



ВЕСТИ ИЗ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ЦЕНТРОВ

ИЗ КНИГИ «О РАБОТАХ ЦАГИ. 1970—2000 ГОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ»

Г.С. Бюшгенс, В.Г. Дмитриев*

Краткая характеристика института

ЦАГИ был создан 1 декабря 1918 года по инициативе выдающегося механика, члена-корреспондента Академии Наук Н.Е. Жуковского, при активной поддержке А.Н. Туполева, впоследствии члена Академии. С 1921 по 1932 гг., после кончины профессора Н.Е. Жуковского, ЦАГИ возглавлял крупный математик и механик С.А. Чаплыгин, в дальнейшем, с 1928 года активный член Академии. С.А. Чаплыгин внес неоценимый вклад в развитие ЦАГИ: создал лучшую в мире, по тем временам, экспериментальную базу института на Московской территории и сформировал, в основном на базе выпускников мехмата МГУ, сильную школу ученых — аэродинамиков, упругистов, механиков. В нее входили известные академики Л.И. Седов, А.И. Некрасов, Б.С. Стечкин, Н.Е. Кочин, Л.С. Лейбензон, М.А. Лаврентьев, М.В. Келдыш, С.А. Христианович и др. Каждый из этих ученых образовал, в свою очередь, школу и развил в ЦАГИ свое научное направление.

Одновременно в ЦАГИ в эти годы (до 1936 г.) формировалась отечественная база самолетостроения под руководством А.Н. Туполева.

В 1936 г. КБ и база постройки широко известных самолетов АНТ были выделены из ЦАГИ в самостоятельную организацию.

В 30-х годах были начаты работы по созданию новой экспериментальной базы и нового ЦАГИ на территории сегодняшнего г. Жуковского.

В создании и развитии нового ЦАГИ и всего г. Жуковского большую роль всегда играл академик А.Н. Туполев.

В период создания и развития реактивной авиации и ракетной техники основополагаю-

щая роль, особенно в создании новой экспериментальной базы, принадлежала академику С.А. Христиановичу.

В настоящее время в ЦАГИ представлены следующие основные научные направления:

— аэродинамика как фундаментальная, так и, особенно, прикладная аэродинамика летательных аппаратов;

— динамика полета и системы управления, безопасность полета — все это теперь тесно связано с аэродинамикой летательных аппаратов;

— прочность авиационных конструкций и ракет;

— гидродинамика — фундаментальные исследования гидродинамики больших скоростей и летательных аппаратов водного базирования;

— авиационная акустика и экологичность летательных аппаратов.

На основе исследований в указанных выше направлениях ЦАГИ ведет работы по определению перспектив развития летательной техники, определению облика новых летательных аппаратов, сопровождению разработок ОКБ, экспертизы проектов и др.

В течение многих десятилетий ЦАГИ является головным институтом отрасли, что вполне естественно, так как ни в одном другом НИИ авиационного комплекса не представлены так полно главные направления авиационной науки, являющиеся основой формирования облика объектов авиационной техники, определения направления ее развития и программ формирования военной и гражданской авиации. В остальных НИИ отрасли сосредоточены специалисты высокой квалификации, разрабатывающие важные конкретные компоненты, такие как двигатели, оборудование, материалы, вооружение и т.п. Естественно, что

* Публикуется с разрешения авторов вводная часть и раздел 3 «Гиперзвуковые скорости $M > 4+5$ » (с небольшими сокращениями)



эти компоненты не могут быть основой общего синтеза летательного аппарата, хотя и играют важную роль.

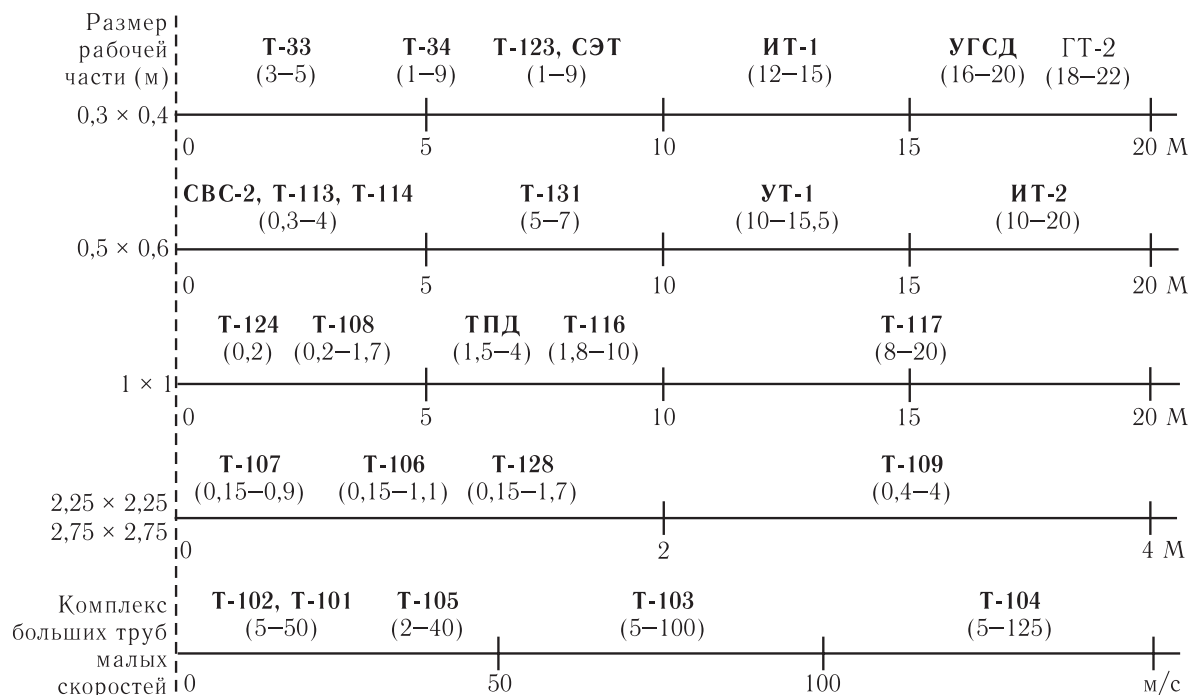
Формирование, проектирование и, частично, создание экспериментальной базы ЦАГИ ведет своими силами при большой производственной поддержке отечественных предприятий.

В ЦАГИ также формируется вычислительная база в соответствии с потребностями научных направлений.

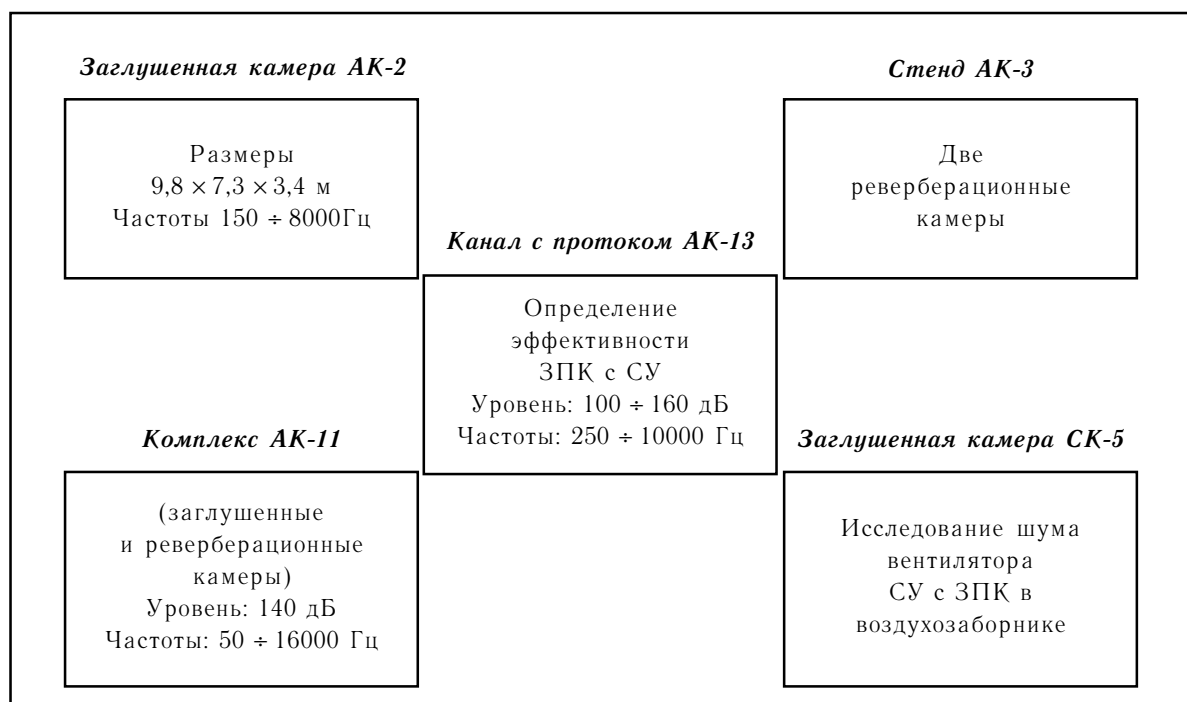
В таблицах приведена общая структура экспериментальной базы ЦАГИ. Как видно, основные научные направления оснащены рядом уникальных стендов, позволяющих проводить экспериментальные исследования модельных и натурных объектов, летательных аппаратов и их элементов.

При создании аэродинамических труб больших размеров в ЦАГИ, как правило, первоначально создавались установки малых размеров

АЭРОДИНАМИКА



АКУСТИКА



ПРОЧНОСТЬ

Лаборатория статических испытаний		Лаборатория ресурсных испытаний	
Площадь силового пола	2500 м ²	Площадь силового пола	5700 м ²
Размеры объекта	50 × 50 × 15 м	Размеры объекта	60 × 60 × 15 м
Нагрузка до	1000 тс		
Лаборатория частотных испытаний		Лаборатория испытаний элементов конструкций	
Число каналов возбуждения	до 16	Количество испытательных машин	60 шт
Нагрузки (амплитуды)	2100 кгс	Нагрузки	до 1000 тс
Частоты	0,2 ÷ 500 Гц	Температуры	–130° ÷ 1300°С
Ускорения	0,1 ÷ 500 м/с ²		
Теплопрочностная вакуумная камера ТПВК-1		Реверберационная камера РК-1500	
Размеры:		Объем	1630 м ³
Длина	29,5 м	Акустическая мощность	1200 кВт
Диаметр	13,5 м	Звуковое давление	до 164 дБ
Температуры	120 ÷ 1750 К	Частоты	45 ÷ 1000 Гц
Нагрузки	до 1000 тс		

ДИНАМИКА

- Пилотажные стенды с подвижной кабиной
 - 4 ÷ 6 степеней свободы
- Пилотажные стенды с неподвижной кабиной
 - горизонтальный обзор —330°
 - вертикальный обзор от –45° до 90°
- Стенд для испытаний приводов СУ
 - до 25 тс, частоты 0 ÷ 20 Гц

(прототипы больших), которые использовались для предварительных, поисковых исследований.

Основными разделами комплексной деятельности ЦАГИ являются: дозвуковые, сверхзвуковые и гиперзвуковые скорости.

Гиперзвуковые скорости M > 4+5

В развитии гиперзвуковых летательных аппаратов можно выделить два основных направления:

- аппараты входа в атмосферу с кратковременным неустановившимся полетом;
- гиперзвуковые летательные аппараты длительного установившегося полета.

Исследовались аэродинамика на режимах старта и выведения, разделение ступеней, органы стабилизации и управления, местные аэро-

динамические нагрузки на элементы ракет (см. рис. 1).

Исследовались аэродинамика аппаратов и тепловые потоки при входе в атмосферу. Изучались различные формы для баллистического входа (без подъемной силы) и для скользящего входа при небольших значениях аэродинамического качества ($K_{\max} \approx 0,2$). Проведены исследования статических и динамических характеристик этих аппаратов (см. рис. 1).

В связи с наметившейся тенденцией развития авиационной и космической техники в 60-е и последующие годы руководством ЦАГИ была разработана и реализована программа создания ряда аэродинамических установок, рассчитанных на получение больших скоростей и высокотемпературных тепловых потоков.

Для области чисел M > 4+5, которые принято называть гиперзвуковыми скоростями, ха-

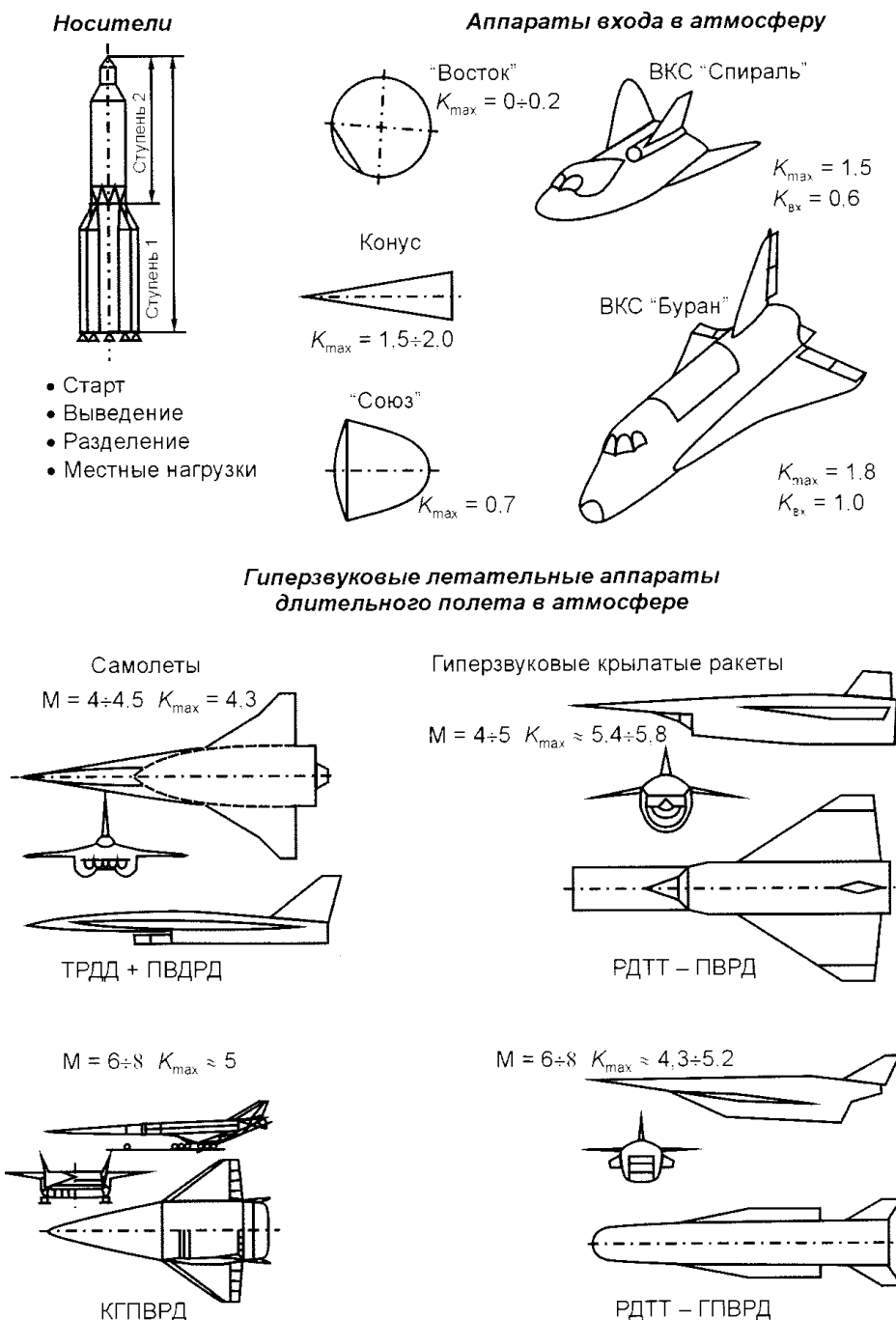


Рис 1. Исследования ЦАГИ гиперзвуковых летательных аппаратов

рактенно: значительный рост температур торможения, нелинейность аэродинамических характеристик при изменении углов атаки и скольжения и целый ряд других новых особенностей.

Существенным отличием гиперзвуковых аэродинамических труб от сверхзвуковых является необходимость подогрева воздуха, поступающего в форкамеру трубы, для предотвращения его конденсации в процессе разгона в сверхзвуковом сопле и рабочей части трубы.

Опыт создания малых модельных гиперзвуковых аэродинамических труб позволил сконструировать в 1962 г. уникальную установку Т-116 (до $M \approx 10$), а в 1974 г. — гиперзвуковую

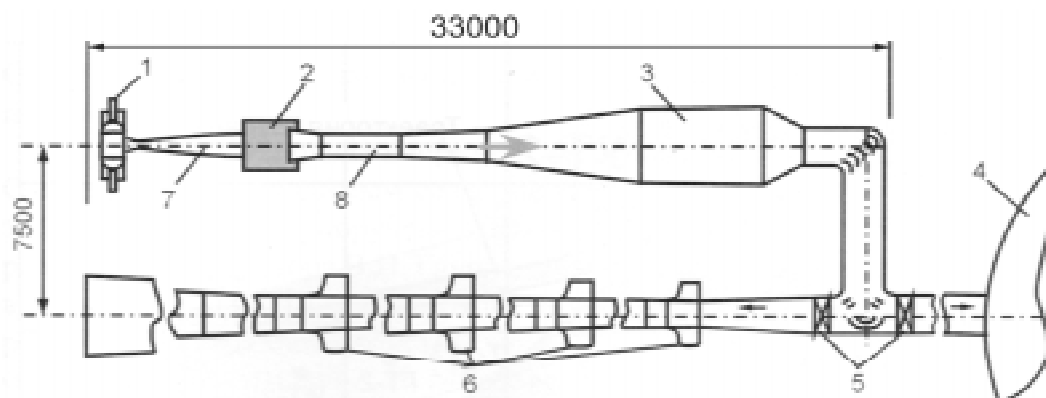
трубу Т-117 (до $M \approx 20$) с использованием высокого давления до 320 атм (см. рис. 2).

Продолжительность одного испытания для Т-117 при работе с системой эжекторов — до 3 мин, с вакуумной емкостью — 1,5 мин.

Труба Т-117 имеет набор профилированных осесимметричных сверхзвуковых сопел с выходным диаметром 1 м. Диапазон чисел Re от $0,15 \times 10^6$ до $4,8 \times 10^6$ (отнесено к 1 м).

В установке осуществляется предварительный нагрев рабочего газа до температуры в форкамере 1200–2000 К с помощью электродугового подогревателя мощностью 25000 кВт.

Рабочая часть трубы выполнена по схеме камеры Эйфеля с охлаждаемыми стенками и обо-



Аэродинамический контур трубы Т-117 периодического действия

Числа М	– 10÷18	1 – электродуговой нагреватель,
Числа Re	– до $4,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$	2 – рабочая часть
Давление	– до 320 атм	3 – теплообменник,
Температура	– 1100÷3000 К	4 – вакуумная емкость,
Период действия	– до 3 мин	5 – отсечные задвижки,
		6 – эжекторы,
		7 – сверхзвуковое сопло,
		8 – сверхзвуковой диффузор

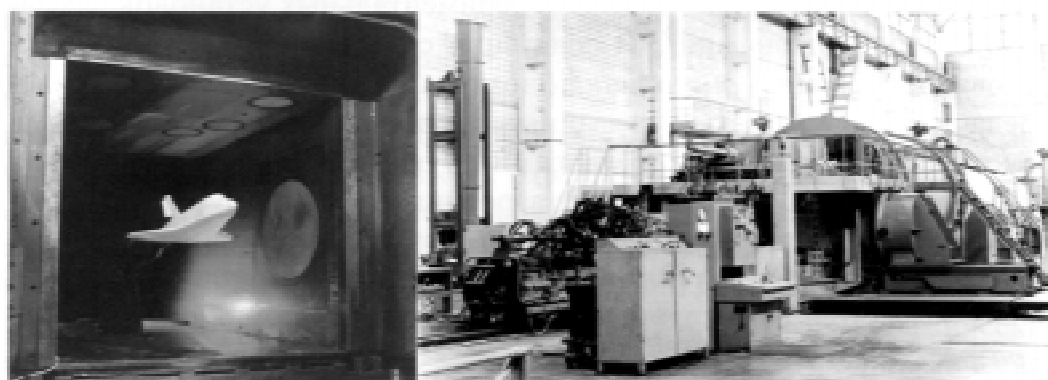


Рис 2. Аэродинамическая труба гиперзвуковых скоростей

рудована двумя быстродействующими механизмами ввода испытываемой модели в поток.

Уникальная гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-117 ЦАГИ позволяет вести отработку аэродинамической компоновки гиперзвуковых и аэрокосмических летательных аппаратов в условиях, близких к условиям полета, на моделях достаточно больших размеров.

В итоге в ЦАГИ в течение 1960–1980 гг. сформировалась экспериментальная база, которая позволяла проводить исследования аэрогазодинамических характеристик, моделируя числа М и Re (Н) практически во всем диапазоне их изменения по траектории орбитального самолета. В ряде случаев для перехода к натурным условиям вводились соответствующие поправки.

На графике (см. рис. 3) приведены суммарные возможности аэродинамических труб ЦАГИ. Там

же для примера нанесена зона потребных значений чисел Re и М при движении орбитального самолета по траектории входа. Показаны параметры установки УТ-2, спроектированной в ЦАГИ, но не реализованной вследствие отсутствия средств.

Важно заметить, что состав и возможности существующей экспериментальной базы отражают особенности гиперзвукового диапазона скоростей полета: разнообразие физических эффектов и невозможность полного моделирования в одной установке всех необходимых характеристик. В силу последнего обстоятельства потребовалось развивать методы пересчета данных лабораторного эксперимента на условия натурального полета. Аэродинамические трубы и стенды являются органической составной частью комплексной методики определения характеристик, включающей также разви-

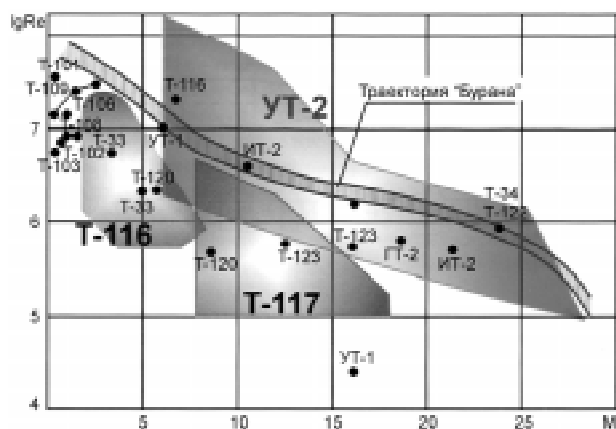


Рис. 3. Зависимость чисел Re и M потока для аэродинамических труб ЦАГИ

тие теоретических и расчетных методов. Этим объясняется разнообразие типов экспериментальных установок для гиперзвуковых исследований. В сочетании с расчетными методами исследовалось влияние диссоциации воздуха на аэродинамику и теплопередачу, тонкие эффекты, связанные с каталитическими свойствами теплозащитных покрытий и многими другими важными эффектами. Среди более чем 20-ти гиперзвуковых аэродинамических труб ЦАГИ, кроме установок классического типа, существуют стенды, специализированные для испытаний теплозащиты, исследований различных физических эффектов; есть специализированная лаборатория аэродинамики разреженных газов.

Наиболее сложный комплекс научных проблем возник перед ЦАГИ при разработке и создании пилотируемого многоразового крылатого орби-

тального корабля «Буран», рассчитанного на вход в атмосферу с подъемной силой и посадку на заданный аэродром. Вертикальный старт «Бурана» осуществлялся мощной ракетой-носителем «Энергия».

В США шла достаточно быстрыми темпами разработка системы «Шаттл», и в 1976–1977 гг. была завершена сборка первого корабля. Одной из главных задач этой сложной системы было и военное использование.

В те годы, в условиях напряженных отношений с США, в Советском Союзе сочли необходимым создание аналогичной системы. Реализация этого решения была поручена ОКБ «Энергия» под руководством генерального конструктора В.П. Глушко. Для создания орбитального корабля в системе МАП в 1979 г. образовали специальное ОКБ «Молния» под руководством главного конструктора Г.Е. Лозино-Лозинского, бывшего одним из заместителей А.И. Микояна.

Многие непосвященные считают, что создание такой системы — задача крайне простая, поскольку есть прототип и повторить его очень нетрудно.

Исследования, проведенные в ЦАГИ практически по всему комплексу проблем, связанных с разработкой «Бурана» и «Энергии», — аэродинамике, тепловым режимам, динамике, системе управления, прочности и др., показали, что проектирование такой системы орбитального самолета и носителя на основе наших двигателей, наших материалов, нашего оборудования и бортовых систем требует новых разработок, других параметров, а следовательно, и других геометрических форм.

- I — уравнение Эйлера + турбулентный пограничный слой. $H < 60$ км
 II — уравнение Эйлера + ламинарный пограничный слой. $60 < H < 75$ км
 III — кинетическая теория, полные уравнения Навье-Стокса. $75 < H < 120$ км
 IV — свободномолекулярное течение. $H > 120$ км

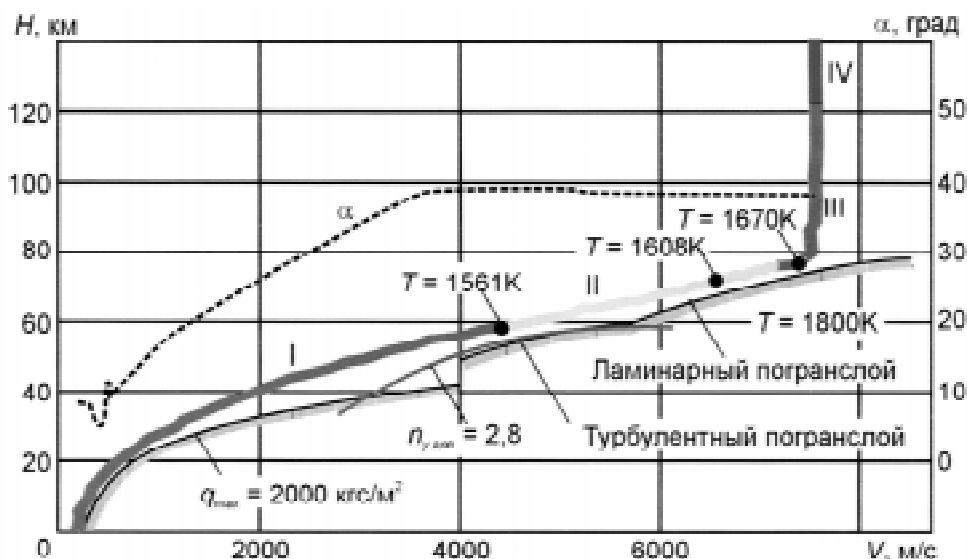
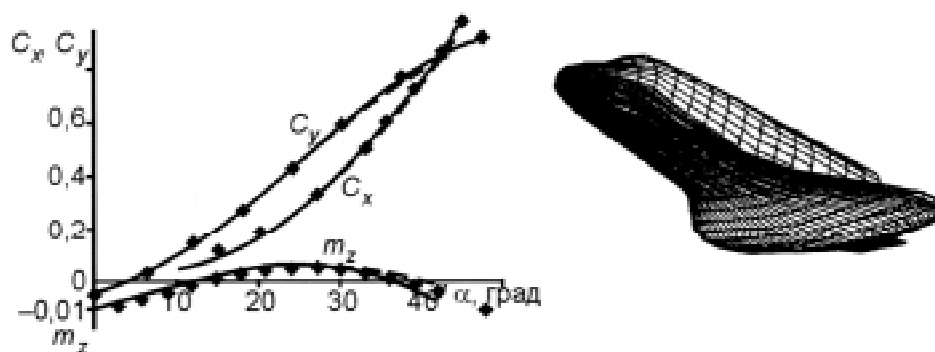


Рис. 4. Параметры входа ВКС “Буран” в атмосферу



Кривые – расчет ($M = 10$): сплошные – совершенный газ, $\gamma = 1,4$; штриховые – равновесно-диссоциирующий воздух, $H = 50$ км; точки – эксперимент (Т-117, $M = 10,5$, $Re = 0,8 \cdot 10^8$)

Рис. 5. Аэродинамические характеристики ВКС «Буран»

Исследования ЦАГИ по аэродинамике, разработка рекомендаций по геометрии, исследования тепловых режимов орбитального корабля представляли огромный объем работ. Эти исследования были выполнены во всем диапазоне чисел M — от старта до $M = 25 \div 30$, и во всем возможном диапазоне чисел Re . При этом возникла очень ответственная задача: надо было указать диапазоны ожидаемых в натурных условиях отклонений всех аэродинамических коэффициентов, необходимых для проектирования системы управления, так чтобы устойчивость и управляемость обеспечивались на всех режимах полета.

Для достижения максимальной достоверности аэродинамических характеристик были использованы все возможные аэродинамические

установки ЦАГИ. На рис. 3 показаны числа Re и M , которые удалось получить в эксперименте, в сопоставлении со значениями Re и M в полете по предполагаемой траектории входа.

Переход к натурным условиям от результатов, полученных в трубах при помощи разработанных в ЦАГИ теоретических методов учета реальных свойств газа при высоких температурах, возникающих в процессе движения, позволил уточнить целый ряд важных аэродинамических характеристик. При этом, как видно из рис. 4, где показаны параметры входа «Бурана» в атмосферу, расчет характеристик должен был учитывать разные состояния газа — от свободно-молекулярного течения до вязкой сжимаемой сплошной среды. Существен-

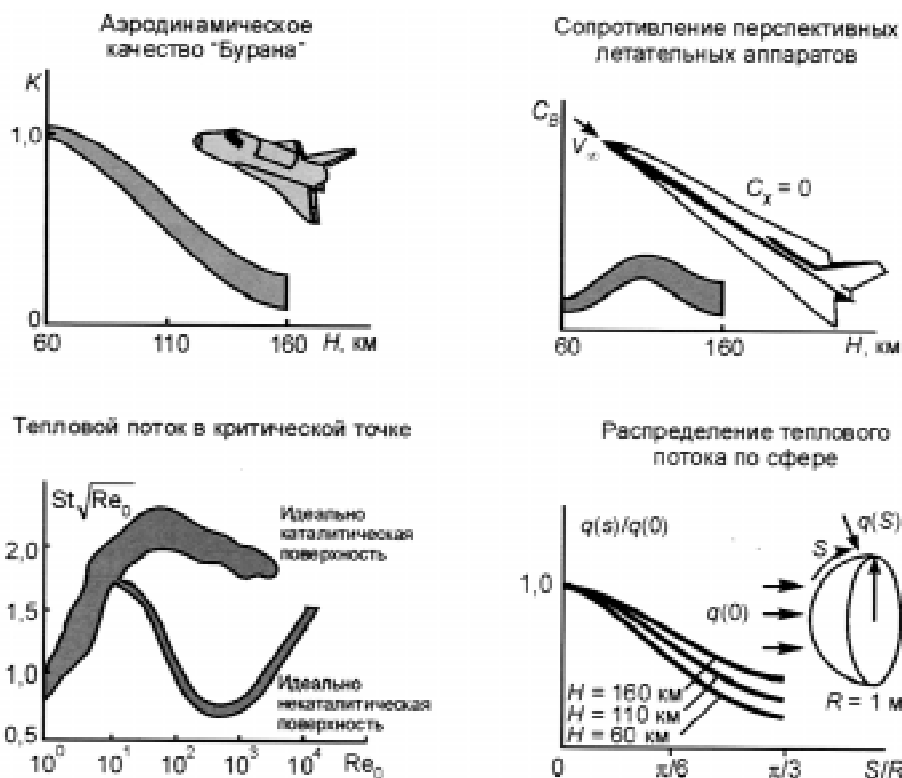


Рис. 6. Высотная аэротермодинамика

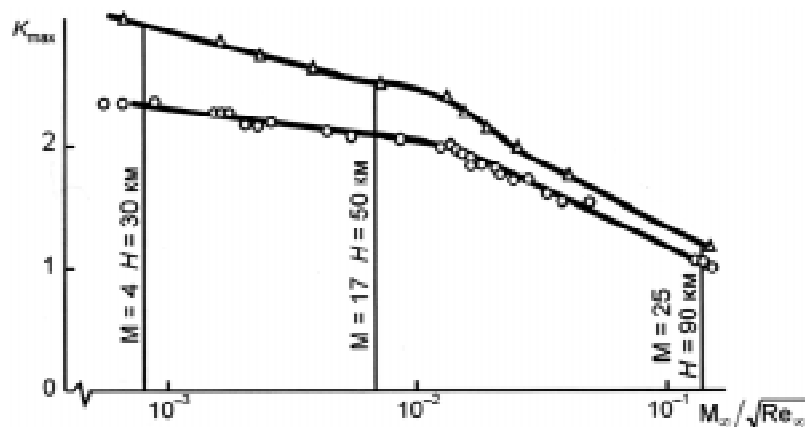


Рис. 7. Примеры зависимости максимального гиперзвукового аэродинамического качества от параметра подобия вдоль траектории спуска орбитального самолета

ным также является температурный фактор. Нагрев поверхности требовал учета взаимодействия потока газа с поверхностью теплоизолирующих плиток.

На рис. 5 приведен пример аэродинамических расчетных характеристик, полученных для $M \approx 10$.

На рис. 6 показано влияние больших высот полета на основные аэродинамические характеристики, полученные в расчетах и подтвержденные испытаниями в специальных вакуумных аэродинамических трубах в области свободно-молекулярного течения и в переходных областях.

На рис. 7 показаны расчетные и экспериментальные значения K_{max} для различных условий полета по траектории.

Многочисленные испытания моделей различного масштаба давали оценку возможного разброса характеристик «Бурана» в эксперименте, а учет влияния изменения центровки, деформации конструкций, влияния двигателей и других факторов давал возможность определить суммарный диапазон отклонений характеристик.

На рис. 8 приведено сопоставление значений ряда аэродинамических характеристик по числам M , полученных на основе испытаний в аэродинамических трубах с учетом расчетных поправок

и возможного разброса с результатами, полученными из обработки полетных данных «Бурана». Как видно из графиков, прогноз ЦАГИ в основном подтвердился.

Большое значение имели исследования тепловых потоков. Было показано (см. рис. 9), что могут возникать локальные зоны с повышенными тепловыми режимами. Специальная методика, разработанная в ЦАГИ при помощи термокрасок, дала ценные сведения по тепловым потокам.

Весьма сложные проблемы возникли при определении аэродинамических нагрузок системы «Буран-Энергия» в сборе на участке выведения. Небольшие отклонения коэффициентов аэродинамических сил за счет интерференции вызывали гигантское многотонное увеличение сил, действующих на элементы конструкций.

Особенно остро эта задача встала на участке выведения при проходе трансзвуковых скоростей, соответствующих большим скоростным напорам. Применение различных экспериментальных методов (весовые испытания, визуализация обтекания, исследование распределения давления и др.) в аэродинамических трубах на моделях разных масштабов дали уверенность в достоверности полученных результатов.

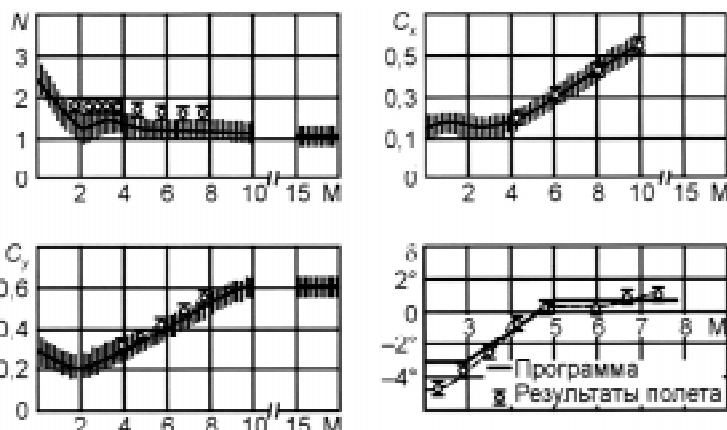


Рис. 8. Результаты прогноза характеристик по испытаниям «Бурана» в аэродинамических трубах ЦАГИ и в полете

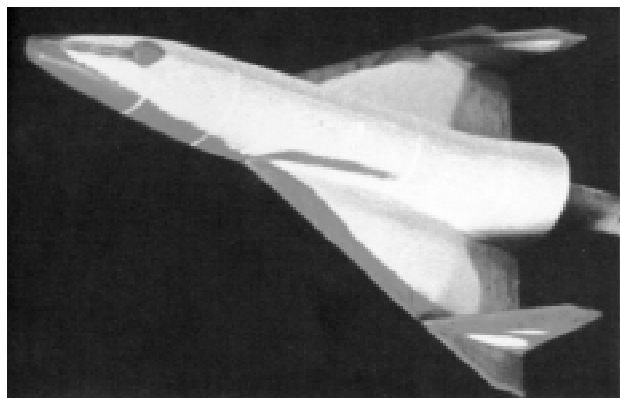


Рис. 9. Визуализация тепловых потоков термолкрасками

Для изучения влияния двигателей на моделях была введена имитация струй двигателя (см. рис. 10). На участке разделения ступеней системы определялись силы и моменты при поэтапном относительном движении элементов системы на специальной установке в большой сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-109.

Разработка идеологии системы управления, в которой ученые ЦАГИ совместно с НИИ АП и ОКБ приняли участие, суммировала весь накопленный опыт, полученный при создании самолетных систем управления. В этих работах ЦАГИ уделял главное внимание безопасности полета и учету специфики действий летчика.

В координатах продольной перегрузки n_x и числа M (скорости полета) задавалась траектория входа в атмосферу и посадки «Бурана». На рис. 4 приведены ограничения по темпера-



Рис. 10. Модель системы «Энергия-Буран» для исследования влияния струй

туре, скоростному напору и перегрузке. Как видно, полет «Бурана» должен быть реализован в достаточно узком «коридоре». Там же приведен закон изменения угла атаки, который должна реализовать система управления при входе в атмосферу.

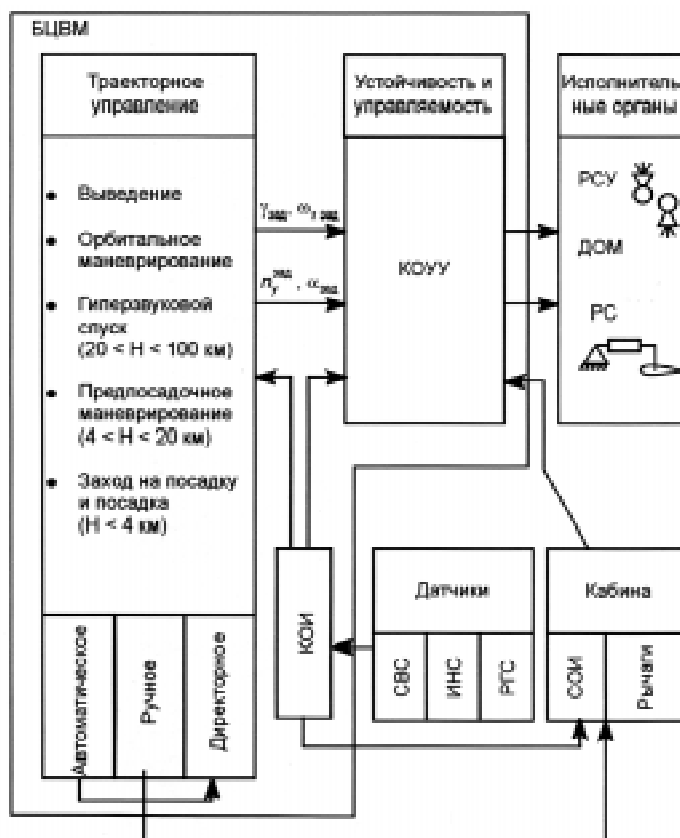


Рис. 11. Структура системы управления ВКС «Буран»

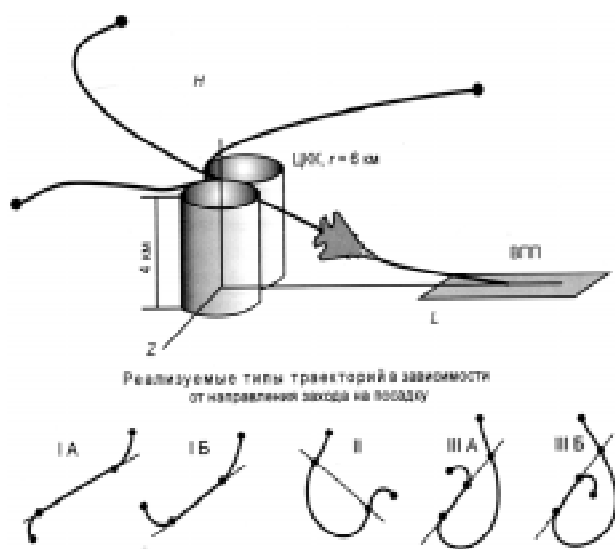


Рис. 12. Схема участка предпосадочного маневрирования

На рис. 11 приведена общая схема систем управления ВКС «Буран». На рис. 12 дана схема реализации предпосадочного маневрирования с целью выполнения условий посадки и самой посадки.

Для разработки системы управления ученые ЦАГИ предложили ОКБ алгоритмы, принципы совмещения автоматического управления и управления летчиком.

Режимы аварийного управления летчиком

были особенно подробно отработаны на специальном пилотажном стенде, созданном в ЦАГИ. На этом стенде, в частности, отработывались все полеты для дозвукового пилотируемого аналога с ТРД, на котором затем в полете с летчиком была проведена отработка режимов последнего этапа планирования, посадки и движения по земле.

Вся система моделирования на стенде ЦАГИ, как показал опыт, достаточно точно воспроизводит динамику управляемого полета.

Очень большой комплекс исследований ЦАГИ по прочности системы «Буран-Энергия» был проведен под руководством члена-корреспондента А.Ф. Селихова. Были созданы специальные стенды и значительно расширена экспериментальная база. Для ВКС «Буран» и аналогичных летательных аппаратов, помимо традиционных статических испытаний, в ЦАГИ была создана теплопрочностная вакуумная камера (ТПВК), в которой можно воспроизводить температуры и тепловые потоки, расчетные нагрузки, высоты реального полета (вакуум до 10^{-3} мм рт.ст.) для обеспечения исследований прочности, надежности и теплозащиты главных элементов конструкции аэрокосмических аппаратов (крыльев, фюзеляжа и других элементов). При испытаниях «Бурана» в ТПВК были выявлены дефекты приклепки теплозащитных плиток и разработаны рекомендации по их устранению.

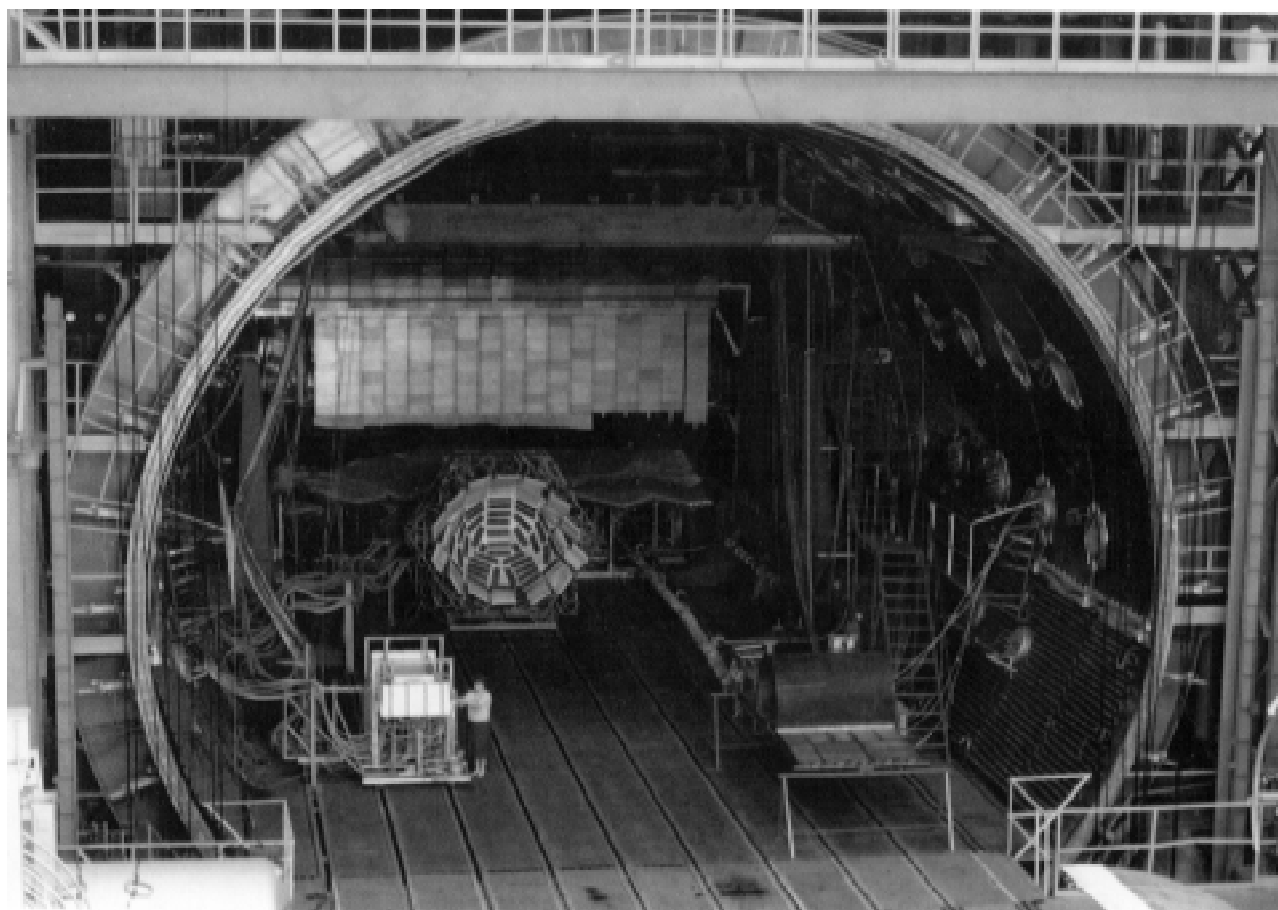


Рис. 13. Теплопрочностная вакуумная камера



Рис. 14. Реверберационная камера РК-1500 для испытаний на акустическую прочность элементов конструкций аэрокосмических летательных аппаратов

ТПВК имеет размеры: диаметр 13,5 м, длина 29,5 м (см. рис. 13). ТПВК обеспечивает программный нагрев конструкции до температуры 1750 К, многозонное программное охлаждение до 100 К, многоканальное силовое нагружение конструкции, программное изменение давления.

Проблема обеспечения акустической прочности гиперзвукового летательного аппарата значительно превосходит по сложности аналогичные проблемы в авиационной и ракетной технике. Это обусловлено высокой интенсивностью акустических нагрузок и применением внешней теплозащиты (теплозащитные плитки) из материалов с относительно невысокими прочностными характеристиками (их повреждения могут приводить к аварийным ситуациям).

Для экспериментальных исследований акустической прочности в ЦАГИ была построена акустическая реверберационная камера РК-1500 (см. рис. 14) длиной 14,6 м, шириной 9,2 м, высотой 11,5 м. В процессе создания РК-1500 в ЦАГИ были спроектированы, изготовлены и налажены уникальные высокоинтенсивные генераторы звука, обеспечивающие в испытательном боксе камеры необходимый уровень звукового давления. Диапазон частот

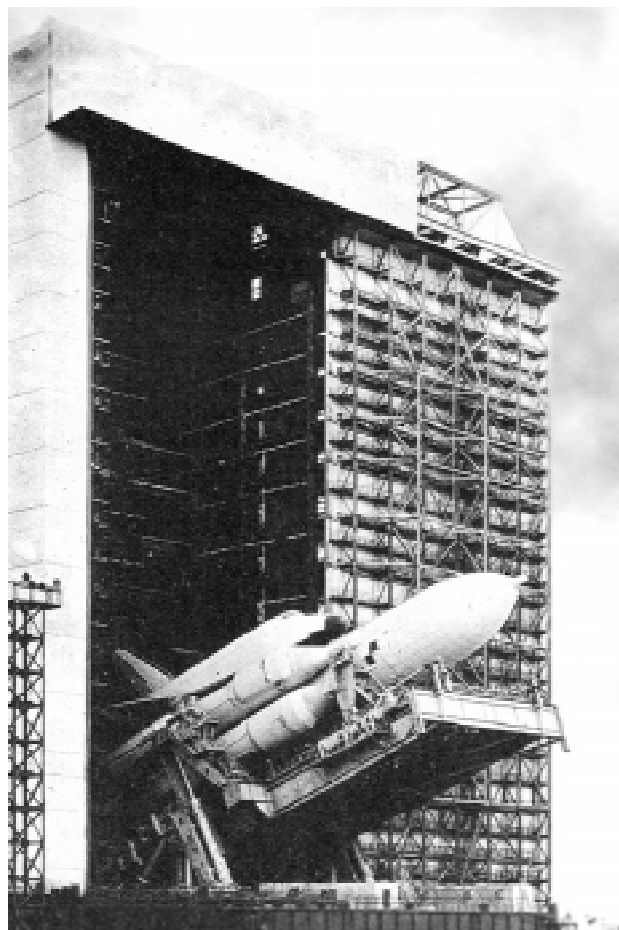


Рис. 15. Частотные испытания авиационно-космического комплекса «Энергия-Буран»

50÷2000 Гц.

В РК-1500 задействована принципиально новая система управления, позволяющая измерять спектральную плотность звукового поля.

Все эти испытания на стендах, созданных учеными и конструкторами ЦАГИ совместно с ГипроНИИавиапромом, позволили обеспечить безопасность и надежность системы теплозащиты, прочность конструкции «Бурана», что было подтверждено специальным заключением для первого пуска системы «Буран-Энергия», состоявшемся в ноябре 1988 г.

Весьма сложной проблемой было обеспечение безопасности от флаттера и других опасных вибраций. Сложность определялась значительным влиянием системы управления на возможность потери устойчивости упругой конструкции.

Для этой конструкции, наряду с традиционными формами флаттера, расчетными оказались формы флаттера, ранее не встречавшиеся на самолетах, такие как панельный флаттер створок люка отсека полезного груза, флаттер руля направления, одновременно выполняющего функции тормозного щитка и т.п. Все эти формы флаттера были исследованы как расчетным, так и экспериментальным путем на специальных моделях в

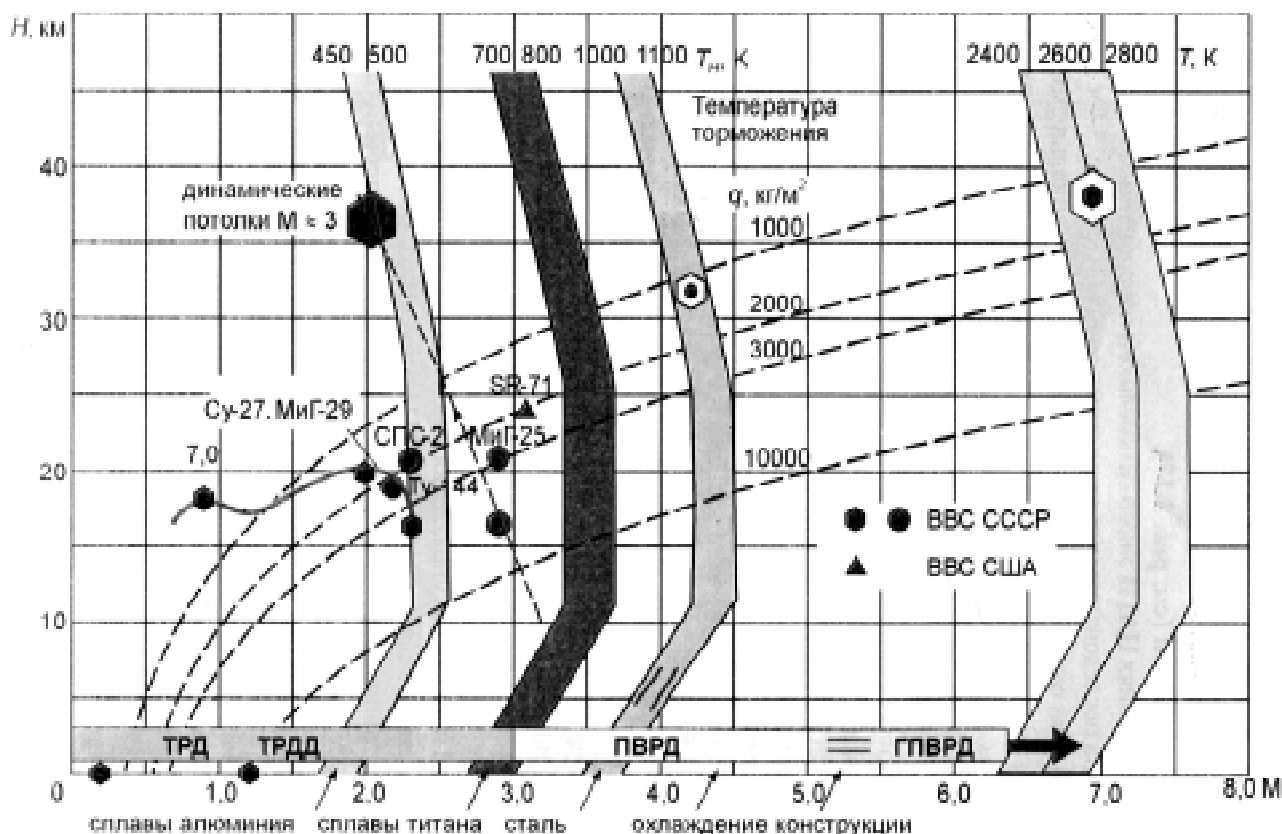


Рис. 16. Зависимость высоты полета от числа M при постоянном скоростном напоре

аэродинамических трубах.

Исследования ЦАГИ по этой проблеме, кроме испытаний в трубах, заключались в проведении частотных испытаний «Бурана» с системой управления и расчетов на ЭВМ по определению запасов устойчивости (см. рис. 15).

Следует указать, что на ЦАГИ была возложена большая ответственность при создании системы «Буран-Энергия». Каждый существенный шаг в ее развитии рассматривался и подтверждался специальными решениями и заключениями ЦАГИ. Все этапы летных испытаний прошли достаточно благополучно; прогнозы, расчеты и эксперименты, проведенные в ЦАГИ, были подтверждены полетными данными. Полностью автоматический полет системы, включая посадку на заданный аэродром, прошел с уникальной точностью и является величайшим достижением человеческой мысли и творчества. Реализовать такую точность посадки, учитывая, что этому предшествовали старт, движение после старта и пребывание на орбите, конечно, возможно было лишь на основе детальных всесторонних предварительных исследований в наземных лабораториях, большая часть которых была проведена в ЦАГИ.

В развитии авиации (или аэронавтики, как принято называть в зарубежной литературе) проявляется тенденция перехода к гиперзвуковым скоростям. Поэтому, в исследованиях ЦАГИ рассматривалось и второе главное на-

правление (см. рис. 1) — разработка проблем, связанных с длительным, в основном установившимся, полетом на гиперзвуковых скоростях, что присуще самолетам и крылатым ракетам.

В этом направлении определенный опыт был первоначально накоплен ЦАГИ и всей промышленностью при создании сверхзвуковых самолетов МиГ-25 и его модификаций ($M = 3$) и Ту-144 ($M = 2.5-3$). Уже в этих случаях наличие *длительного полета* в условиях нагрева выявило ряд новых проблем (см. рис. 16).

В исследованиях ЦАГИ этого самолетного направления можно выделить два этапа последовательных возможных решений (см. рис. 1 и 16).

Первый этап связан с уже подготовленными принципиальными техническими решениями: это применение комбинированных двигателей ТРД + ПВРД с дозвуковым горением, с использованием керосина в качестве топлива, теплопрочных стальных и титановых конструкций и т.д.

Второй этап (более далекой перспективы) требует разработки принципиально новых технических решений, таких как применение в качестве топлива конверсии керосина или водорода, комбинированного двигателя ТРД+ГПВРД (гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель) с использованием сверхзвукового горения, или ЖРД+ГПВРД, применение «горячих» и охлаждаемых элементов конструкций, рассчитан-



Рис. 17. Давление, температура и потери в канале двигателя ПВРД и ГПВРД

ных на температуры кинетического нагрева $700\div 900^\circ\text{C}$. Этот этап предполагает научное обоснование, организацию фундаментальных и экспериментальных исследований, совершенствование соответствующей экспериментальной базы по аэродинамике, теплозащите, прочности и динамике.

Проблемы создания гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения ранее неоднократно ставились заказчиком и обсуждались в ЦАГИ.

Так, в мае 1978 г. они обсуждались в ЦАГИ с участием членов Отделения механики и процессов управления Академии наук СССР; в 1979 и 1984 гг. эти проблемы рассматривались в ЦАГИ совместно с Военно-техническим советом Министерства обороны. На этих совещаниях первый заместитель начальника ЦАГИ Г.С. Бюшгенс представлял развернутые доклады о комплексе научных проблем и возможных решениях.

Для оценки крейсерских скоростей полета самолетов и крылатых ракет на углеводородном топливе в ЦАГИ еще в конце 70-х годов были рассмотрены возможные характеристики двигателей и некоторые свойства основного топлива — керосина. Уже в то время были проведены иссле-

дования полета на больших сверхзвуковых скоростях. В результате совместных проработок, ЦАГИ и ЦИАМ пришли к выводам:

— в полете на скоростях, соответствующих числам $M \approx 4$, надо переходить на прямоточный контур, т.е. следует использовать ПВРД;

— разгон и выход на режим крейсерского полета должны производиться на ТРД, ТРДД, ЖРД или ПРД; следовательно, двигатель должен быть комбинированным;

— увеличение скоростей полета свыше $M \approx 4\div 5$ при дозвуковом горении керосина приведет к недопустимо большому росту температур и росту давлений в канале и в камере сгорания двигателя (см. рис. 17). При этом также сильно возрастают расходы топлива. Для охлаждения двигательной установки требуются значительные хладоресурсы. Хладоресурсы самого керосина недостаточны для охлаждения двигательной установки, кабины и других элементов самолета при $M > 4\div 4,5$;

— далее, до $M \approx 8$, можно рассчитывать на использование криогенных топлив, конверсии керосина, водорода и др.

В ЦАГИ рассматривалась задача аэродинамической компоновки гиперзвуковых самолетов и крылатых ракет для первого этапа до

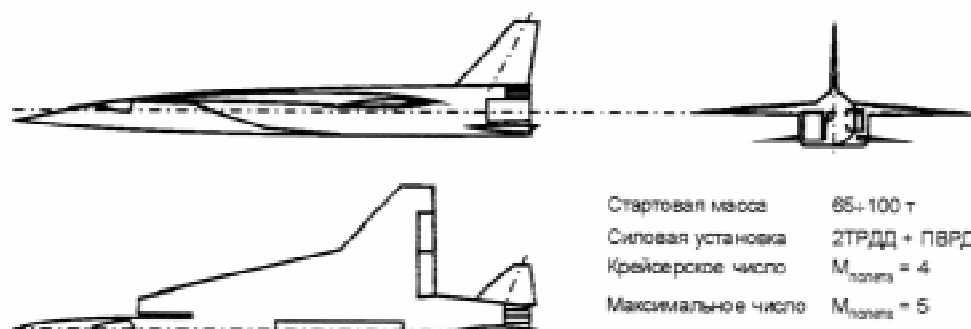


Рис. 18. Проект гиперзвукового самолета

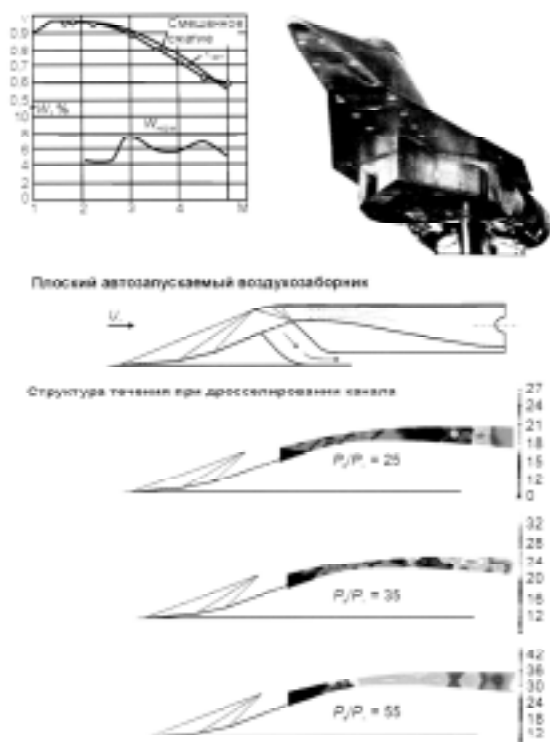
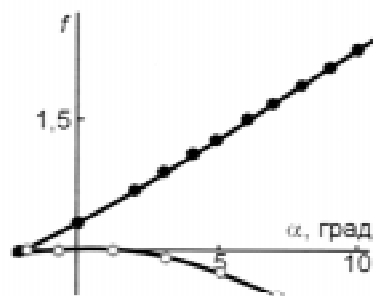
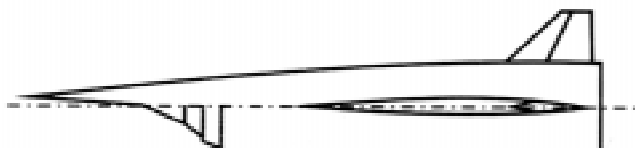


Рис. 19. Исследование течений в воздухозаборниках силовых установок сверхзвуковых летательных аппаратов

$M \approx 4\div 5$ с ПВРД (см. рис. 18). Главной проблемой было получение высокого аэродинамического качества на основном крейсерском режиме полета; особое внимание уделялось уменьшению волнового сопротивления. При этом большие трудности были связаны со значительными размерами миделя фюзеляжа и мотогондол. При аэродинамической компоновке самолета решающим фактором для таких скоростей оказывается размещение двигателей и выбор воздухозаборников. При выборе формы крыла в плане для самолета необходимо было учитывать его взлетно-посадочные характеристики.

Подробно были исследованы плоские входные устройства со смешанным и внешним сжатием потока (см. рис. 19).

Для уменьшения потерь в соплах при $M \approx 4$ требуется значительное расширение сопла относительно площади критического сечения.



Коэффициенты расхода: ● — экраный воздухозаборник
○ — осесимметричный лобовой воздухозаборник

Рис. 20. Компоновка высокоскоростного ЛА с экраным воздухозаборником

Начиная с $M = 2\div 2,5$, оптимальные размеры сопла превосходят размеры двигателя по миделю. В области трансзвуковых скоростей это приводит к большим потерям в эффективной тяге за счет закрытия входа контура ПВРД и уменьшения раскрытия сопла. Таким образом, геометрия комбинированной установки требует очень тщательной отработки на всех режимах полета.

Для крылатых ракет была разработана принципиально новая аэродинамическая компоновка и геометрия входного устройства ПВРД, при которой процесс торможения осуществляется несущей поверхностью — экраном, который, дополнительно увеличивая подъемную силу, значительно повышает аэродинамическое качество объекта в целом (см. рис. 20).

На рис. 21 показан общий вид построенной по этим принципам экспериментальной ракеты генерального конструктора И.С. Селезнева, демонстрировавшейся на МАКС в 1995 г.

Проведенные в ЦАГИ исследования устойчивости и управляемости самолета, рассчитанного на числа $M \approx 4,0$, выявили большие трудности их обеспечения вследствие уменьшения относительной эффективности органов управления на этих скоростях при одновременном росте действующих на самолет моментов. Для решения этой проблемы, кроме автоматизации управления, было рекомендовано использовать принцип «нейтрализации» по моментам за счет управления центровкой или за счет сдвига фокуса путем регулируемого дестабилизатора.

В ЦАГИ были экспериментально определены тепловые потоки и разработаны методы определения тепловых режимов конструкции, созданы экспериментальные образцы ряда элементов из теплопрочных материалов и проведены их испытания на прочность в условиях нагрева на специальной установке КТПИ при температуре, соответствующей $M = 4$. Была показана целесообразность рассмотрения охлаждения элементов конструкции криогенным топливом с последующим его использованием.



Рис. 21. Ракеты с экраным воздухозаборником

Вопросы тепловой прочности конструкции на этом этапе требовали более детальных исследований, но конструктивные решения в рамках существовавших технологий были возможны.

Проведенные в ЦАГИ комплексные исследования дали возможность оценить летные характеристики для самолетов различного назначения.

Для самолета с $M = 4$ также рассматривалась возможность использования криогенных топлив; было показано, что использование водорода приведет к заметному уменьшению взлетного веса (на $20 \div 30\%$), но потребует совершенно новой компоновки, так как объем топливных баков увеличивается в 1,5 раза. Несмотря на уменьшение аэродинамического качества и меньшую весовую отдачу по топливу, можно

получить большую дальность при меньшем весе.

В ЦАГИ уже в конце 70-х — начале 80-х годов были изучены возможности дальнейшего увеличения скорости полета свыше $M > 4,0 \div 4,5$. Они требуют новых концепций формирования самолета. Как указывалось выше, в этом случае необходим переход на прямоточные двигатели со сверхзвуковым горением.

Систематические исследования аэродинамики различных форм гиперзвуковых самолетов, рассчитанных на $M > 6 \div 8$ (см. рис. 22), дают представление о возможных уровнях аэродинамического качества.

На рис. 23 приведен пример распределения температур по поверхности такого самолета.

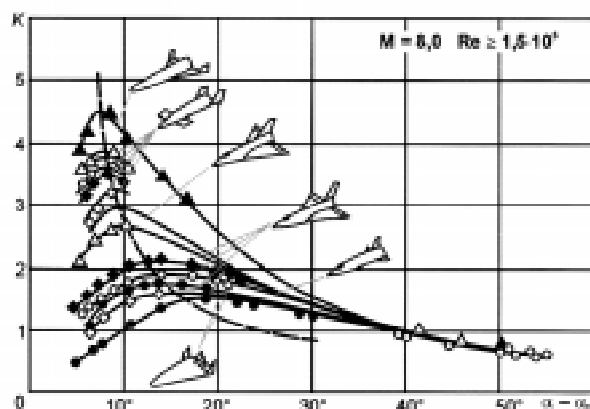
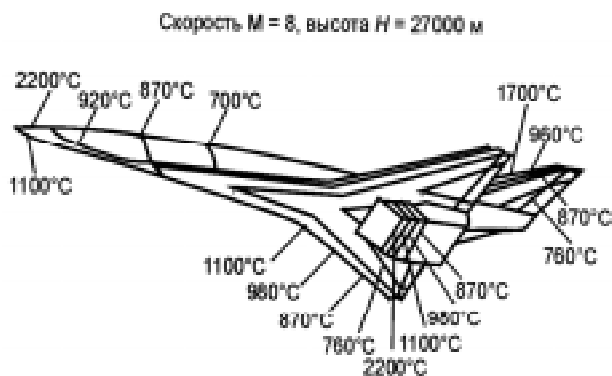
Рис. 22. Возможные K_{max} для $M = 8,0$ 

Рис. 23. Распределение температуры на поверхности гиперзвукового самолета при длительном полете

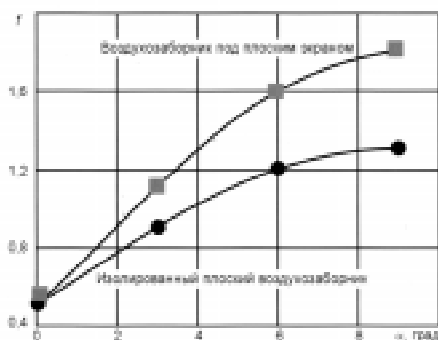
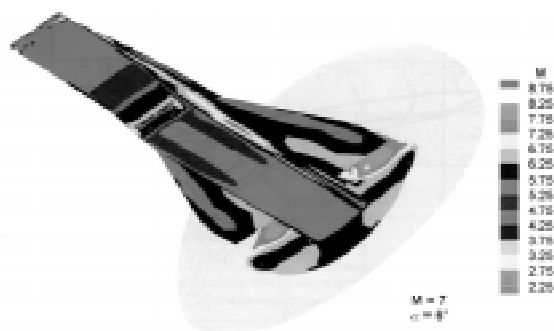


Рис. 24. Интеграция планера и силовой установки для гиперзвуковых летательных аппаратов

Высокий уровень нагрева, особенно кромок, указывает на сложность конструктивных решений по обеспечению охлаждения или теплозащиты этих элементов конструкции.

Исследование воздухозаборника с внешним торможением для гиперзвукового самолета, рассчитанного на $M = 6\div 7$, с комбинированным двигателем и учет взаимодействия двигательной установки с самолетом указывает на значительное влияние работы двигателя на распределение давления по поверхности самолета (см. рис. 24).

В связи с проработкой гиперзвукового самолета, рассчитанного на $M = 6\div 8$, в последние годы ЦАГИ проведен большой объем исследований аэродинамики двигательных установок и собственно процессов сверхзвукового горения, осуществляемого в различных условиях потока в камере сгорания. Исследовались различные формы воздухозаборников, каналов и камер сгорания при обтекании двигателя внешним сверхзвуковым потоком. С этой целью в ЦАГИ построена специальная установка Т-131 (см. рис. 25), где отработывались реальные образцы ГПВРД.

Рассматривались прямоточные двигатели, которые при $M = 3\div 5$ работают с дозвуковым

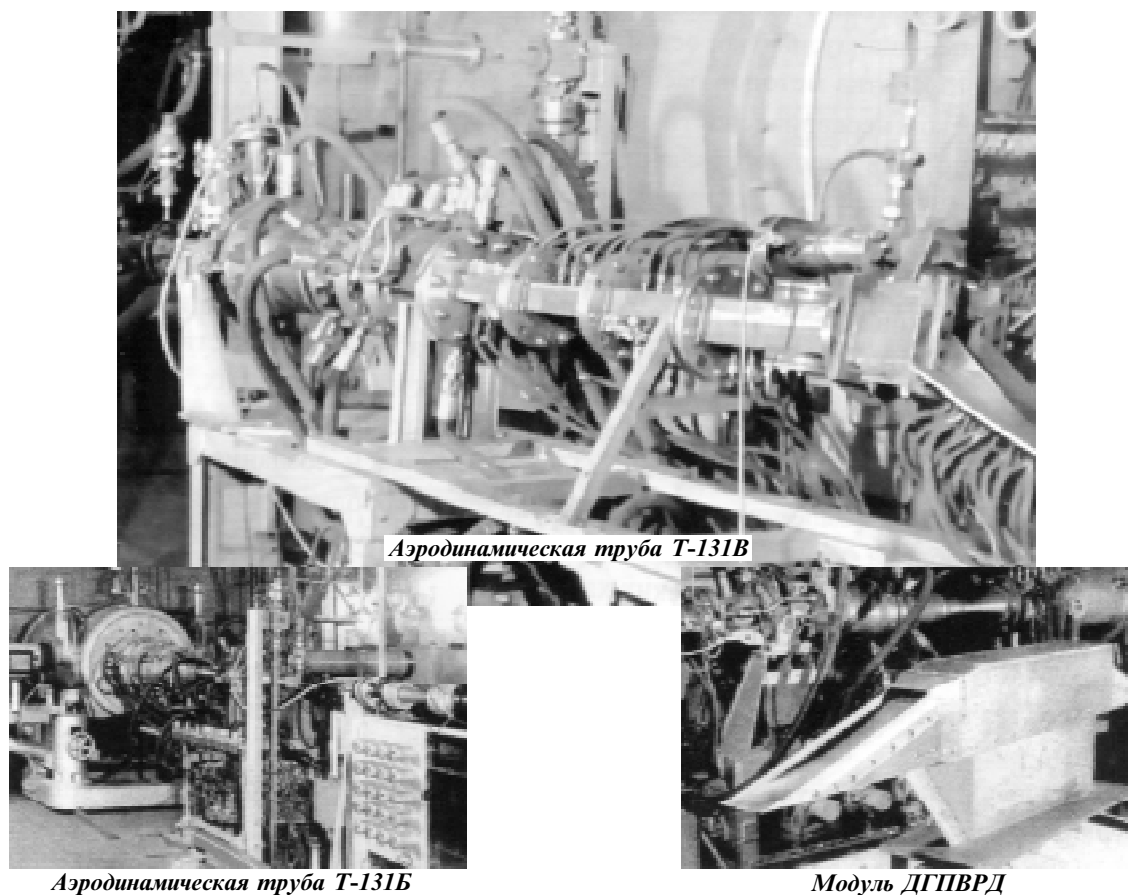


Рис. 25. Установка Т-131 для исследования сверхзвукового горения. Комплекс состоит из гиперзвуковых аэродинамических труб Т-131Б и Т-131В. Т-131Б — аэродинамическая труба кратковременного действия с рабочей частью вакуумного типа. Она оснащена 4-ступенчатым эжектором, газопламенным подогревателем и системой обогащения потока кислородом. АДТ обеспечивает прекрасное моделирование натурных условий.

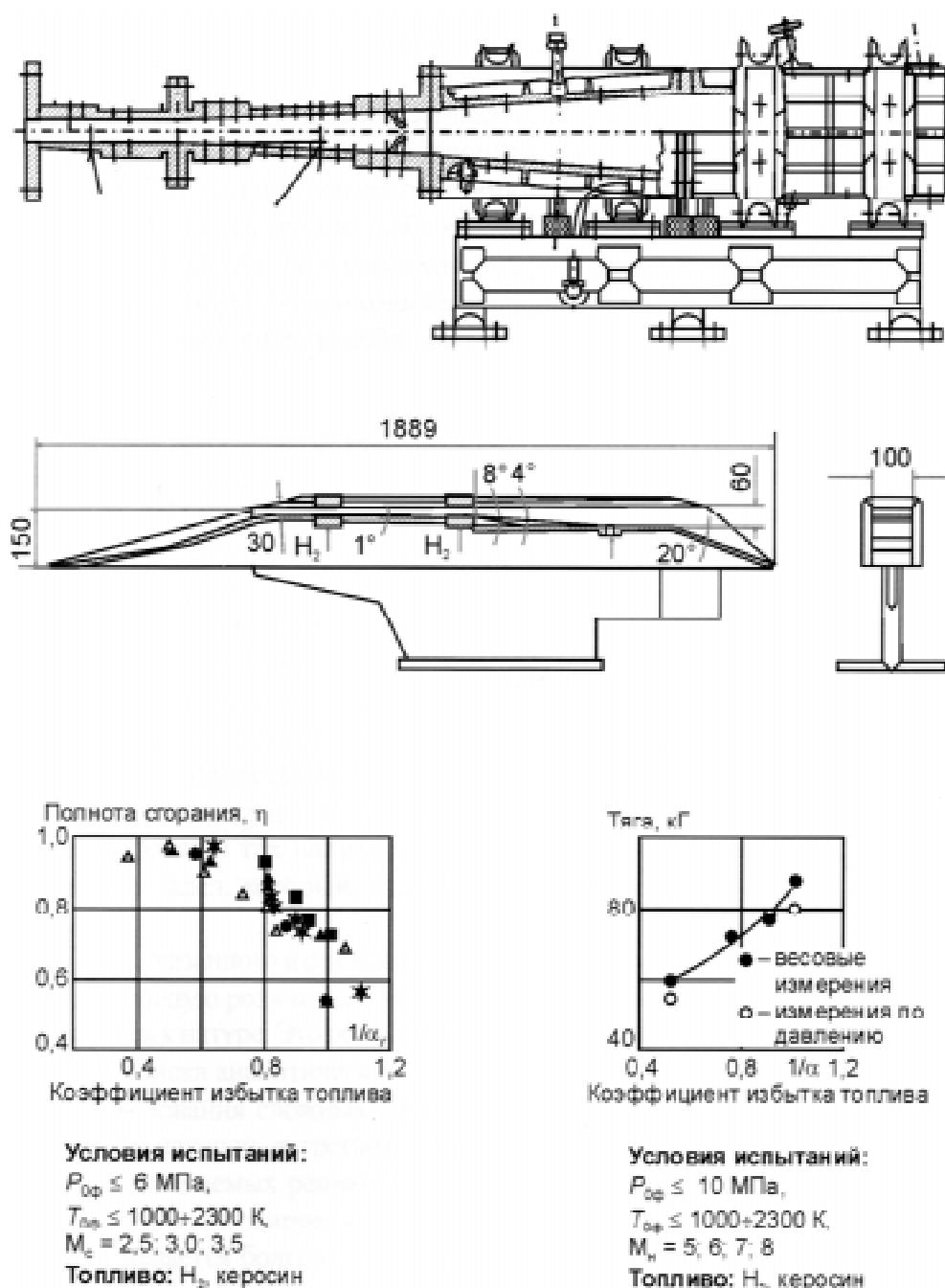


Рис. 26. Исследования двухрежимного ГПВРД

горением, а при $M \approx 6$ — со сверхзвуковым горением (см. рис. 26). Проточная часть такого ГПВРД сложнее и может потребовать регулирования, но такой двигатель позволяет обеспечить разгон летательного аппарата до максимальной скорости полета.

Создание методов расчета течений с конечными скоростями химических реакций и при наличии рекомбинации позволило рассчитать и оптимизировать форму реактивного сопла ГПВРД и определить потери тяги вследствие химической неравновесности течения. При большой высоте полета эти потери могут быть весьма значительными.

Для того чтобы перейти к разработкам кон-

кретных двигателей, необходимы дальнейшие исследования в следующих направлениях:

- создание надежных методов расчета параметров и характеристик двигателя с учетом пространственности, вязкости и химической неравновесности течения;
- оптимизация параметров двигателя для различных диапазонов скоростей полета;
- разработка легких охлаждаемых конструкций ГПВРД;
- разработка и испытания многорежимных воздухозаборников на различные диапазоны скоростей полета;
- разработка методов расчета сопел с учетом пространственности и химической неравно-



весности течения, пограничного слоя, охлаждения поверхности и внешнего течения;

— изучение тепловых потоков и способов теплозащиты или охлаждения стенок проточной части ГПВРД.

На пути создания гиперзвуковых летательных аппаратов имеется еще много конструктивных проблем. Одна из главных — создание криогенных баков приемлемого веса для размещения водородного топлива. Другая проблема — создание «горячих» конструкций.

Оценки летно-технических характеристик гиперзвукового самолета показали, что такой самолет будет разгоняться до $M = 6\div 8$ и снижаться на посадку суммарно по времени около 1 часа. Крейсерский полет на дальность 8000÷9000 км на высоте 30÷35 км составит около 60÷65 мин. Такой самолет в сравнении с баллистической ракетой может перевозить существенно больший груз.

За несколько прошедших десятилетий вопрос о создании такого типа самолета многократно поднимался, однако это требует крупных затрат.

В настоящее время во многих странах мира, включая Россию, ведутся исследования по созданию авиационно-космических систем для

выведения на орбиту полезных грузов.

Проведенные исследования показали, что можно значительно (почти на порядок) уменьшить стоимость выведения 1 кг полезного груза, используя горизонтальный самолетный старт с орбитальным самолетом, отделяющимся на промежуточных режимах. Двухступенчатая система с разделением на больших числах M (примерно $5\div 7$) является весьма эффективной. Однако ее создание требует больших капитальных вложений. Таким образом, авиационно-космические системы оказываются экономически выгодными лишь при большом количестве запусков на орбиту.

ЦАГИ продолжает фундаментальные исследования в этой области, а также ведет разработки таких компоновок по основным своим направлениям. В этих исследованиях, кроме экспериментальных работ, выявилась большая роль расчетных методов в области аэрогазодинамики. Полное моделирование работы ГПВРД, влияющего на обтекание всего самолета, практически исключено в аэродинамических трубах при числах $M = 7\div 8$. Это связано с невозможностью обеспечения всех определяющих критериев подобия.