



# ОГНЕДЫШАЩИЙ "ХОЛОД"

**Александр Рудаков,**  
начальник отдела ГНЦ ЦИАМ  
**Вячеслав Семенов,**  
заместитель начальника отдела ГНЦ ЦИАМ  
**Марк Строкин,**  
ведущий конструктор ГНЦ ЦИАМ

Двадцать лет назад, 6 марта 1979 г., Комиссия Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам утвердила комплексный план научно-исследовательских работ по применению криогенного топлива для авиационных двигателей. Основная задача этого плана - создание самолетов с силовыми установками, работающими на жидком водороде и сжиженном природном газе. Предусматривалась разработка и летательных аппаратов со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями полета. План охватывал решение большого круга вопросов - от поиска наиболее эффективных способов промышленного производства криогенных топлив до создания опытных образцов и моделей газотурбинных двигателей и гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД). К работе были подключены Академия наук СССР, Минавиапром, ряд ОКБ и заводов. Головной организацией в части разработки и испытаний двигателей на криогенном топливе для высокоскоростных самолетов был утвержден ЦИАМ им. П.И. Баранова.

Более 30 лет назад началась разработка первых вариантов гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей, предназначенных для использования при скоростях полета, в шесть и более раз превышающих скорость звука. Важнейшей особенностью ГПВРД является горение топлива в сверхзвуковом потоке воздуха. Поскольку на наземных стендах все условия гиперзвукового полета принципиально невозпроизводимы, потребовались летные эксперименты. Их программа обсуждалась параллельно с выполнением первых теоретических оценок возможности реализации цикла ГПВРД. В США предполагалось провести летные испытания ГПВРД на уникальном исследовательском самолете X-15, разгонявшемся до шестикратной скорости звука ракетным двигателем. Идея осталась неосуществленной: построенный в единственном экземпляре X-15 разбился

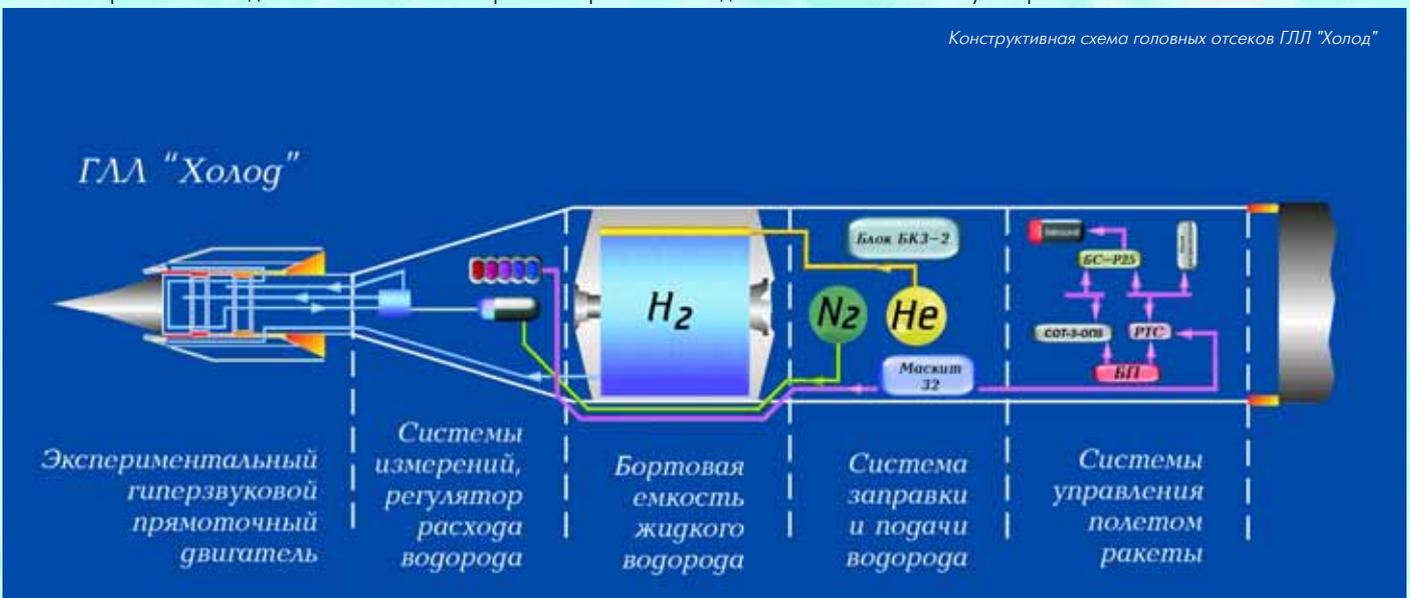
за несколько дней до запланированного полета с работающим ГПВРД. Советская программа началась в те же семидесятые годы. В отличие от американцев, решено было использовать зенитные ракеты, разработанные и серийно выпускавшиеся Химкинским КБ "Факел". Реализация программы продвигалась



Гиперзвуковая летающая лаборатория "Холод"

лась не так быстро, как хотелось бы, из-за дефицита средств и начавшихся "перестроек". Только в 1991 г. впервые в мире идеи ГПВРД были подтверждены летными испытаниями, проведенными в Казахстане у озера Балхаш.

Конструктивная схема головных отсеков ГЛЛ "Холод"



Неизменным идеологом и руководителем всей программы летных испытаний ГПВРД был ЦИАМ. Для летных испытаний ГПВРД была создана специальная гиперзвуковая летающая лаборатория (ГЛЛ) "Холод" — по существу, летающий стенд со всеми необходимыми автоматическими системами: подачи топлива, управления режимами испытаний, измерения параметров ГПВРД.

ГЛЛ "Холод" создана на базе зенитной ракеты комплекса С-200, разработанной в Химкинском КБ "Факел" под руководством генерального конструктора П.Д. Грушина. Выбор этой ракеты обуславливался тем, что параметры траектории ее полета были близкими к необходимым для летных испытаний ГПВРД. Немаловажным считалось и то, что эта ракета снималась с вооружения, и ее стоимость была низкой.

Боевая часть ракеты была заменена головными отсеками ГЛЛ "Холод", в которых размещались система управления полетом, емкость для жидкого водорода с системой вытеснения, система регулирования расхода водорода с измерительными устройствами и, наконец, экспериментальный ГПВРД Э-57 осесимметричной конфигурации.

Первоначально концепция и конструкция экспериментального ГПВРД были разработаны ЦИАМ и Тураевским КБ "Союз". Последний вариант конструкции выполнен Воронежским КБХА и ЦИАМ.

Экспериментальный ГПВРД предназначен для работы в диапазонах чисел Маха полета  $M_p = 3,5...6,5$  и высот  $H = 15...35$  км.

Двигатель состоит из осесимметричного трехскачкового воздухозаборника, коаксиальной камеры сгорания и кольцевого сопла небольшой степени расширения. Обечайка и центральное тело образуют кольцевую камеру сгорания со специальным профилированием по длине. На стенках камеры размещены три пояса подачи водорода. Первый пояс подачи с нишевым стабилизатором пламени расположен на центральном теле. Здесь водород подается в камеру сгорания через 42 отверстия диаметром 1,7 мм. Второй пояс со ступенчатым стабилизатором пламени расположен на обечайке, третий пояс с нишевым стабилизатором находится на центральном теле. Во втором и третьем поясах

также имеются по 42 отверстия, но диаметром 2,1 мм. В этих поясах установлены стандартные авиационные свечи электрической системы воспламенения.

Камера сгорания имеет регенеративную систему охлаждения. Жидкий водород из бортовой емкости проходит по каналам в стенках обечайки и центрального тела, охлаждает огневые стенки, направляется через заслонки регулятора в пояса подачи и далее — через 126 упомянутых отверстий — в полость камеры сгорания.

Напряженность конструкции камеры сгорания достаточно полно характеризуется двумя цифрами: температура стенок достигает 1200К (накаляется "добела"), а водород, первоначально жидкий, охлаждая камеру сгорания, нагревается до 1000К.

На стенках воздухозаборника, центрального тела и обечайки размещены 68 отверстий для измерения давления в проточном тракте и 25 хромель-алюмелевых и хромель-копелевых термопар, предназначенных для измерения тем-

пературы стенки. Кроме того, 20 термопар различного типа установлены в тракте охлаждения, магистралях подачи и бортовой емкости водорода.

Бортовая емкость для жидкого водорода состоит из внутреннего сосуда и наружного кожуха, связанных между собой опорами по торцам. В пространстве между ними создано разрежение с остаточным давлением менее  $10^{-2}$  мм. рт. ст. для термоизоляции внутреннего сосуда. Бортовая емкость создавалась специально для ГЛЛ "Холод", прошла большой объем автономной отработки и без замечаний работала в проведенных полетах.

К настоящему времени в общей сложности проведено семь полетов. Первые два полета с габаритно-весовыми макетами головных отсеков по программе

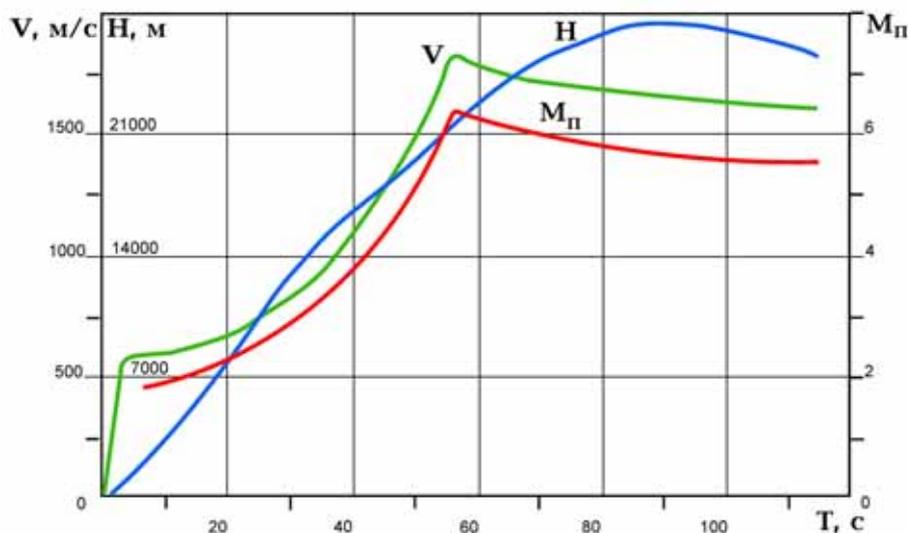
летно-конструкторских испытаний позволили отладить новую систему управления ракеты для обеспечения требуемой траектории. В пяти полетах использовался реальный ГПВРД с подробной препарировкой проточного тракта камеры сгорания. В трех полетах в камеру сгорания ГПВРД подавался жидкий водород.

Время работы ГПВРД в полете увеличилось от одного испытания к другому и в последнем составило 77 с, соответствующее максимальному времени полета ракеты комплекса С-200. Установлено, что работоспособность камеры сгорания сохранилась после ее выключения.

На участке типовой траектории разгона до числа  $M_p = 6,5$  продемонстрирована работоспособность водородных ГПВРД. При этом на входе в ГПВРД воспроизводились реальные условия полета с естественным уровнем турбулентности и структурой потока невозмущенной атмосферы.

Анализ режимов течения и горения в проточном тракте ГПВРД производился на основе информации, полученной в полете

Изменение  $V$ ,  $H$  и числа  $M$  полета во времени



от датчиков, измерявших параметры в многочисленных точках проточного тракта. Как показала обработка полученной информации, на большей части длины тракта скорость потока соответствовала числу Маха в диапазоне 1...1,5. Соответственно, полнота сгорания на режиме сверхзвука находилась в диапазоне 0,7...0,9. В ходе последнего испытательного полета полнота сгорания на режиме сверхзвукового горения составила 0,83 при коэффициенте избытка воздуха 0,85. Регистрация параметров в проточном тракте позволила провести идентификацию и верификацию математических моделей, описывающих газодинамику проточного тракта ГПВРД.

По результатам последнего полета была оценена тяга ГПВРД. Так как в процессе полета дважды включалась и выключалась подача водорода в ГПВРД, то, соответственно, изменялось и осевое ускорение ракеты. При известной массе ракеты сила тяги могла быть определена по элементарной формуле.

Все испытания проходили на полигоне у озера Балхаш при поддержке правительства и Академии Наук Казахстана. В гиперзвуковых летных экспериментах принимали непосредственное участие ученые Казахского Государственного университета и Национального центра радиоэлектроники и связи. Три из пяти экспериментов проведены при непосредственном участии и частичном финансировании национальных научных центров

Франции и США.

В заключение

необходимо подчеркнуть:

- получено длительное время работы ГПВРД — более 77 с при сохранении работоспособности камеры после выключения;
- в процессе летных испытаний камера сгорания работала на предельных режимах по температуре стенки с реализацией процесса горения при дозвуковой и сверхзвуковой скоростях потока в тракте;
- по результатам измерений параметров рабочего процесса ГПВРД и траектории полета ГЛЛ "Холод" определены: тяга ГПВРД, удельный импульс тяги и коэффициент полноты сгорания в камере;
- проведена идентификация математической модели рабочего процесса ГПВРД с учетом химических реакций горения водорода в проточном тракте камеры сгорания.

И хотя конструкция камеры сгорания ГПВРД и технология ее производства непрерывно совершенствовались от полета к полету, дальнейшее развитие программы исследований водородных ГПВРД тесно увязано с разработкой ГЛЛ второго поколения.

Результаты летных испытаний ГПВРД					
Основные технические характеристики	Дата испытания				
	27.11.91	17.11.92	1.03.95	1.08.97	12.10.98
Скорость полета, м/с	1653	1535	1712	1832	1832
Высота полета, км	35	22,4	30	33	33
Число Маха	5,6	5,35	5,8	6,2	6,5
Время работы ГПВРД, с	27,5	41,5	-	-	-

Она предназначена для проведения фундаментальных исследований проблем гиперзвукового полета применительно к разработкам воздушно-космических самолетов. Это будет небольшой гиперзвуковой планер, разгоняемый баллистической или космической ракетой. Такая ГЛЛ сейчас создается в США. Летные испытания ГЛЛ второго поколения запланированы на 2001-2002 гг. Предполагается, что в ходе них будет достигнуто число Маха порядка 10. Пока американцы своих гиперзвуковых летных испытаний не проводили и вынуждены покупать наши результаты: эксперимент с ГЛЛ "Холод" в 1998 г. проводился по контракту с NASA.

Над созданием перспективной российской ГЛЛ работают предприятия авиакосмической отрасли: ЦИАМ, ЛИИ, ЦНИИ-маш, ЦАГИ, КБХА, организации Академии Наук РФ, ОКБ ракетной техники, а так же организации Минобороны и других отраслей промышленности. Имеются предварительные договоренности с зарубежными фирмами о международном сотрудничестве в осуществлении этого проекта. Несмотря на сложную ситуацию в нашей стране в настоящее время

активную позицию в реализации проек-

та перспективной ГЛЛ заняли Министерство науки и технологий РФ и Российское космическое агентство.

Это дает основание полагать, что в XXI век мы входим с большим научно-техническим заделом для создания нового поколения космических средств выведения — воздушно-космических самолетов, экологически чистых, маневренных относительно старта и посадки, с низкой стоимостью доставки полезного груза на околоземные орбиты.

## DIGEST

## FLAME BREATHING "COLD"

The development of the first hypersonic ramjets intended for operation at flight speeds six or more times greater than the sonic speed was launched more than 30 years ago. The first flight tests in the world were begun in 1991 and took place near the Balkhash Lake in Kazakhstan. A hypersonic flying laboratory (HFL) dubbed as "Cold" was specially developed for these tests. It was provided with a flight control system, an onboard liquid hydrogen storage tank with an expulsion system, a fuel-flow control system with a measuring system and E-57 experimental scramjet of axisymmetric configuration. It was designed to operate within 3.5...6.5 Mach number and 15...30-km flight altitude. Based on the results of the last flight, we succeeded in making a direct assessment of the scramjet thrust. The further progress in the hydrogen scramjet program is related to development of HFL second generation intended for fundamental studies of hypersonic flight problems applicable to the development of aerospace planes. A number of Russian aviation companies - CIAM, LII, TsNII-mash, TsAGI, KBKhA, organizations of RF Science Academy, Design Bureau of rocket technology as well as organizations of the Ministry of Defense and other branches of industry - take part in the development of the advanced HFL. Preliminary agreements on international cooperation in implementation of this project have been concluded with foreign companies.