика (равновесная, не равновесная); вязко-невязкое взаимодействие	Давление, трение, тепловые потоки; параметры на входе в камеру сгорания — поля давления и скоростей, температура, химический состав газа, потери полного давления	Процессы в камере сгорания и ДУ; процессы в системе тепловой защиты и теплообменниках; нетрадиционные технологии
3. Процессы в камере сгорания и составных элементах ДУ: среднеобъемные балансовые термодинамические модели (реактор идеального смешения), квазиодномерные газодинамические и кинетические модели, уравнения пространственной газовой динамики, смешение струй, диффузионное и кинетическое горение, уравнения двухфазной газовой динамики с учетом испарения и горения	Оценка полноты смешения и сгорания топлива и эффективности работы составных элементов ДУ; давление, трение, тепловые потоки; параметры на входе в сопло: поля давления и скоростей, температура, химический состав газа, потери полного давления	Истечение газа из камеры сгорания, течение через сопло; процессы в системе тепловой защиты и теплообменниках; нетрадиционные технологии
4. Истечение газа из камеры сгорания, течение через сопло: уравнения газовой динамики (невязкое приближение); уравнения пограничного слоя (ламинарный, турбулентный); физико-химическая кинетика (равновесное, неравновесное, замороженное истечение)	Давление, трение, тепловые потоки на задней нижней поверхности ЛА; вклад в суммарную подъемную силу и тягу	Внешнее обтекание ГЛА (формирование подъемной силы и тяги); процессы в системе тепловой защиты и теплообменниках; нетрадиционные технологии
5. Процессы в системе тепловой защиты и теплообменниках: уравнения стационарной и нестационарной теплопередачи в элементах конструкции ЛА и ДУ; квазиодномерные гидрогазодинамические модели; термодинамика и кинетика физических и химических процессов в хладагенте (фазовые превращения, термохимическая конверсия)	Температура элементов поверхности ЛА и ДУ; гидравлические потери в теплообменниках, расход хладагента, его температура, химический состав, теплотворная способность на выходе из теплообменника; оценки повышения эффективности сгорания продуктов конверсии топлива	Внешнее обтекание ГЛА (теплообменные процессы в пограничном слое, трение); течение в воздухозаборнике; процессы в камере сгорания и элементах ДУ; истечение газа из камеры сгорания, течение через сопло; нетрадиционные технологии

Для изучения общих закономерностей влияния различных газодинамических процессов на тяговые характеристики ГПВРД сформулирована предельно упрощенная математическая модель камеры сгорания (КС), позволяющая проводить расчет с использованием конечных формул. В рамках этой модели проведены параметрические оценочные расчеты зависимости тяги идеализированного ГПВРД от числа M полета, степени сжатия потока перед воздухозаборником и в воздухозаборнике, количества подводимого тепла в КС (другими словами, от удельного расхода топлива и его вида) и др.

Проведены оценки параметров ПВРД и ГПВРД при использовании различных топлив: керосин, метан, водород и смесь водорода с ацетиленом, которая получается при термическом разложении метана. Для изучения общих закономерностей влияния различных газодинамических процессов на тяговые характеристики ГЛА с ГПВРД сформули-

рована предельно упрощенная математическая модель КС. Это дало возможность исследовать параметрическую зависимость тяги идеализированного ГПВРД от скорости полета, степени сжатия потока перед воздухозаборником и в воздухозаборнике, количества подводимого тепла в КС (другими словами, от удельного расхода топлива и его вида) и др. На рис. 5, а приведена зависимость удельной тяги двигателя P_v от числа Маха полета M_e (P_v отнесено к скорости звука в набегающем потоке). Степень сжатия потока в диффузоре определяется параметром $K_d = M_k/M_d$ — отношением чисел Маха на входе в камеру сгорания и на входе в диффузор. Линии 1—5 соответствуют случаям почти полного торможения потока в диффузоре $K_d = 0.01$ и значениям $K_d = 0.5, 0.75, 0.9$ и 1. Сжатие в диффузоре считается изоэнтропическим, сжатие потока перед входом в диффузор осуществляется в системе косых скачков уплотнения, образованных

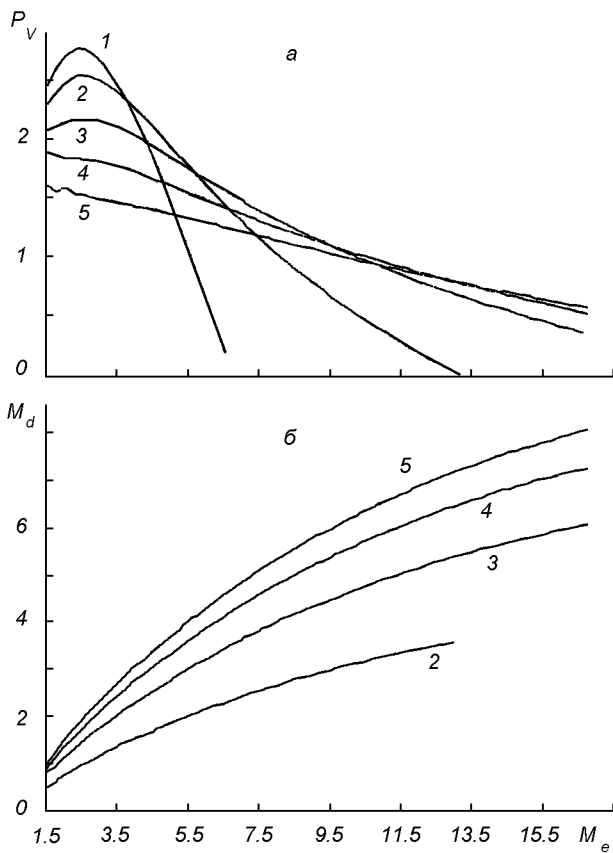


Рис. 5. Зависимость удельной тяги ПВРД (а) и числа Маха в камере сгорания (б) от скорости ГЛА

при обтекании трехсоставного клина при $\theta_0 = 5^\circ$ и $\Delta\theta_1 = 5^\circ$. При малом числе в камере сгорания зависимость P_v от M_e имеет немонотонный характер. Вначале P_v увеличивается, что связано с повышением степени сжатия потока на входе в камеру сгорания при увеличении P_v , затем уменьшается, что связано с преобладающим влиянием уменьшения подводимого тепла. При $M_e = 6$ давление $P_v \rightarrow 0$, потому что статическая температура на входе в камеру сгорания достигла предельно допустимого значения T_k (в расчетах принималось $T_k = 3000$ К) и подвод тепла прекращается. С увеличением чисел Маха в камере сгорания ($K_d = 0.5, 0.75, 0.9$ и 1) уменьшается степень сжатия потока, что приводит к снижению максимальных значений P_v , но растягивается диапазон P_v , в котором тяга двигателя не равна нулю. На рис. 5, б показан характер изменения числа Маха на входе в камеру сгорания. Данные, приведенные на рис. 5, являют-

ся модельными и характеризуют ориентировочные уровни параметров. Но уже из анализа этих данных следует, что при больших сверхзвуковых скоростях полета скорость воздуха в камере сгорания будет большой, что влечет за собой повышенные требования к скорости воспламенения и сгорания горючего.

На основе численного конечно-разностного решения уравнений газовой динамики проведены исследования влияния на тягово-аэродинамические характеристики таких процессов, как обтекание нижней поверхности ГЛА и его влияние на степень сжатия и термодинамическое состояние потока перед входом в воздухозаборник, силовое и тепловое воздействия струи ДУ на внешнюю поверхность ГЛА, вклад этого воздействия в тягу и подъемную силу.

Сформулирована математическая модель для оценок параметров системы охлаждения поверхностей ГЛА путем прокачки под его обшивкой хладагента, создано программное обеспечение; построены номограммы, которые дают возможность проводить предварительные оценки эффективности систем охлаждения для теплонапряженных элементов поверхности ГЛА в широком диапазоне параметров (расхода охладителя, его термодинамических характеристик, теплофизических характеристик материалов обшивки, коэффициентов теплоотдачи и др.). Проведены исследования влияния условий полета и охлаждения на тепловое состояние поверхности ГЛА стилизированной формы.

Проведены численные исследования распределения тепловых потоков и равновесной температуры вдоль элементов поверхности ГЛА. Оценено влияние геометрических и теплофизических параметров на уровень тепловых потоков в наиболее теплонагруженных местах поверхности ГЛА.

Результаты теоретических исследований дают основание для формулировки основных проблемных вопросов, возникающих при создании ГПВРД и ГЛА. Эти вопросы связаны с обеспечением условий для сгорания горючего в пределах камеры сгорания и тепловой защитой теплонапряженных элементов камеры сгорания и ГЛА.

Эти проблемы определили направления экспериментальных и технологических исследований.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Особую важность для организации эффективной работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя имеют процессы приготовления смеси жидкого

углеводородного топлива и его сжигания в до- и сверхзвуковом потоке воздуха.

Для экспериментальных исследований процессов подготовки топлива и его сжигания в сверхзвуковом потоке в ИТМ с использованием камеры сгорания воздушно-реактивного авиационного двигателя созданы элементы экспериментальной установки. Они предназначены для отработки вопросов термической газификации авиационного керосина в потоке воздуха с целью получения хорошо воспламеняющейся в сверхзвуковом потоке воздуха топливо-воздушной смеси. Основными конструктивными элементами установки являются: трубчатая камера сгорания серийного авиационного двигателя; система топливоподдачи, включающая топливный бак, насос с электродвигателем, подводящие трубопроводы; система воздухоподготовки, состоящая из компрессора с мерным коллектором и шиберной заслонкой, система поджига горючей смеси в камере сгорания; пульт управления с регуляторами запуска, останова и контроля режимов работы камеры сгорания, камера конверсии с форсункой для подвода керосина, выходного патрубка с заслонкой (рис. 6). В результате проведенной отладки и пробных экспериментов определены диапазоны рабочих режимов установки: расход воздуха через камеру сгорания составляет 40—120 г/с; давление воздуха на входе в КС — до 0,2 мПа; давление топлива на линии подачи — до 5 мПа. Массовый расход топлива через форсунку КС 4—10 г/с. Массовый расход топлива через форсунку КК 2—10 г/с; температура продуктов сгорания на выходе

из КС 500—1000 °С; давление (статическое) в КК 0,11—0,12 мПа; температура конверсии — 600—1000 °С.

Качественным способом (при помощи поджига газов, истекающих из отводящего патрубка камеры конверсии) определено наличие горючих компонентов в выходных газах КС и КК. Для определения количественного состава смеси использовался хроматограф «Поиск-4». Разработана схема установки для исследования горения продуктов конверсии керосина в сносимом потоке (рис. 7). Предложена компоновка системы создания сверхзвукового потока. При этом максимально учтена конструктивная схема узла подготовки горючей смеси. Рабочая часть установки для создания сверхзвукового потока должна обеспечить исследование процессов горения продуктов конверсии керосина при числах Маха спутного потока порядка 1,2—1,5. Расчетным путем с использованием эмпирических зависимостей для водородно-воздушной смеси найдена ориентировочная длина сверхзвукового участка рабочей части установки. Она должна быть не менее 1000—1500 мм.

В Институте газа НАНУ экспериментальным путем в лабораторных условиях найдены особые условия, обеспечивающие конверсию горючего без отложения сажи на примере реактивного топлива Т-1. Решение проблемы состоит в комплексном использовании ряда факторов, таких как подбор катализатора, дозирование окислителя, оптимизация гидродинамического режима проведения процесса; предложено аппаратное оформление исполь-

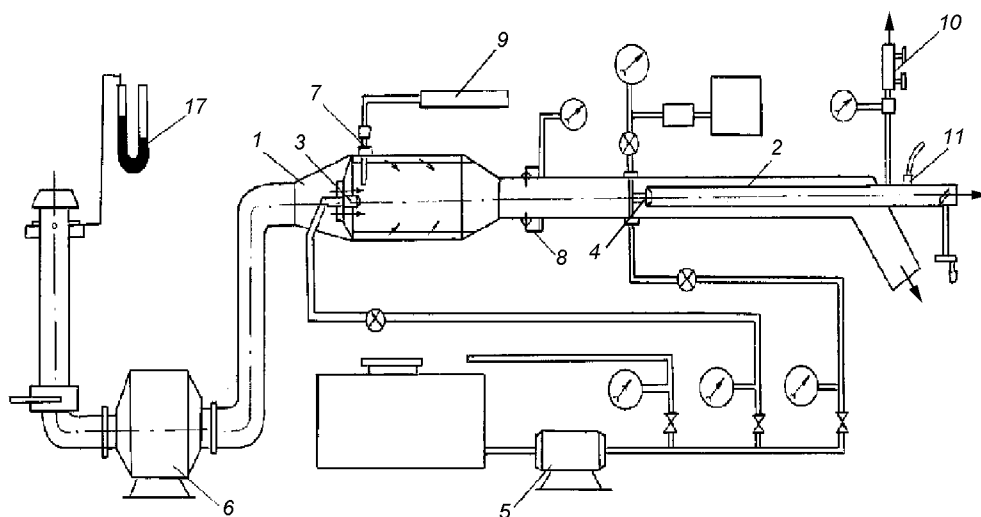


Рис. 6. Состав установки для исследования конверсии керосина: 1 — камера сгорания ВРД(КС); 2 — камера конверсии (КК); 3 — форсунка КС; 4 — форсунка КК; 5 — насос для керосина; 6 — компрессор; 7 — свеча поджига; 8 — датчик температуры; 9 — насос для ментола (воды); 10 — пробоотборное устройство; 11 — термопара

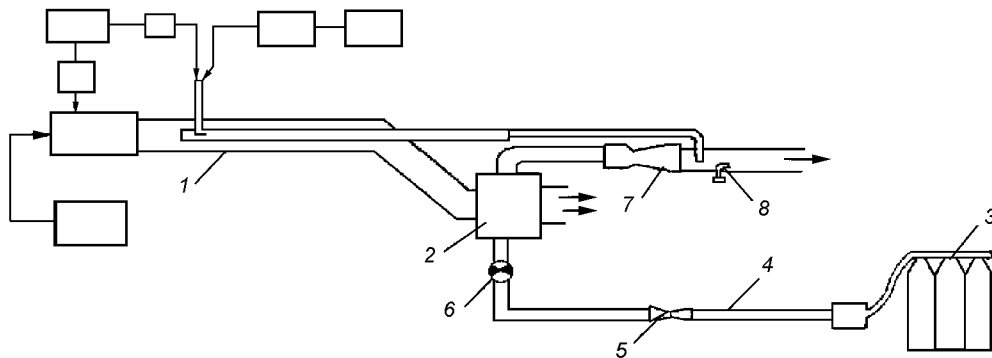


Рис. 7. Схема установки для исследования горения продуктов конверсии керосина в сносящем потоке: 1 — установка для конверсии керосина; 2 — теплообменник; 3 — баллонная батарея; 4 — мерный участок; 5 — расходомерное устройство; 6 — шаровый кран; 7 — сверхзвуковое воздушное сопло; 8 — дежурный факел

зования горючего совместно с продуктами частичной конверсии и воздухом в реальных условиях на ГПВРД.

С целью объединения усилий разных исполнителей на поиск оптимальных вариантов конструктивного исполнения ГПВРД разработана концепция создания экспериментальной установки для разработки и экспериментальной проверки эффективных методов смесеобразования жидких углеводородных топлив; определения рациональной структуры, оптимальных конструктивных и режимных параметров системы смесеобразования и зоны горения их в сверхзвуковом потоке. Эта установка представляет собой стенд, объединяющий показанные на рис. 6, 7 системы создания сверхзвукового потока и подготовки хорошо воспламеняющихся углеводородных топливовоздушных смесей. Горение при этом может быть организовано разными способами.

Совместное использование разработанного программно-методического обеспечения и экспериментальных установок позволяет получить критерии пересчета экспериментальных данных на натурные условия и разработать рекомендации по выбору проектных параметров ГПВРД, интегрированного с летательным аппаратом.

В Институте проблем материаловедения в результате аналитического обзора теплозащитных материалов и конструкций, используемых в аэрокосмической технике, подобраны классы материалов для защиты теплонапряженных элементов ГЛА. Кромки с малыми радиусами затупления, нагревающиеся до температуры 3500—3700 °С, должны защищаться путем принудительного охлаждения, выпаривания либо использования аблирующих материалов. Радиационные теплозащитные материалы типа «углерод—углерод» надежно работают в диапазоне температур 1260—1650 °С. В диапазоне

800—1260 °С может использоваться высокотемпературная плиточная теплозащита. Низкотемпературная теплозащита используется при температурах 370—800 °С, это может быть гибкий теплозащитный материал. Проанализированы возможности Украины в создании теплозащитных материалов для ГЛА. Установлено, что практически для всех теплонапряженных зон ГЛА необходимые материалы могут быть сделаны в Украине.

Сформулированы проблемные вопросы разработки системы управления ГЛА с позиций требований, которые предъявляются к аэротермодинамике ГЛА. Разработан алгоритм, в соответствии с которым выполняется коррекция конфигурации ГЛА как объекта управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные исследования дают основание заключить, что имеется методологический задел (проектные проработки, математические модели, алгоритмическое и программное обеспечение, элементы экспериментального оборудования) достаточный для проведения концептуальных и проектных исследований по проблеме создания в Украине гиперзвуковых технологий, в частности гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Ближайшие цели исследований следующие.

1. Завершение создания стенда для изучения термохимической конверсии горения жидких углеводородных топлив в сверхзвуковом потоке и проведения экспериментальных и теоретических исследований в направлении обоснования проектных параметров ГПВРД.

2. Экспериментальные и теоретические исследования по обоснованию и дальнейшей доработке

предложенных технологий: охлаждения теплонапряженных элементов поверхностей ГЛА и создание смесей и сжигание топливно-воздушных смесей в сверхзвуковом потоке воздуха.

3. Дальнейшая доработка комплексной математической модели аэротермогазодинамики ГЛА и его систем и оптимизация проектных параметров ГЛА, ракет-носителей, их основных узлов и систем, особенно гиперзвукового ПВРД.

4. Углубленная проработка отдельных предложений по формулированию гиперзвуковых программ в Украине — ракеты-носителя с ГПВРД, летающей лаборатории «АН-225/ЛАД» и ЭГКЛА.

5. Работа по установлению межгосударственных контактов.

Конкурентоспособность разработок, касающихся создания РПСУ, определяется большим опытом ГКБ «Южное» в создании и отработке как РД, так и РН различного назначения, наличием экспериментальной базы (ГКБ «Южное», Институт технической механики НАН и НККАУ) для практической отработки технологических процессов, разработкой научных основ и техническими предложениями на использование термохимической конверсии жидкого углеводородного горючего (Институт газа НАНУ) и опытом создания теплозащитных материалов для КС ДУ и теплонапряженных участков поверхности ЛА (Институт проблем материаловедения НАНУ). Украина имеет все основания получить приоритет в создании РН с ГПВРД, предназначенных для выведения малогабаритных космических аппаратов. Это, с одной стороны, необходимо для создания перспективных конкурентоспособных на мировом рынке РН, а с другой — является необходимым этапом отработки комбинированных ДУ, работающих по циклу РПСУ с до- и сверхзвуковым горением. Выбор такой стратегии позволит Украине принять участие в международных кооперациях и решить отдельные вопросы укрепления своих позиций как космической державы. Одним из таких вопросов является разработка транспортных космических систем, запускаемых со своей территории — систем авиационного базирования. Немаловажное значение при этом имеет повышение эффективности транспортных систем в смысле снижения стоимости выведения полезной нагрузки на орбиту, повышения надежности и конкурентоспособности.

Полученные к настоящему времени результаты [4, 5, 10, 17, 18] и планы на будущее дают основание для формулировки предложений по участию Украины в международной кооперации по созданию комбинированной РПСУ как в части теоретической и экспериментальной отработки процессов сжигания жидких углеводородных горючих, так и в части проектной проработки РПСУ.

В этом направлении уже проведена определенная работа. Имеются контакты с подразделениями ЦИАМ, ЦАГИ (Москва), Институтом прикладной и теоретической механики СО РАН (Новосибирск), занимающимися разработкой ГПВРД. На XIII конференции ISOABE* сделан обзорный доклад «Научные и проектные исследования прямоточных воздушно-реактивных двигателей и гиперзвуковых технологий на Украине» [17] и установлены прямые контакты со специалистами из США и ФРГ. Украина получила представительство в исполнительном комитете ISOABE, что дает дополнительные возможности установления международных контактов и вступления в кооперации по созданию комбинированной силовой установки.

1. Развитие исследований воздушно-космических систем и их силовых установок в странах Западной Европы в 1990—1991 гг. // *Новости зарубеж. науки и техн. Сер. Двигатели для авиац. и космонавтики / ЦАГИ.*—1992.—№ 3.—С. 1—25.
2. Струков Ю. П. Мировое самолетостроение // *Итоги науки и техники. ВИНТИ. Сер. Авиастроение.*—1991.—12.—С. 1—282.
3. Тимаков С., Шинькович О. США. Испытания X-33 отложены // *Новости космонавтики.*—1997.—7, № 24.—С. 52—55.
4. Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С., Галинский В. П. Обобщенная математическая модель теплообменных процессов гиперзвукового летательного аппарата, интегрированного с гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем // *Теплообмен. Вычислительный эксперимент в задачах теплообмена и теплопередачи: Тр. III Минского междунар. форума.* — Минск, 1996.—Т. 9.—С. 64—68.
5. Тимошенко В. И., Галинский В. П., Белоцерковец И. С. Численное моделирование процессов аэротермодинамики гиперзвукового летательного аппарата и трактов двигателей // *Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения: Тез. и аннот. докл. междунар. конф., 23—25 апреля 1996.* — М.: ЦНИИмаш, 1996.—С. 127—128.
6. Bekey I. Access to space // *Acta astronaut.*—1996.—39, № 7.—Р. 537—552.
7. Euro-Hermespace Industrial Mobilization // *Rev. aerospat.*—

* ISOABE-International society for airbreathing engines (Международное общество по воздушно-реактивным двигателям). ISOABE является неправительственной организацией, организованной более 25 лет тому назад под юрисдикцией США и Бельгии. Задачами этого общества является обеспечение свободного обмена на международном уровне знаниями в области воздушно-реактивных двигателей для ЛА. Организационные вопросы решаются ежегодно на заседаниях Исполнительного комитета этого Общества, в который входят представители более 30 стран Европы, Азии, Америки. В обеспечение решения основных своих задач ISOABE регулярно, с периодичностью раз в два года проводит международные конференции, издает труды этих конференций и распространяет их среди организаций и стран-членов ISOABE.

- 1992.—N 86.—P. 20—23.
8. Hamano M., Sono H., Murashima K. Overview of the Japanese National Project «Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System» // Pap. 13th Int. Symp. on Air Breathing Engines ISOABE, Chattanooga, Tennessee, USA, 7-12 Sept., 1997. — Chattanooga, 1997.—Vol. 1.—P. 43—50.
 9. Johnson-Preese J., Handberg R. NASP as an american orphan bureaucratic politics and the development of hypersonic flight // Space flight.—1991.—33, N 4.—P. 134—137.
 10. Legeza V. S., Polujan N. V., Timoshenko V. I., et al. Conceptual statement of creation of rocket-ramjet engine with hydrocarbonic fuel // Proc. of Fourth Ukraine-Russia-China Symp. on Space Science and Technology. — Kiev, 1996.—Vol. 1.—P. 352—353.
 11. Leuchsner V. Russen testen Scramjet // Flug. Rev.—1992.—N 9.—P. 78—79.
 12. Mankins J. C. Highly reusable space transportation: approaches to the problem // AIAA Paper.—1995.—N 4085.—P. 1—16.
 13. Marguet R., Cazin P., Falempin F., Petit B. Review and Comments on Ramjet Reseach in France // Pap. 13th Int. Symp. on Air Breathing Engines ISOABE, Chattanooga, Tennessee, USA, 7-12 Sept., 1997. — Chattanooga, 1997.—Vol. 1.—P. 3—13.
 14. Project Sanger // Aviat Week and Space Technol.—1991.—134, N 16.—26 p.
 15. Roudakov A. Some problems of scramjet propulsion for aerospace planes: Part 2. Scramjet: development and test problems // AGARD Lecture Series 194.—1994.—26 p.
 16. Stalker R. J. Scaling laws and the launch vehicle market [Pap.] 7th Nat. Space Eng. Symp. and short course spacecraft Eng. «Int. Co-op.-Reg. Space Opportun.», Canberra, 21-25 Sept., 1992 // Nat. Conf. Publ. / Instr. Eng., Austral.—1992.—N 92/9.—P. 119—123.
 17. Timoshenko V. I., Gusynin V. P. The scientific and design investigation on ramjet engines and hypersonic technologies in Ukraine // Proc. of 13th Inter. symp. on Air Breathing Engines ISOABE, Chattanooga, Tennessee, USA, 7-12 Sept., 1997. — Chattanooga, 1997.—Vol. 2.—P. 1473—1481.
 18. Timoshenko V. I., Urusky O. S., Gusynin V. P. Main directions of development of scientific bases for hypersonic technologies in Ukraine // Proc. of Fourth Ukraine-Russia-China Symp. on Space Science and Technology. — Kiev, 1996.—Vol. 1.—P. 272—274.
 19. van den Driesen J. Scramjets and single stage to orbit flight // News Bull / Astronaut. Soc. West. Austral.—1993.—19, N 1.—P. 8—10.
 20. Wawick G. The X-files // Flight Int.—1995.—147, N 4472.—P. 40—41.
-
- USE OF HYPERSONIC TECHNOLOGIES IN CREATING PROMISING TRANSPORT SPACE SYSTEMS**
- V. I. Timoshenko and V. P. Gusynin**
- We discuss the use of hypersonic technologies in creating promising transport space systems. The state of research in this field in Russia, USA, and in countries of Europe and Asia as well as in Ukraine is described. Possible participation of Ukraine in the international cooperation is discussed.