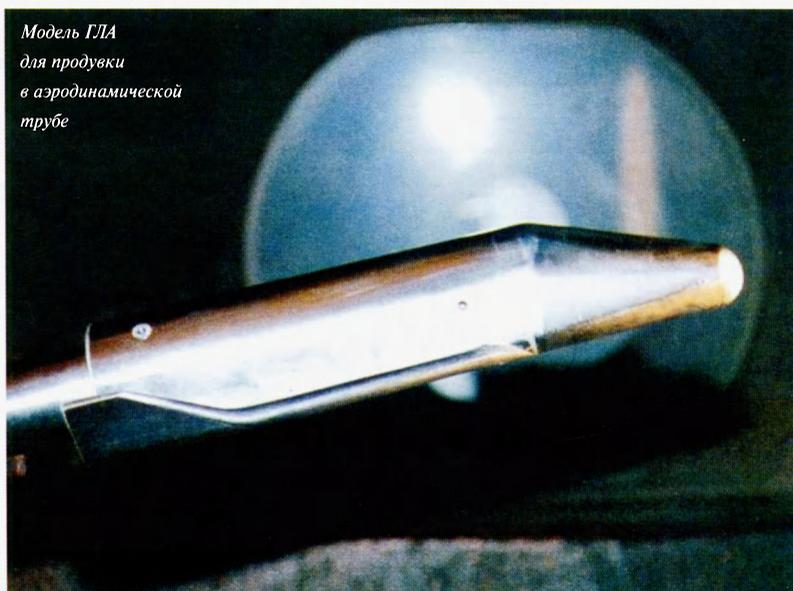


В настоящее время к числу зарубежных стран, проводящих активные исследования в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов («Авианорама» №2, 2006), подключилась Китайская Народная Республика. По мнению специалистов, Китай ежегодно тратит на национальную космическую программу свыше \$36 млрд, причем ожидается постоянное увеличение финансирования в данной области. Как отмечалось в докладе Конгрессу США о ходе выполнения Национальной аэрокосмической инициативы, Китай заявил о долгосрочном финансировании и проведении работ, направленных на создание гиперзвукового самолета к 2015 году.



Модель ГЛА
для продувки
в аэродинамической
трубе

КИТАЙСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ ГИПЕРЗВУКА

В соответствии с заданием правительства, озвученным в документе «Главные проблемы аэрокосмической безопасности» и призванным скоординировать усилия различных ведомств, в Китае активно продолжаются исследования по разработке фундаментальных технологических проблем в интересах создания перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА).

По заявлению Зуанг Фенгана – одного из членов Китайского комитета по авионавигации и технологиям, – разрабатываемый ГЛА сможет действовать во всем диапазоне высот от взлета и полета в плотных и верхних слоях атмосферы до выхода в открытое космическое пространство. Кроме этого, новый ГЛА будет относительно прост и удобен в обслуживании, а время его

заправки и подготовки к очередному полету будет сравнимо со временем подготовки обычного самолета.

В первую очередь усилия китайских ученых направлены на решение шести ключевых технологических проблем: гиперзвуковой полет; волнообразное (рикошетирующее) гиперзвуковое движение; обеспечение глобальной досягаемости; обеспечение малой заметности при гиперзвуковом полете; создание сверхлегких, сверхпрочных и термозащищенных структур и материалов; обеспечение точности и надежности систем.

Основные экспериментальные исследования в области гиперзвука проводятся Лабораторией высокотемпературной газодинамики (ЛВГ) Китайской академии наук, основанной в 1994 году на базе исследовательской группы Института механики.

Помимо теоретических исследований, в ЛВГ проводятся практические эксперименты в аэродинамических трубах, а также математическое моделирование процессов в высокотемпературных газах.

Наземные испытания сверхзвуковых летательных аппаратов и экспериментальные исследования в области высокотемпературной газодинамики проводятся с помощью ударной аэродинамической трубы, позволяющей ставить эксперименты при скоростях в диапазоне 3...20 М и температурах до 10 000°K при относительно длительном времени эксперимента.

В настоящее время в ЛВГ эксплуа-

тируется аэродинамическая труба с высокой энтальпией и взрывным приводом, функционирующая в режиме упреждающей детонации.

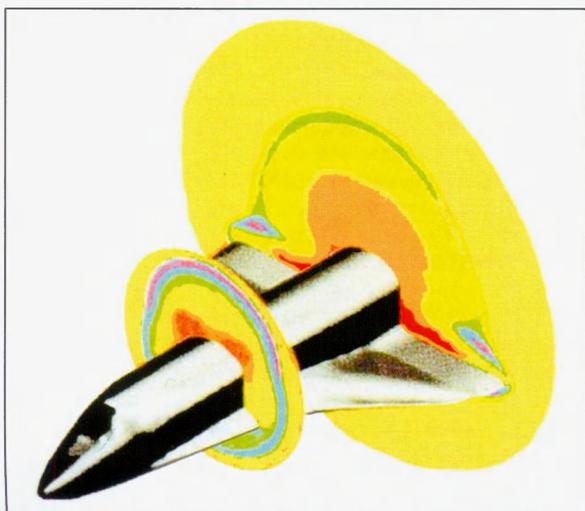
Экспериментальное оборудование позволяет проводить измерения давления, температуры, аэродинамических сил и нагрева, а также осуществлять визуализацию и лазерную подсветку потока.

В 2002 г. в ЛВГ вступила в строй экспериментальная установка для проведения испытаний ГПВРД, использующего в качестве топлива бензин. Экспериментальная база позволила получить устойчивый цикл протекшей детонации с частотой 10 Гц. Существенные достижения были сделаны в области систем зажигания, впрыска топлива и распыления смеси топлива и окислителя, на основе полученной модели распределения давления во взрывной волне.

Продувки в новой аэродинамической трубе позволили обосновать концепцию отражения ударной волны, распространяющейся в верхней части потока, для увеличения его давления, снижающегося при естественном распространении волны. Высокие результаты проведенных исследований по оптимизации потока были достигнуты за счет точной доводки геометрических размеров привода упреждающей детонации, причем стабильность приводного потока достигается за 4 мс.

Успешно закончились испытания модели ГПВРД с боковым сжатием (SCM-3), проведенные на испытатель-

Визуализация
параметров потока
при обтекании
модели



ном стенде HPTF (Hypersonic Propulsion Test Facility). В процессе экспериментов были достигнуты следующие значения характеристик: скорость – 5,8 М; суммарная температура – 1700°K; суммарное давление – 4,5 МПа и удельный массовый расход – 4 кг/с. В качестве топлива использовались водород и керосин.

Также был выполнен ряд исследований схемы нагрева при смешивании различного числа сверхзвуковых потоков. Результаты показали, что температура и давление в камере сгорания могут легко регулироваться за счет управления скоростью впрыскиваемого водяного потока, а воспламенение и стабильное горение кислородно-водородной смеси могут быть обеспечены использованием молекулярного водорода и кислорода.

Фундаментальные и теоретические исследования в области гиперзвука проводятся также в Университете аэронавтики и астронавтики (Пекин).

Особый интерес представляют разработки по анализу рабочих характеристик и оптимизации ГПВРД. Исследования в данной области основаны на численном моделировании поля потоков ГПВРД, включая использование методов вычислительной гидродинамики для анализа потоков в каждом элементе ГПВРД, т.е. входном устройстве (воздухозаборнике), камере сгорания (КС) и сопле.

Разработка и оптимизация общей модели ГПВРД выполнены на основе синтеза системы методом двухуровневого комплексирования (Bi-level Integrated System Synthesis). Сущность метода заключается в предварительной разработке и оптимизации компонентов двигателя на уровне подсистем и последующей оптимизации модели ГПВРД в целом, т.е. на системном уровне.

В соответствии с требованиями к проекту, имитационная модель разрабатывалась с учетом ограничений по времени и финансовым затратам. В процессе предварительных расчетов часть параметров была выбрана в качестве системных характеристик ГПВРД, исходя из степени их влияния на целевую функцию, а остальная часть характеризует работу подсистем. Для исследования пространства проектных параметров в целях получения оптимального (или приближенного к нему) решения был применен экспериментальный метод на основе генетических алгоритмов. Рабочие характеристики ГПВРД исследовались с учетом взаимодействия ГПВРД и конструкции ГЛА.

Как говорилось выше, ГПВРД, как правило, можно условно разделить на три основных элемента: воздухоза-

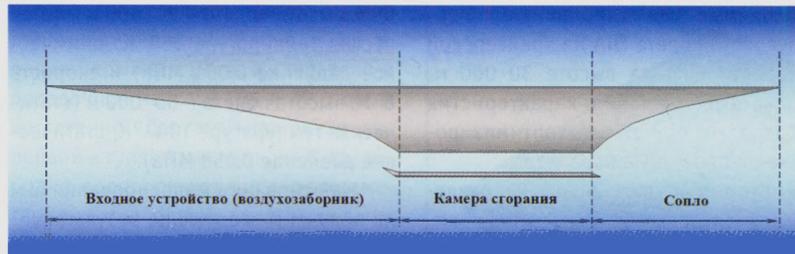


Схема ГПВРД в разрезе

борник, КС и сопло. Каждый элемент выполняет свои функции во время работы двигателя.

Целью оптимизации воздухозаборника является достижение максимальной степени повышения давления (сжатия) при неизменных массогабаритных характеристиках и расходе топлива.

За основу проектной модели была принята внешняя трехклиновая конструкция воздухозаборника, нижняя поверхность которой сжимает набегающий поток воздуха. Расчетные параметры входного устройства включали длину и угол наклона каждого клина. В качестве алгоритма оптимизации использовался метод последовательного квадратичного программирования. После каждого косого скачка уплотнения параметры вычислялись с помощью одномерного (линейного) метода газодинамики. Серьезной проблемой при этом явилась необходимость компенсации эффекта вязкости гиперзвукового потока.

Наиболее важным элементом ГПВРД является камера сгорания. Процесс горения в камере двигателя является одной из главных областей исследования при разработках ГЛА. Конфигурация камеры сгорания создает определенные сложности, связанные с появлением турбулентных (вихревых) процессов при смешивании топлива со сверхзвуковым воздушным потоком, и непосредственно влияет на характеристики горения топлива в условиях высокой скорости и низкого давления.

Для оценки характеристик КС китайскими специалистами используют-

ся имитационные модели на основе импульсного анализа (MIA – Method of Impulse Analysis), одномерной динамики (ODK – One-Dimensional Kinetics) и двумерной динамики (TDK – Two-Dimensional Kinetics).

Метод MIA прост и наиболее подходит для решения систем обычных дифференциальных уравнений. На втором уровне вычислений применяется метод ODK, учитывающий процесс химических реакций. Он позволяет получить более точные данные о выработке и распределении тепла и учесть влияние таких факторов, как увеличение массы и трение. Для более точных вычислений используется модель TDK, с помощью которой возможно проводить моделирование с наибольшим приближением к реальным условиям и учетом ряда дополнительных факторов.

Нижняя поверхность хвостовой части ГЛА обычно служит стенкой расширяющегося сопла в конструкции ГЛА. Все расчетные параметры выходного сопла также могут быть модифицированы с целью увеличения энергетических характеристик ГПВРД в целом.

При разработке ГПВРД для вычисления контура одиночного расширяющегося сопла (SERN – Single Expansion Ramp Nozzle) используются различные модели: базовая модель сопла (BN – Baseline Nozzle), модель сопла минимальной длины (MLN – Minimum Length Nozzle), модель сопла оптимальной тяги (OTN – Optimum Thrust Nozzle) и модель на основе квадратичного полинома (QP – Quadratic Polynomial Model).

Рассматриваемая схема ГПВРД в целом обеспечивает все условия, не-

Проектные параметры оптимизированного ГПВРД

Параметр	Диапазон принимаемых значений	
	min	max
Длина воздухозаборника, м	2.5	3.0
Длина камеры сгорания, м	1.0	2.0
Угол расширения камеры сгорания, град.	2.0	8.0
Длина сопла, м	0.5	1.0
Общая длина ГПВРД, м	4.0	6.0
Исходный угол расширения сопла, град.	28	30
Коэффициент повышения давления (сжатия)	7.0	9.0
Тяга двигателя, Н	6642.6	
Удельный импульс двигателя, с	3327.7	

обходимые для выполнения гиперзвукового полета ГЛА на крейсерской скорости 6 М на высоте 30 000 м. Расчетные значения характеристик позволяют определить оптимизированные проектные параметры.

Вторым из важнейших направлений исследований, проводимых китайскими специалистами в области гиперзвукового полета, является разработка пассивных и активных средств теплозащиты ГЛА и ДУ.

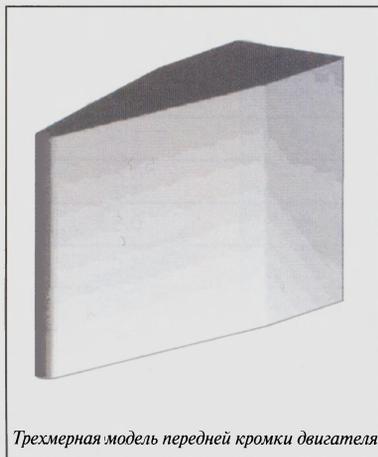
Для экспериментов в качестве опытного образца была использована модель одномодульного двигателя, на котором изучалось воздействие температуры на его работу, а также проводилось компьютерное моделирование. Исследования позволили получить картину одномерного распределения плотности теплового потока по профилю двигателя, а также двумерное распределение плотности теплового потока по передней кромке.

Опираясь на полученные экспериментальные и расчетные данные, был разработан новый метод термозащиты ГПВРД при ограниченных запасах хладагента (концепция «точного количества хладагента»), потребовавший создания специальной системы распределения хладагента по каналам и новых технологий изготовления стенок КС и передней кромки двигателя.

В качестве материала для изготовления стенок ГПВРД использовались сплавы на основе никеля и на основе углерода (C/SiC). Применение сплава на основе никеля позволяет обеспечить скорость полета до 3 М, а сплава на основе углерода – до 6 М.

Передняя кромка двигателя в наибольшей степени подвержена воздействию аэродинамического нагрева. Расчет двумерной картины аэродинамического нагрева передней кромки двигателя проводился с помощью специального программного обеспечения, созданного на основе математических методов гидродинамики.

Расчеты выполнялись для двух эксплуатационных режимов: скорость



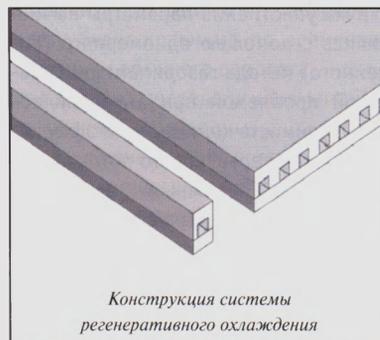
6 М, высота полета – 24 500 м (статическая температура 650°K; статическое давление 0,061 МПа) и скорость 8 М, высота полета – 30 000 м (статическая температура 1007°K; статическое давление 0,058 МПа).

На основании моделирования были получены следующие результаты.

При скорости полета ГЛА 6 М температура передней кромки достигает 1670°K. Максимальное значение теплового потока ($3,31 \times 10^6$ Вт/м²) достигается при температуре 1100°K. Когда температура становится 1250°K (предельно допустимой для сплава на основе никеля), значение теплового потока снижается до $2,3 \times 10^6$ Вт/м².

Для скорости 8 М температура передней кромки составляет 2800°K, а максимальное значение величины теплового потока достигает для сплава на основе никеля $9,7 \times 10^6$ Вт/м² и $3,5 \times 10^6$ Вт/м² — для сплава на основе углерода (C/SiC).

В рамках предложенной концепции «точное количество хладагента», были рассмотрены две схемы расположения регенеративных каналов системы охлаждения.



Первая схема представляет собой наличие осевого регенеративного канала охлаждения. Этот канал изготавливается из тонких пластин методом вальцевания, сами же пластины выполнены на основе никелевого сплава. Регенеративный канал охлаждения состоит из нескольких частей. Каждая часть выполняется индивидуально в зависимости от численного значения локального теплового потока и значения локальной температуры охлаждения. Например, канал охлаждения подводится ближе к тому месту, где значение теплового потока значительно выше. Кроме того, сечение канала делается малым, чтобы увеличить скорость потока охлаждающей жидкости в этом месте. В тех же местах, где величина теплового потока ниже, используются каналы большего сечения. Таким образом, температура стенок двигателя может быть удержана в тех допустимых пределах, на которые рассчитан соответствующий материал.

Вторая схема предполагает наличие поперечного регенеративного ка-

нала охлаждения. Зная конструкцию каждой части охлаждающего канала, можно подсчитать точное количество хладагента.

Свойства хладагента будут меняться в канале охлаждения. Температура хладагента на входе канала охлаждения может достигать 300 К, в то время как на выходе – 800 К. Таким образом, чтобы удержать температуру стенок ГПВРД в заданных пределах, необходимо иметь регулирующую крестовидную конструкцию канала охлаждения.

На основании расчетов тепловой обстановки были предложены три варианта конструкции регенеративной системы охлаждения.

Первая конструкция изготовлена из сплава на основе никеля и состоит из двух листовых панелей, соединенных между собой с помощью сварки.

Вторая конструкция состоит из сплава никеля и муллита. Материалы, изготовленные на основе сплава никеля, эффективно работают до температуры 1200°K, величина же теплового потока намного превышает данное значение. Для того чтобы снизить температуру теплового потока, при изготовлении системы охлаждения используют сплав муллита, который образует дополнительный слой. Такой слой позволяет выдерживать температуру до 1800°K, так как коэффициент теплопроводности сплава муллита значительно ниже, чем у сплава на основе никеля. Таким образом, применение в конструкции системы охлаждения сплава муллита позволяет эффективно снизить температуру теплового потока.

Третья конструкция системы охлаждения предусматривает применение сплава, в состав которого входят никель, муллит и углеродно-кремниевый материал. Способность углеродно-кремниевого материала выдерживать высокие температуры в кислородной атмосфере (до 2200°K) является одним из основных его достоинств. Конструкция системы охлаждения состоит из трех слоев: первый – углеродно-кремниевый сплав; второй – муллитовый; третий – никелевый.

В соответствии с концепцией «точное количество хладагента» был сделан компьютерный расчет конструкции системы охлаждения. Для расчетов был выбран поперечный регенеративный канал охлаждения. Исходные расчетные данные следующие: коэффициент конвективного теплообмена 910 Вт/(м²×K), температура 2800°K. Температура на входе воздухозаборника 300°K, на выходе – 450°K, в качестве хладагента использовалась вода.

На основе результатов исследований тепловой обстановки вблизи

передней кромки двигателя были предложены два варианта ее термозащиты.

В соответствии с первым вариантом передняя кромка выполняется из углеродно-кремниевого сплава. Высокая температурная стойкость сплава позволяет передней кромке выдерживать неблагоприятную аэродинамическую обстановку в течение продолжительного периода времени. Так как коэффициент теплопроводности углеродно-кремниевого сплава очень высок, то теплоизолирующий слой располагается между углеродно-кремниевым и высокотемпературным сплавами. Вышеописанная структура предотвращает разрушение металлической конструкции.

Второй вариант предполагает свести к минимуму полное торможение теплового потока. Данная проблема представляет наибольшую сложность. Для ее решения предлагается в точке полного торможения теплового потока сделать длинную узкую щель. При работе двигателя газовый поток проходит через щель, при этом образуется воздушная подушка, которая не дает газовому потоку соприкоснуться со стенками двигателя. Таким образом, газовый поток будет проходить вблизи стенок, и передняя кромка двигателя будет защищена.

Концепция китайской транспортной космической системы с применением ГЛА

В настоящее время, основываясь на результатах исследований в области гиперзвука, китайские специалисты разрабатывают в качестве одной из концепций двухступенчатую транспортную космическую систему (ТКС) на основе ГЛА с горизонтальным стартом и посадкой. Стартовая масса системы составит около 330 т.

Первая гиперзвуковая разгонная ступень (так называемый разгонщик), будет выполнена по схеме «несущий корпус» и оснащена треугольным крылом с переменной стреловид-

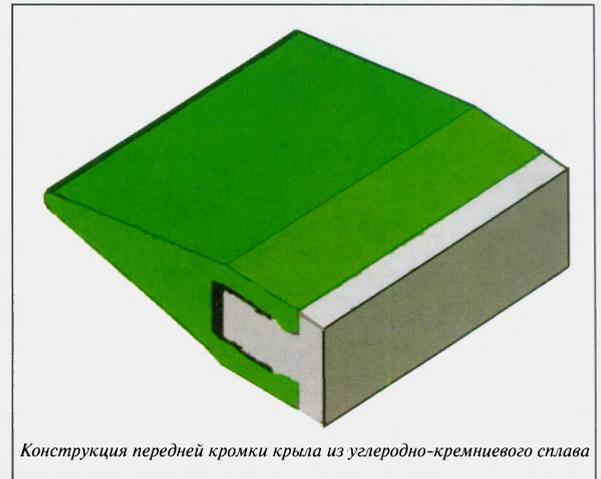
ностью по передней кромке. Длина разгонщика составит около 85 м, размах крыла – 12 м, а стартовая и посадочная масса – 198 и 79 т соответственно. Двигательная установка первой ступени состоит из 6 кислородно-водородных и кислородно-метановых жидкостных ракетных двигателей с тягой 40 т каждый и удельным импульсом 370 с, а также 8 водородных ПВРД с удельной тягой 3500 с.

Вторая ступень представляет собой воздушно-космический самолет (ВКС) со стартовой и посадочной массой 132 и 25,3 т соответственно, оснащенный четырьмя кислородно-водородными двигателями с тягой по 2,1 т каждый и удельным импульсом 460 с. При экипаже 2–3 человека ВКС будет способен выводить на орбиту полезный груз массой до 6 т.

Схема работы ДУ следующая. При разгоне первой ступени до скорости 0,8 М работают только жидкостные двигатели. До высоты 9 км и скорости 1,8–2 М жидкостные и прямоточные двигатели работают параллельно. По мере того как при увеличении скорости увеличиваются эффективность и тяга прямоточных двигателей, пропорционально уменьшается тяга жидкостных с тем, чтобы удерживать тяговооруженность приблизительно на одном уровне.

После разделения разгонщик возвращается к месту старта, используя только прямоточные двигатели. Вторая ступень выходит на эллиптическую орбиту высотой 100–300 км. В ее апогее с помощью жидкостного двигателя ВКС сообщается приращение характеристической скорости, в результате чего он выходит на круговую орбиту высотой 500 км. После выполнения программы полета орбитальный самолет сходит с орбиты, производит снижение и посадку, как американский Space Shuttle.

Руководство КНР постоянно увеличивает финансирование проектов в области космических и авиацион-



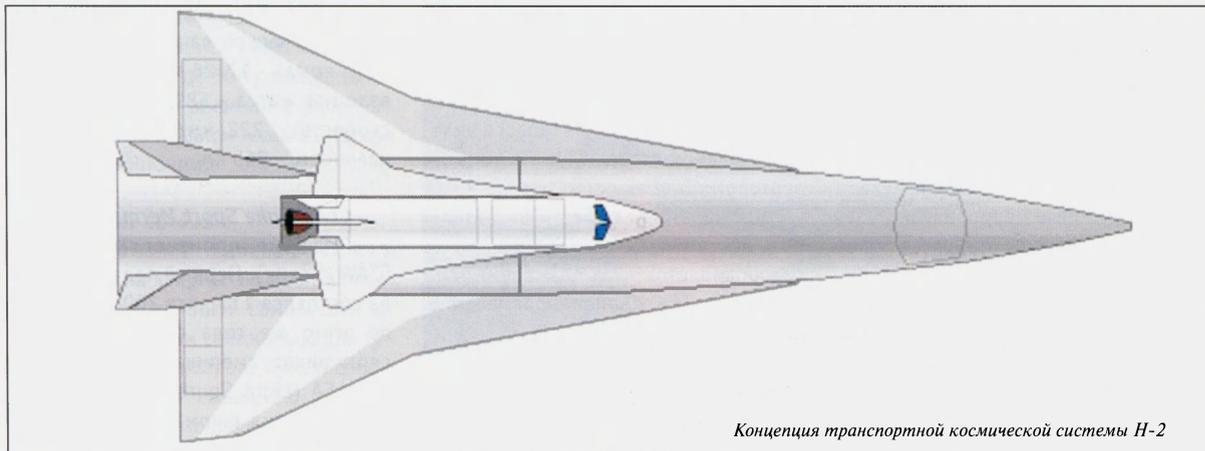
Конструкция передней кромки крыла из углеродно-кремниевого сплава



Конструкция передней кромки со щелевыми отверстиями для отвода потока

ных технологий, а также международного технологического сотрудничества в целях сократить отставание от США и других промышленно развитых зарубежных стран в авиационно-космической отрасли. Китайские ученые и специалисты проводят активные исследования как в фундаментальных, так и прикладных областях, связанных с гиперзвуковыми технологиями. Несмотря на то что в настоящее время КНР не располагает полным спектром достаточно проработанных технологий, необходимых для реализации гиперзвуковых полетов, в случае успешной реализации имеющегося технологического задела представляется возможным проведение испытаний первого китайского ГЛА к 2015 г.

Павел МЕЛЬНИК,
кандидат технических наук



Концепция транспортной космической системы Н-2