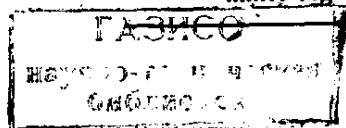


Август 1975 г.

XXXV год издания

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)



УДК 629.735.33(73)

ПРОЕКТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ, ИЗУЧАЕМЫЕ В США

Научно-технический прогресс подготовил базу для нового значительного шага в развитии авиации. Стало возможным, например, создание сверхзвуковых военных и гражданских самолетов на обычном углеводородном топливе, имеющих крейсерскую скорость, близкую к соответствующей числу $M=5$. Эта скорость обычно считается пределом для самолетов с большим сроком службы, использующих обычное топливо, поэтому значительный интерес в настоящее время вызывают перспективные самолеты, силовая установка которых будет работать на криогенном топливе. Жидкий водород со временем может стать привлекательным топливом не только для гиперзвуковых самолетов, но и альтернативным топливом для дозвуковых самолетов, что особенно важно в связи со значительным удорожанием нефти и ограничениями на использование обычного углеводородного топлива.

Исследования, выполненные в научно-исследовательском центре им. Лэнгли (NASA), показывают, что гиперзвуковой транспортный самолет, рассчитанный на скорость, соответствующую числу $M=6$, может поступить в эксплуатацию в 2000 г. в тот период, когда жидкий водород начнет широко использоваться в качестве топлива для промышленных силовых установок, на электростанциях и т. д. Такие самолеты за счет высокой теплотворной способности водорода имели бы большой относительный вес платной нагрузки и могли бы за короткое время покрывать расстояния в 11 000—13 000 км.

Большая тепловая энергия водорода делает перспективной разработку гиперзвуковых военных и гражданских летательных аппаратов с высокими летно-техническими характеристиками. Одним из таких проектов является, в частности, гиперзвуковой самолет-носитель для запуска космических летательных аппаратов, который благодаря воздушно-реактивной силовой установке обладал бы всеми преимуществами самолетной системы, имея весьма привлекательную стоимость эксплуатации. В этом плане заслуживает внимания и концепция одноступенчатого орбитального воздушно-космического аппарата. В конце текущего столетия можно ожидать создания сверхзвуковых и гиперзвуковых пассажирских самолетов, использующих в качестве топлива жидкий водород.

Создание каждой из перечисленных систем со-

пряжено с большими трудностями, связанными с высокой стоимостью исследований и разработки и значительным техническим риском.

Опыт прошлых программ в большинстве случаев не может быть непосредственно использован в новых программах. Например, экспериментальный самолет Норт Америкен Х-15 хотя и достигал больших чисел M , однако время его полета было очень мало и проблема нагрева была решена применением абляционного покрытия. Самолет YF-12, напротив, при большом времени полета имел недостаточную скорость для проведения исследования по перспективным самолетам и отличался обычной конструкцией из теплостойких материалов, тогда как новые поколения военных и гражданских самолетов будут иметь эксплуатационные скорости, соответствующие диапазону чисел $M=4,5-6$ (табл. 1).

В качестве эффективного средства уменьшения этих трудностей NASA и ВВС США предлагают постройку небольших экспериментальных самолетов, на которых можно будет проверить в реальных эксплуатационных условиях все новые концепции, заложенные в аэродинамические схемы, силовую установку, конструкцию планера и т. д. В настоящее время NASA и ВВС совместно с ведущими авиационно-космическими фирмами разрабатывают проекты подобных экспериментальных аппаратов. Фирма Макдоннелл-Дуглас и лаборатория динамики ВВС ведут исследования сразу по трем направлениям: самолет IGV (Incremental Growth Vehicle — аппарат с постепенным развитием), являющийся основой для создания вариантов с увеличенной скоростью полета, новыми силовыми установками, компонентами конструкции и т. д.; демонстрационный самолет TD (Technology Demonstrator), рассчитанный на число $M=3,5$ и предназначенный для отработки техники применительно к выполнению ряда конкретных заданий (например, перехвата); пилотируемые аппараты с несущим корпусом (развитие аппарата Х-24В, летные испытания которого намечено завершить к концу 1975 г.). Аппарат Х-24С, например, предполагается использовать в качестве летающего стенда, способного развивать скорость, соответствующую числу $M=6$, в течение 40 с.

Реализация проекта самолета IGV позволит значительно сократить время и средства на разра-

Таблица 1

Сравнение характеристик высокоскоростных современных и будущего самолетов

Самолет	X-15	YF-12/SR-71	Будущий самолет
Число М полета	8	3	5
Минимальная высота полета при данном числе М, км	30,5	24	23
Продолжительность полета, мин	3	90	100
Удельный тепловой поток, ккал/м ² ·с	980	79	400
Полное удельное количество тепла, ккал/м ²	17,7·10 ⁴	42,7·10 ⁴	240·10 ⁴
Материал конструкции	Инконель X	Титан	?
Конструктивно-силовая схема	Полумонокок	Полумонокок	?
Система теплозащиты	Абляция и теплоизоляция	Тепловзлучение и охлаждение топливом	?
Поверхность планера	Непрерывная	Относительно непрерывная	С зазорами (соединения, допускающие температурные деформации конструкции)
Форма крыла в плане	Прямое крыло	Треугольное крыло	Треугольное крыло
Двигатель	ЖРД	ТРД	?
Топливо	O ₂ +NH ₃	Керосин	?

ботку перспективных высокоскоростных аппаратов (фиг. 1).

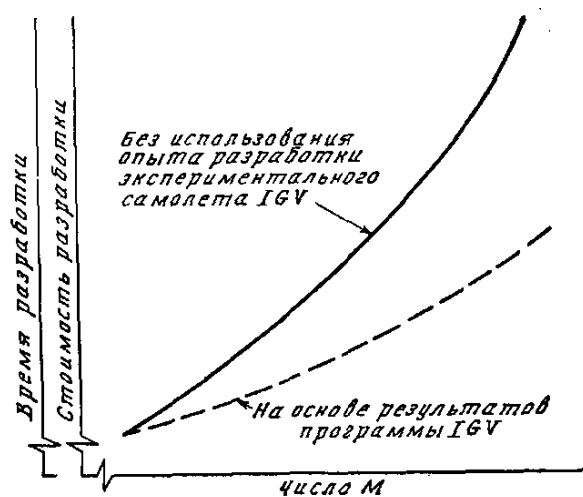
В научно-исследовательском центре (НИЦ) им. Лэнгли (NASA) разработан проект высокоскоростного экспериментального самолета HSRA (High-Speed Research Airplane). Целью программы является постройка и проведение в 1980-х годах летных испытаний экспериментального самолета. Результаты этой программы также могут быть использованы при создании военных и гражданских самолетов будущего (фиг. 2), в частности перспективного истребителя-перехватчика, рассчитанного на число М=6 и исследуемого фирмой Макдоннелл-Дуглас (фиг. 3 и 4). Целью этой программы является постройка и проведение в 1980-х годах летных испытаний экспериментального самолета.

Фирма Рокуэлл также разработала проект гиперзвукового экспериментального самолета HRA

(Hypersonic Research Airplane). Указанные экспериментальные самолеты позволяют в эксплуатационных условиях исследовать многие проблемы конструкции и конструкционных материалов, гиперзвуковых ВРД, аэро- и термодинамики, систем навигации, сброса грузов при полете с гиперзвуковой скоростью и т. д.



Фиг. 2. Возможные разработки на основе экспериментального самолета HSRA



Фиг. 1. Тенденции роста затрат на разработку новых самолетов

ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМУ ГИПЕРЗВУКОВОМУ САМОЛЕТУ

Представляется очевидным появление в будущем военных и гражданских самолетов, имеющих скорости, превышающие соответствующую числу М=3. Многочисленные исследования, выполненные в 1960-х годах, выявили ряд привлекательных особенностей таких самолетов. Однако значительный риск, связанный с необходимостью применения непроверенных на практике технических новинок, препятствовал разработке натурного аппарата. В современной обстановке, когда внимание проектировщиков сконцентрировано в основном на решении текущих проблем, невозможно утверждать, что разработка конкретного гиперзвукового самолета будет оправдана. Так же как появление широкофюзеляжных самолетов трудно было предвидеть 20 лет назад, в настоящее время невозможно сделать точный прогноз на 20 лет вперед относительно характеристик будущих самолетов. Возможности современной техники огромны и в авиации

всегда находят применение все технические новинки, однако трудности разработки гиперзвуковых самолетов настолько велики, что интервал между началом исследований и практической эксплуатацией таких самолетов должен быть значительным.

Все указанные проекты предусматривают создание многоцелевого экспериментального гиперзвукового самолета, испытания которого обеспечат базу для разработки различных самолетов будущего, которые можно разделить на две группы. Первая группа — военные самолеты, рассчитанные на



Фиг. 3. Модель истребителя фирмы Макдоннелл-Дуглас в аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда, вид сбоку — сверху

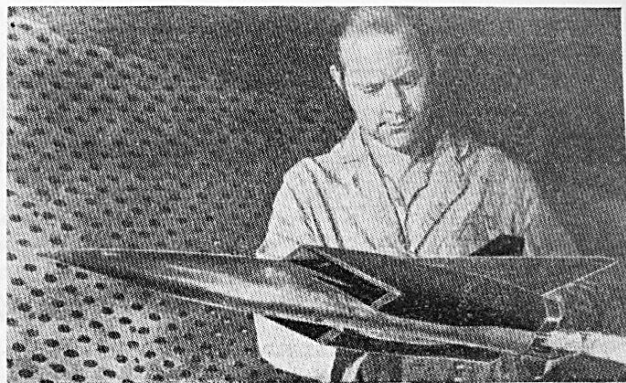
эксплуатацию в диапазоне скоростей, соответствующих числам $M = 3-5$. Эти самолеты могут использовать обычное углеводородное топливо, однако необходимы дальнейшие усовершенствования существующих силовых установок и конструкции, работающей при высоких температурах. Вторая группа — самолеты, рассчитанные на скорости полета, превышающие соответствующую числу $M = 6$. Для этих самолетов потребуются криогенные топлива и новые типы силовых установок, а также новые типы конструкции и конструкционные материалы.

Совершенно очевидно, что один экспериментальный самолет не может удовлетворить всем требованиям к летным испытаниям, которые должны подготовить базу для разработки самолетов будущего.

В настоящее время создание уменьшенной экспериментальной модели перспективного самолета неоправдано, поскольку требования к таким самолетам пока невозможно четко сформулировать. Разработка экспериментального самолета будет оправдана, если он позволит испытать в полете усовершенствованные системы, присущие всем или многим из самолетов будущего.

Экспериментальный самолет должен имитировать условия полета будущих военных и гражданских самолетов с ВРД, рассчитанных на крейсерский полет в диапазоне чисел $M = 3-10$. Эти самолеты будут иметь перегрузки и рабочие высоты, значительно меньшие, чем у гиперзвуковых возвращаемых космических аппаратов. Область летных режимов экспериментального самолета должна обеспечивать скоростной напор в пределах 2450—7300 кгс/м² и скорости полета вплоть до соответствующей числу $M = 10$.

Одним из главных требований, предъявляемых к экспериментальному самолету, является возмож-



Фиг. 4. Модель истребителя фирмы Макдоннелл-Дуглас, вид сбоку — снизу

ность проведения летных испытаний ПВРД со сверхзвуковым горением. Эксперименты при числе $M \approx 10$ позволят получить ценные результаты, справедливые и для больших скоростей. Если возникнет необходимость летных испытаний, например, при числе $M = 12$, экспериментальный самолет может быть модифицирован в соответствии с новыми требованиями.

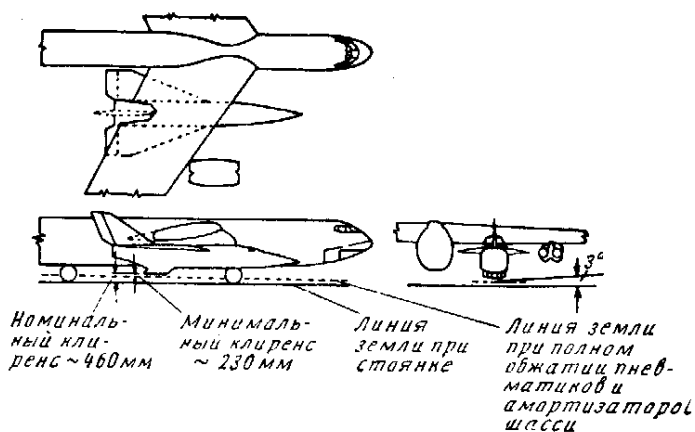
Разнообразие будущих гиперзвуковых авиационных систем не позволит смоделировать все условия их эксплуатации. Однако всегда существуют определенные критические вопросы, без решения которых нельзя приступить к разработке полномасштабного самолета. Окончательное решение этих вопросов, в свою очередь, требует летной проверки тех или иных технических концепций. Например, для получения удовлетворительных летных характеристик при достаточном сроке службы планера как самолетов, использующих в качестве топлива жидкий водород, так и самолетов, работающих на керосине, необходима проверка в реальных условиях новых конструкционных материалов и новых схем конструкции. Оба типа самолетов нуждаются в летной проверке своих ВРД и совместности планера и силовой установки. Кроме того, использование жидкого водорода требует разработки и испытаний надежных обладающих большим ресурсом криогенных топливных баков, надежной теплоизоляции и вспомогательных систем, а также накопления опыта эксплуатации таких самолетов.

Основные требования к многоцелевому экспериментальному самолету можно сформулировать следующим образом:

1. Конфигурация самолета должна обеспечивать установку экспериментальных ПВРД со сверхзвуковым горением, обладающих достаточной крейсерской полетной тягой. ПВРД необходимо объединить с самолетом, т. е. нижняя поверхность передней и задней части фюзеляжа должна проектироваться с учетом установки ПВРД этого типа.

2. Необходимо предусмотреть возможность проведения испытаний полномасштабных ПВРД и комбинированных двигателей (ТРД + ПВРД).

3. Система теплозащиты должна быть съемной, позволяющей устанавливать на любой части самолета новую, более совершенную теплоизоляцию и выполнять модификации внешних контуров частей самолета без изменения силовой конструкции.



Фиг. 5. Ограничения размеров и веса самолета HSRA, связанные с его подвеской под крылом самолета B-52

4. Для проведения летных испытаний крупномасштабных частей конструкции и баков для жидкого водорода (объединенных и несоединенных с конструкцией самолета) должны быть предусмотрены съемные секции фюзеляжа. Необходимо также предусмотреть объемы для размещения полезной нагрузки, необходимой для проведения различных летных экспериментов.

5. Для оценки аэродинамических характеристик и конструкции крыла в летных экспериментах крыло и его носки должны быть съемными.

С помощью экспериментального самолета могут решаться и задачи меньшего масштаба. Сюда следует отнести такие эксперименты, как замеры точки перехода пограничного слоя, испытания панелей системы теплозащиты, исследования усовершенствованных воздухозаборников и т. д. Многие из этих экспериментов можно было бы провести на самолетах, специально спроектированных для решения задач подобного типа, однако экономическая целесообразность такого подхода весьма сомнительна.

Ввиду разнообразия требований к летным экспериментам и необходимости снижения стоимости экспериментального самолета было решено, что все «перспективные» компоненты самолета должны рассматриваться только как объекты летных экспериментов. Самолет же в целом должен быть разработан на базе современной техники.

Предполагается использование существующих бортовых систем; применение в качестве основной силовой установки существующих ЖРД; старт с самолета-носителя и подвеска сбрасываемых топливных баков (что позволит уменьшить размеры экспериментального самолета).

Использование существующих ЖРД в качестве основной силовой установки самолета имеет ряд преимуществ. Такой подход, например, гарантирует достижение основных летных характеристик самолета (в частности, максимальных скоростей полета), так как в данном случае они будут лимитироваться лишь необходимым запасом ракетного топлива. Имеется несколько ЖРД (XLR-99, RL-10, YLR-81 и др.), которые требуют лишь незначительной доработки для установки их на экспериментальном самолете.

Размеры и вес экспериментального летательного аппарата в большой степени определяются мак-

симальным числом M и временем крейсерского полета, а также числом M и высотой старта аппарата. Стартовый вес летательного аппарата может быть значительно снижен, если вместо обычного взлета выполнять старт даже с дозвукового самолета-носителя. В данном исследовании в качестве стартовой платформы рассматривался самолет Боинг B-52. Самолет B-52 успешно использовался в программах экспериментального самолета X-15 и в запусках аппаратов с несущим корпусом. Если усилить крыло самолета B-52 и поставить соответствующий пилон, то можно обеспечить запуск экспериментального самолета с максимальным стартовым весом свыше 45 000 кгс. Старт можно осуществлять на высоте ~11 км при скорости, соответствующей числу $M=0,8$.

Целесообразность использования сбрасываемых топливных баков для улучшения летных характеристик летательных аппаратов с ракетным двигателем широко известна (она еще раз была подтверждена в программах самолета X-15 и космического челночного аппарата). В данной работе с целью снижения размеров и веса экспериментального самолета предусматривается достижение максимальной скорости, соответствующей числу $M=8$, за счет внутреннего топлива и числу $M=10$, с использованием сбрасываемых баков.

В общих чертах основные направления в исследовании проекта гиперзвукового экспериментального самолета можно сформулировать следующим образом.

1. Максимальная гибкость:

проведение экспериментов, необходимых для разработки самолетов, рассчитанных на число $M=3-5$ и использование обычного топлива;

проведение экспериментов, необходимых для разработки самолетов, рассчитанных на число $M=3-12$ и использование в качестве топлива жидкого водорода;

способность транспортировать полезную нагрузку различного вида.

2. Минимальные стоимость и технический риск:

конструкция и обслуживание самолета, отвечающие современному уровню авиационной техники;

старт с самолета B-52;

использование ЖРД в качестве основной силовой установки.

САМОЛЕТ HSRA (НИЦ им. ЛЕНГЛИ, NASA)

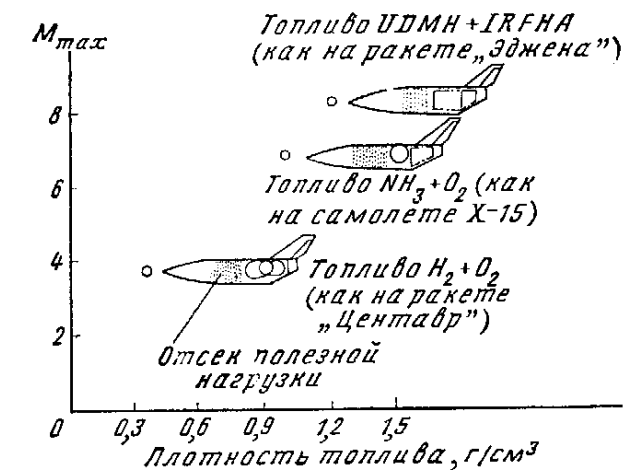
Использование самолета Боинг B-52 в качестве носителя экспериментального самолета HSRA (фиг. 5) накладывает на габариты и вес следующие ограничения: размах крыла ~7 м, высота фюзеляжа ~2,7 м, максимальный взлетный вес ~50 тс.

Самолет предназначен для проведения натурных летных испытаний силовых установок и крупных частей конструкции для будущих гиперзвуковых самолетов. Фиг. 6 иллюстрирует зависимость максимального числа M от типа силовой установки.

Схема самолета HSRA показана на фиг. 7. При обычном (горизонтальном) взлете самолет может достигнуть числа $M=4,1$, при старте с самолета-носителя — $M=8,4$, при использовании дополнительных топливных баков $M=10,5$.

Основной силовой установкой является ракетный двигатель. Летчик, все оборудование, не связанное с экспериментами, и бортовые системы располагаются в передней части фюзеляжа. Большой отсек для транспортировки оборудования и объектов эксперимента находится позади кабины летчика. Задняя часть фюзеляжа содержит баки для ракетного топлива, отсеки основных стоек шасси и пять ЖРД YLR-81. Полная длина самолета равна ~18,3 м. Треугольное крыло с размахом около 7 м и углом стреловидности по передней кромке 70° крепится к верхней части фюзеляжа и может легко заменяться. Вертикальное оперение состоит из одного киля.

Нижняя поверхность крыла плоская. Для управления по каналу тангажа и крена служат элевоны, расположенные по всему размаху крыла. Крыло имеет отрицательный угол установки, равный 4°. Это позволяет увеличить углы атаки фюзеляжа при гиперзвуковых скоростях и повысить предварительное сжатие потока в воздухозаборнике экспериментальных ПВРД со сверхзвуковым горением и несмотря на ограниченные размеры этих двигателей обеспечить тягу, необходимую для крейсерского полета при числе $M=10$.



Фиг. 6. Влияние плотности ракетного топлива (в жидком состоянии) на максимальное число M полета самолета HSRA. Длина самолета 17,06 м; объем кабины летчика, оборудования и отсека полезной нагрузки 24,6 м³.

Форма поперечных сечений фюзеляжа специально выбиралась из условий получения необходимых условий на входе в воздухозаборник экспериментальных силовых установок как устанавливаемых на нижней поверхности фюзеляжа, так и подвешиваемых под крылом самолета. Контуры хвостовой части фюзеляжа позволяют ей выполнять роль выхлопного сопла ПВРД со сверхзвуковым горением и несмотря на ограниченные размеры этих двигателей обеспечить тягу, необходимую для крейсерского полета при числе $M=10$.

Форма поперечных сечений фюзеляжа специально выбиралась для получения необходимых условий на входе в воздухозаборник экспериментальных силовых установок как закрепляемых на нижней поверхности фюзеляжа, так и подвешиваемых под крылом самолета. Контуры хвостовой части фюзеляжа позволяют использовать ее в роли выхлопного сопла ПВРД со сверхзвуковым горением.

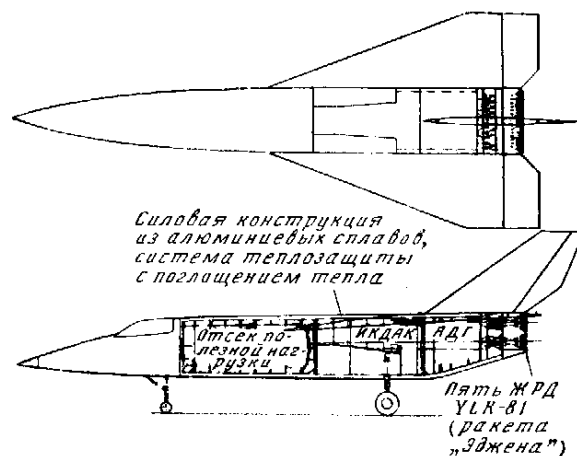
Размеры вертикального оперения определялись необходимостью обеспечения путевой устойчивости самолета по всей траектории полета и его подвеской под крылом самолета B-52. Для подвески экспериментального самолета на пусковом пилоне под крылом самолета-носителя в хвостовой части крыла этого самолета должен быть сделан соответствующий вырез. Расщепляющийся руль направления может использоваться для улучшения путевой устойчивости самолета на больших скоростях или служить воздушным тормозом.

Силовая конструкция самолета. Анализ стоимости самолета показывает, что затраты на его разработку значительно возрастают при усложнении конструкции и использовании в качестве конструкционного материала высокотемпературных сплавов. Поэтому была выбрана силовая конструкция из обычных алюминиевых сплавов, как наиболее полно удовлетворяющая основным требованиям концепции экспериментального самолета с низкой стоимостью.

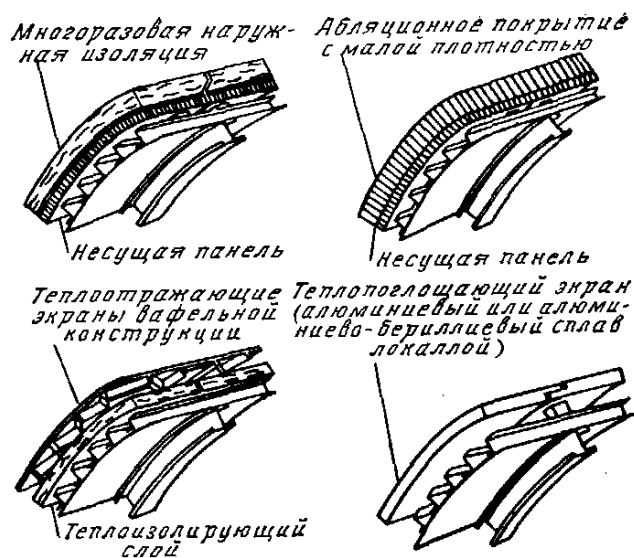
Вся передняя часть фюзеляжа (до топливных баков) представляет собой обычную стрингерную конструкцию. Обшивка соединяется со стрингерным набором посредством клепки. Для некоторого упрощения конструкции и повышения ее эффективности было принято наружное расположение стрингеров Z-образного сечения. Однако возможно применение и внутренних (по отношению к обшивке) стрингеров.

Конструкция крыла также является обычной, ее основными силовыми элементами являются обшивка, подкрепленная Z-образными стрингерами, фрезерованные или клепанные нервюры и лонжероны. Так же как и на фюзеляже, стрингерный набор крыла расположен с наружной стороны. Узлы крепления крыла к фюзеляжу имеются на каждом лонжероне, интервал которых совпадает с шагом шпангоутов. Все узлы крепления на лонжеронах и шпангоутах соединяются с помощью стыковых болтов, расположенных параллельно нижней плоской поверхности крыла. Для данного самолета была выбрана горячая (неохлаждаемая) конструкция

Схема основного варианта экспериментального самолета HSRA. При взлете с земли $M_{\max}=4,1$, при старте с самолета B-52 $M_{\max}=8,4$, при использовании дополнительных сбрасываемых топливных баков $M_{\max}=10,5$ (ИКАК — ингибированная красная дымящая азотная кислота, АДГ — асимметричный диметилгидразин).



Фиг. 7. Схема основного варианта экспериментального самолета HSRA. При взлете с земли $M_{\max}=4,1$, при старте с самолета B-52 $M_{\max}=8,4$, при использовании дополнительных сбрасываемых топливных баков $M_{\max}=10,5$ (ИКАК — ингибированная красная дымящая азотная кислота, АДГ — асимметричный диметилгидразин).



Фиг. 8. Возможные системы теплозащиты для экспериментального самолета HSRA

крыла, поэтому узлы крепления имеют важную конструктивную особенность — они обеспечивают возможность свободного скольжения верхних и нижних проушин по стыковым болтам при температурном расширении. Функцию балок центроплана крыла выполняют верхние секции пиангоутов фюзеляжа.

Конструкция топливных баков относительно проста и выполнена на уровне, соответствующем современным топливным системам. В целях увеличения запаса топлива для самолета с ограниченными объемами были выбраны топливные баки-отсеки, объединенные с конструкцией фюзеляжа. Сварные алюминиевые баки подкреплены наружным стрингерным набором и имеют работающие на растяжение элементы мембранного типа. Такая конструкция позволяет снизить нагрузки от внутреннего давления. Для выбранного ракетного топлива требуется абсолютное эксплуатационное давление в баках примерно $0,2 \text{ кгс/см}^2$. В конструкции баков используются плоские перегородки, в которых имеются специальные люки для технического осмотра баков. Для увеличения надежности топливной системы замыкающая перегородка в баках между компонентами самовоспламеняющегося ракетного топлива выполнена с двойной стенкой. В баках горючего и окислителя помещается дополнительная перегородка, которая, разделив бак на два отсека, предотвращает плескание компонентов топлива и, таким образом, препятствует смещению ц. т. самолета при работе ЖРД в крейсерском полете. Эти дополнительные отсеки могут использоваться также для размещения керосина на вариантах экспериментального самолета, предназначенных для проведения летных исследований в диапазоне скоростей, соответствующих числу $M = 3-5$.

Система теплозащиты. Выбор для экспериментального самолета HSRA силовой конструкции, выполненной полностью из алюминиевых сплавов, потребовал разработки высоконадежной системы теплозащиты, причем стоимость этой системы не должна сводить к нулю экономические преимущества, полученные от использования алюминиевой конструкции. Наиболее вероятными системами тепло-

защиты являются (фиг. 8): вариант наружного теплоизолирующего покрытия, разработанного для многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА); абляционное покрытие; теплоизлучающее покрытие (неоптимальное в весовом отношении) и покрытие с поглощением тепла. Каждая из перечисленных систем имеет свои преимущества и недостатки. Абляционное покрытие, например, можно использовать при наименьших начальных затратах, однако необходимость обновления покрытия после каждого полета будет приводить к увеличению полной стоимости программы экспериментального самолета.

Наружная изоляция многоразового использования представляется привлекательной, но ее пригодность для работы в условиях больших скоростных напоров, при которых будет летать экспериментальный самолет, еще необходимо подтвердить.

Теплоизлучающие системы также возможны, однако необходимость герметичной изоляции стыков между отдельными экранами (чтобы воспрепятствовать просачиванию нагретого пограничного слоя) и разработка изоляционного покрытия, способного выдерживать высокие температуры, привели бы к чрезмерной стоимости разработки такой системы.

Принцип поглощения тепла заслуживает большого внимания. Этот подход к решению вопросов теплозащиты конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов был исследован при разработке многоразового воздушно-космического аппарата (МВКА). Исследования показали, что использование алюминиевого теплопоглощающего покрытия на стартовых РДТТ является достаточно экономичным решением. Вместо разработки теплопоглощающей силовой конструкции (такая концепция была использована на самолете X-15) для экспериментального самолета предложены теплопоглощающие экраны как наиболее эффективный и универсальный метод создания системы теплозащиты с малой стоимостью при малом техническом риске. Как показано на фиг. 9, экраны из сплава локаллой, обладающие большой теплоемкостью, крепятся к алюминиевой силовой конструкции самолета с помощью титановых стоек низкой теплопроводности. Края экранов стыкуются с помощью соединений, обеспечивающих необходимые смещения при температурном расширении экранов. Так как максимальная эксплуатационная температура теплопоглощающих экранов из сплава локаллой достигает $\sim 315^\circ \text{C}$, то стыковые соединения экранов снабжаются тefлоновой герметизацией. Такое крепление экранов имеет несколько преимуществ. На первых образцах экспериментального самолета с одинаковой силовой конструкцией может быть использована каждая из упомянутых выше систем теплозащиты, если дальнейшие исследования покажут целесообразность их применения. Для исследовательских целей теплопоглощающие экраны на любой части самолета HSRA могут заменяться более совершенными системами теплозащиты, а если понадобится, то такую замену можно сделать и на всей поверхности самолета. Кроме того, наружные обводы самолета могут быть изменены путем вариации длины стоек, поддерживающих теплопоглощающие экраны. Этот метод можно использовать, например, для изменения геометрии передней части фюзеляжа с целью

улучшения характеристик потока перед воздухозаборниками экспериментальных силовых установок, а также для изменения формы наружного сопла ПВРД со сверхзвуковым горением за счет изменения задних обводов фюзеляжа.

Система теплозащиты с поглощением тепла, естественно, имеет и свои недостатки. Главными из них являются: большой вес системы, ограниченное время крейсерского полета и требования минимизации полных тепловых нагрузок при снижении самолета путем выполнения маневра, требующего большой подъемной силы и большого лобового сопротивления.

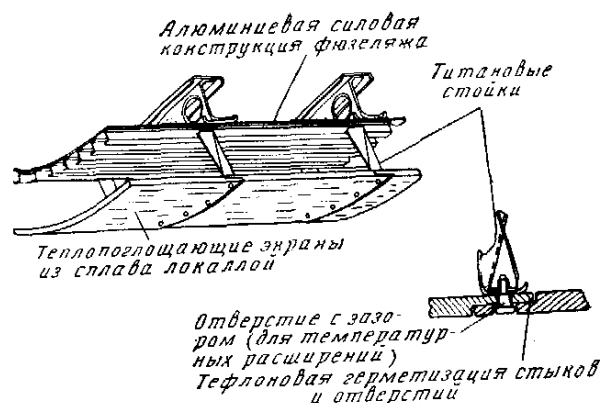
Вес теплопоглощающей системы теплозащиты, необходимый для выполнения самолетом HSRA крейсерского полета в течение 90 с при числе $M=10$ и скоростном напоре 2500 кгс/м^2 , равен 3200 кгс . Это означает, что данная система приблизительно на 50% тяжелее более совершенных систем теплозащиты. Время крейсерского полета при числе $M=4,5$ увеличивается до $\sim 600 \text{ с}$. Этот диапазон скоростей представляет большой интерес для самолетов, работающих на углеводородном топливе.

Несмотря на указанные ограничения, самолет HSRA с такой системой теплозащиты обеспечивает проведение исследований силовых установок и конструкции в диапазоне чисел $M=3-10$. Компромиссные значения веса, летных характеристик и стоимости гиперзвукового экспериментального самолета значительно отличаются от аналогичных зависимостей для эксплуатируемых в настоящее время самолетов, и в целях снижения стоимости разработки такие компромиссы вполне приемлемы.

Бериллиевые теплопоглощающие экраны являются более эффективной системой теплозащиты экспериментального самолета. Использование бериллиевых экранов в принципе допускает более высокую эксплуатационную температуру ($\sim 540^\circ\text{C}$), что в совокупности с большей теплоемкостью бериллия даст возможность увеличить время крейсерского полета либо максимальную скорость полета. Эта система конструктивно сложнее, чем система, в которой используются экраны из сплава локаллой, так как бериллий значительно труднее обрабатывается и, кроме того, в этом случае необходима высокотемпературная герметизация вокруг экранов и мощный изоляционный слой под экранами для защиты алюминиевой силовой конструкции самолета. Поэтому для окончательного выбора материала теплопоглощающих экранов необходимы дальнейшие исследования.

Возможности летного эксперимента. Экспериментальный самолет HSRA должен обеспечить летные испытания элементов конструкции и силовых установок будущих самолетов. Для успешного выполнения требуемого комплекса экспериментов, объекты, предназначенные для летных испытаний, должны быть съёмными.

Возможности самолета HSRA показаны на фиг. 10. Крейсерские характеристики самолета приведены для варианта, оборудованного экспериментальным ПВРД со сверхзвуковым горением. Как видно из графиков, экспериментальный самолет будет иметь высокие летные характеристики даже с ракетной силовой установкой. При использовании внутреннего топлива может быть достиг-



Фиг. 9. Конструкция системы теплозащиты с теплопоглощающими экранами на самолете HSRA

нута скорость полета, соответствующая числу $M=8$ и числу $M=10$ при установке дополнительных сбрасываемых топливных баков. Время крейсерского (установившегося) полета с работающим ЖРД при скорости, соответствующей числу $M=5$, равно примерно 5 мин. Эквивалентное время может быть получено в полете с числом $M=8$ при использовании сбрасываемых топливных баков. Время крейсерского полета в определенных условиях ограничивается системой теплозащиты самолета. При скоростном напоре 2450 кгс/м^2 эти ограничения практически не сказываются даже для системы с теплопоглощающими экранами из сплава локаллой. Однако при скоростном напоре 7350 кгс/м^2 для полной реализации потенциальных возможностей, обеспечиваемых дополнительными топливными баками, необходима система теплозащиты с бериллиевыми экранами.

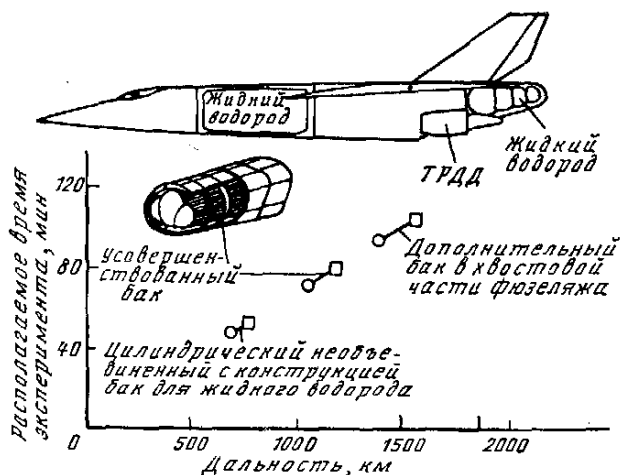
При разработке будущих гиперзвуковых самолетов основные проблемы, требующие проведения летных испытаний, будут связаны с конструкцией и силовой установкой. Экспериментальный самолет HSRA обладает достаточными возможностями для выполнения подобных экспериментов.

Все будущие исследования можно разделить на отдельные группы по типам силовой установки, используемого топлива и конструкции:

1. Топливо — жидкий водород, баки-отсеки для жидкого водорода (объединенные с конструкцией фюзеляжа) и ТРДД.



Фиг. 10. Зависимость времени крейсерского полета самолета HSRA от числа M полета (вес полезной нагрузки 680 кгс)



Вес системы теплозащиты: ○ — 3180 кгс — теплопоглощающие экраны из сплава локаллой; □ — 1810 кгс — теплопоглощающие экраны из алюминия. Фиг. 11. Вариант экспериментального самолета HSRA для испытаний топливной системы и ТРДД, работающих на жидком водороде

2. Топливо — жидкий водород, активно охлаждаемая конструкция отсека полезной нагрузки и экспериментальные ПВРД со сверхзвуковым горением.

3. Топливо — керосин, горячая конструкция отсека полезной нагрузки и экспериментальный ПВРД.

4. Топливо — керосин, теплоотражающие экраны, система теплоизоляции на всей поверхности самолета и экспериментальные комбинированные двигатели (ТРД + ПВРД).

Следует заметить, что каждая группа экспериментов может проводиться независимо друг от друга, возможны также и другие комбинации отдельных экспериментов. Например, система теплоизоляции и теплоотражающие экраны могли бы испытываться совместно с баком-отсеком для жидкого водорода в диапазоне скоростей, соответствующих числам $M = 3-10$. Далее, типовые экспериментальные компоненты конструкции и двигателей могут устанавливаться на каждом из четырех вариантов экспериментального самолета HSRA.

Испытания I группы будут проводиться при дозвуковых скоростях.

Жидкий водород является потенциальным топливом для самолетов всех типов. К основным преимуществам самолетов на жидком водороде относятся: сравнительно небольшой взлетный вес, малое загрязнение окружающей среды, большой относительный вес полезной нагрузки, способность совершать полеты на большие расстояния с большой скоростью. Однако несмотря на указанные преимущества, до сих пор не были разработаны топливные баки для жидкого водорода с длительным сроком службы, а также системы их теплоизоляции и вентиляции (продувки). Более того, в настоящее время еще не известно, можно ли полностью реализовать потенциальные преимущества нецилиндрических и/или объединенных с конструкцией криогенных баков.

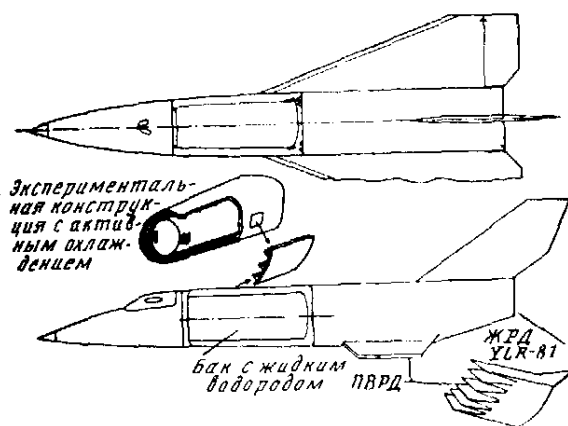
Требования к летным испытаниям усовершенствованных топливных систем для жидкого водорода окончательно будут сформулированы лишь при более детальной разработке этих систем. Возможность использования экспериментального самолета

HSRA в качестве летающего стенда для испытаний дозвуковых ТРДД, работающих на жидком водороде, иллюстрируется фиг. 11. В этом варианте с самолета сняты все пять ЖРД YLR-81, и для уменьшения донного сопротивления установлен хвостовой обтекатель. Основной силовой установкой являются два модифицированных для использования жидкого водорода ТРДД, которые крепятся к тому же шпангоуту, несущему основные стойки шасси (этот усиленный шпангоут служит также базой крепления ПВРД со сверхзвуковым горением). Каждый двухконтурный двигатель развивает статическую тягу порядка 2500 кгс, что позволит получить взлетную тяговооруженность самолета 0,5 (в данном варианте экспериментальный самолет будет выполнять обычные взлет и посадку).

Время испытаний в каждом полете является функцией располагаемого запаса жидкого водорода и веса системы теплозащиты. Рассмотрено два типа системы теплозащиты — с теплопоглощающими экранами из сплава локаллой и с теплопоглощающими экранами из алюминия. Первая система, рассчитанная на использование в экспериментах с высокими скоростями, весит ~3200 кгс. Вес второй системы равен ~1800 кгс. При использовании усовершенствованного нецилиндрического бака для жидкого водорода, расположенного в отсеке полезной нагрузки, время полета будет более 1 ч. Установка дополнительного бака в хвостовом обтекателе позволила бы увеличить время полета почти до 2 ч.

Основная цель данного варианта экспериментального самолета — испытать в полете легкие, рассчитанные на длительный срок службы баки для жидкого водорода совместно с системой криогенной изоляции и небольшой по весу системой продувки для создания инертных условий вокруг бака. Конструкция самолета HSRA в облегченном виде (без тяжелого ракетного топлива) способна выдерживать весьма большие перегрузки, поэтому в полете можно создавать нагрузки на стенки топливных баков, эквивалентные нагрузкам в более крупных баках, которые потребуются для будущих самолетов. Такие элементы топливной системы, как клапаны, насосы, регуляторы подачи топлива и др., также будут полностью проверены в реальных полетных условиях. Не менее важным, вероятно, был бы и опыт эксплуатации подобных самолетов, накопленный в длительной программе летных испытаний. За это время можно было бы отработать технику заправки жидким водородом, выбрать наиболее рациональные методы проверки и технического осмотра топливной системы, определить требуемую частоту технического осмотра и, наконец, установить полное время, необходимое для разгрузки, загрузки и подготовки к полету транспортного самолета на жидком водороде.

Водород имеет репутацию крайне опасного топлива, поэтому демонстрация реального самолета на жидком водороде является еще одним весьма существенным аспектом этой программы. Высокая надежность, продемонстрированная в космических программах, показала, что водород можно использовать без особого риска, а по мнению многих специалистов, водород при соответствующем с ним обращении является не более опасным, чем бензин



Фиг. 12. Вариант экспериментального самолета HSRA для испытаний ПВРД со сверхзвуковым горением, работающих на жидком водороде

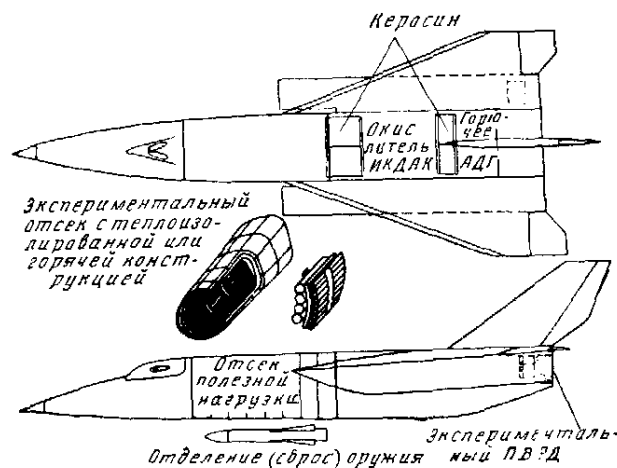
или природный газ. Тем не менее потребуются целая программа демонстрационных полетов, чтобы опровергнуть предвзятое мнение общественности в отношении водорода. Экспериментальный самолет HSRA мог бы стать важнейшим средством в доказательстве эффективности, экономичности и безопасности жидкого водорода как топлива будущего.

Испытания II группы должны проводиться при числах M в диапазоне от 5 до 10.

При полетных числах $M > 6$ ПВРД со сверхзвуковым горением («Скэрэмджет»), работающих на жидком водороде, имеет наилучшие характеристики в отношении удельного импульса и условий охлаждения. Однако возможность летных испытаний этих двигателей при числах $M > 5$ крайне ограничена, а при числах $M > 7$ практически отсутствует. Экспериментальный самолет HSRA способен восполнить этот пробел. Несколько модульных ПВРД можно смонтировать в единую силовую установку, которая будет использовать переднюю часть фюзеляжа как часть воздухозаборника предварительного сжатия потока воздуха, а всю заднюю часть фюзеляжа как выхлопное сопло. В настоящее время достигнут значительный прогресс в исследованиях по объединению ПВРД с планером самолета и требуются подтверждения характеристик такой системы в наземных и летных испытаниях.

На фиг. 12 показаны пять модульных экспериментальных ПВРД с фиксированной геометрией, объединенных с самолетом HSRA. Размеры двигателей были выбраны из условия обеспечения установившегося полета с крейсерской скоростью, соответствующей числу $M = 10$. При меньших скоростях ПВРД будут сообщать самолету HSRA некоторое ускорение. Цилиндрический, необъединенный с конструкцией фюзеляжа бак вмещает запас жидкого водорода, достаточный для крейсерского полета при числе $M = 10$ в течение 4 мин и для охлаждения двигателей на участках набора высоты и снижения. При числах $M \leq 6$ время крейсерского полета на ПВРД превышает 8 мин. Следует заметить, что время крейсерского полета самолета при числе $M = 10$ ограничивается материалами теплопоглощающих экранов.

Разработка концепции силовой установки, на охлаждение которой требуется только часть теп-



Фиг. 13. Вариант экспериментального самолета HSRA для испытаний ПВРД в диапазоне чисел $M = 3-5$

лопоглощающей способности жидкого водорода, открыла возможность активного охлаждения конструкции всего планера самолета до температур, совместимых с обычными конструкционными материалами. Возможность установки на экспериментальном самолете HSRA отсека полезной нагрузки с активно охлаждаемой конструкцией также показана на фиг. 12. В летном эксперименте будет испытываться вся система активного охлаждения, включая конструкцию, насосы, теплообменники и другое механическое оборудование, а также бак для жидкого водорода вместе с системами изоляции и вентиляции.

Очень важно подтвердить в летном эксперименте устойчивость конструкции указанного отсека с отношением длины к диаметру $\sim 2,5$ при максимальных полетных нагрузках, поскольку не существует установок, позволяющих провести соответствующие испытания крупных конструкций фюзеляжа в наземных условиях. Время эксперимента в установившемся полете при числе $M = 6$, превышающее 4 мин, может быть получено за счет использования ЖРД. Блок экспериментальных ПВРД также мог бы подключаться в полете для проверки всего испытательного комплекса, включая взаимодействия между системами охлаждения конструкции и силовой установки.

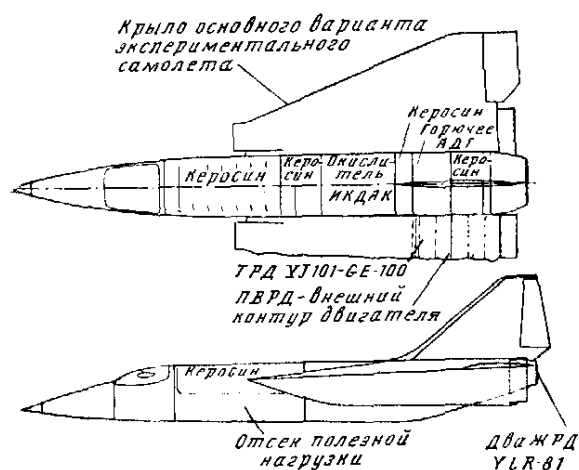
Испытания III группы требуют скоростей, соответствующих числам $M = 3-5$. На фиг. 13 показан экспериментальный самолет HSRA с двумя установленными под крылом ПВРД, имеющими регулируемые воздухозаборники. Суммарная площадь входа двух воздухозаборников равна $\sim 1,35 \text{ м}^2$. Топливом ПВРД может быть керосин, либо жидкий водород, бак для которого располагается в отсеке полезной нагрузки. Чтобы избежать модификации силовой конструкции крыла, в нем предусмотрены специальные усиления и узлы для подвески экспериментальных ПВРД. Теплопоглощающие экраны в местах сопряжения ПВРД с крылом и фюзеляжем будут сниматься. Как видно из фигуры, баки с керосином располагаются внутри баков для компонентов ракетного топлива. При полной нагрузке (керосин $\sim 3650 \text{ кгс}$ и два ПВРД) экспериментальный самолет HSRA за счет внутреннего запаса ракетного топлива способен разогнаться до скорости,

соответствующей числу $M = 4,7$. Время крейсерского полета на ПВРД, превышающее 10 мин, может быть получено при разгоне до крейсерского режима на ЖРД, либо при разгоне на ЖРД до числа $M = 3$, а далее на ПВРД до числа $M = 4,5$.

В данном эксперименте для испытаний новых типов конструкции отсек полезной нагрузки также может полностью заменяться (теплоизолированная конструкция отсека также показана на фиг. 13). В этом эксперименте может быть в летных условиях проверена силовая конструкция из композиционных материалов с теплоизоляционным покрытием и титановая облицовка. Кроме того, предусматривается экспериментальный сброс крупных снарядов из отсека полезной нагрузки длиной ~4,6 м.

Испытания IV группы предусматривают изучение в полетных условиях работы комбинированной силовой установки. Из всех предложенных до настоящего времени концепций двигателя изменяемого цикла наиболее привлекательной является концепция комбинированного двигателя, работающего сначала в режиме ТРД, а затем ПВРД. Несколько возможных вариантов такого двигателя (от изолированных друг от друга ТРД и ПВРД, снабженных общим воздухозаборником, до «интегрального» комбинированного двигателя, в котором ТРД служит внутренним контуром, а ПВРД — внешним) будут вероятными кандидатами для летных испытаний. Однако разработка экспериментального двигателя изменяемого цикла стоит очень дорого, поэтому создание нового двигателя такого типа исключительно для испытаний на экспериментальном самолете маловероятно. Другой возможностью (хотя также весьма дорогостоящей) могло бы стать использование существующего ТРД, объединенного с новым ПВРД и новым воздухозаборником. Самолет HSRA с подобной комбинацией показан на фиг. 14.

В данном случае ТРД со статической тягой в классе 7500 кгс используется в качестве газогенератора для экспериментального комбинированного двигателя. Размеры и вес этого двигателя исключают его подвеску под крылом экспериментального самолета. Поэтому было решено установить двигательные гондолы по бокам фюзеляжа, используя



Фиг. 14. Вариант экспериментального самолета HSRA для испытаний комбинированных двигателей

для этого узлы крепления крыла к фюзеляжу, а существующее крыло (крыло основного варианта самолета) установить с внешней стороны гондол двигателей. Увеличенный размах крыла не позволяет подвесить экспериментальный самолет под крылом самолета-носителя, поэтому он будет совершать обычные взлет и посадку.

При взлетном весе ~25 500 кгс (включая 7850 кгс керосина и 2270 кгс ракетного топлива) взлетная тяговооруженность экспериментального самолета HSRA превышает 0,5. Для получения добавочной тяги при разгоне в трансзвуковом диапазоне скоростей в увеличенном хвостовом обтекателе будут установлены два ЖРД YLR-81. В отсеке полезной нагрузки и в хвостовом обтекателе размещен дополнительный запас керосина.

Внутренний запас топлива в этом варианте самолета позволяет выполнять разгон до скорости, соответствующей числу $M = 4,5$, и крейсерский полет в течение 6 мин. При этом остается еще резерв топлива, необходимый для выполнения посадки самолета с повторным заходом. Используя аналогичную схему крепления силовой установки, можно было бы испытывать и другие сравнительно крупные экспериментальные двигатели, например такие, как эжекторные ПВРД.

САМОЛЕТ IGВ (ФИРМА МАКДОННЕЛЛ-ДУГЛАС)

Фирма Макдоннелл-Дуглас разработала проект гиперзвукового экспериментального самолета IGВ, который в процессе реализации программы летных исследований может модифицироваться для увеличения диапазона скоростей полета и расширения состава летных экспериментов.

Расширение скоростных возможностей экспериментального самолета IGВ путем соответствующих модификаций показано на фиг. 15. Способность конструкции планера работать при больших скоростях достигается за счет модификаций крыла и оперения, а также теплозащитных экранов. Расширение области летных режимов обеспечивает возможность более полного и глубокого исследования систем теплозащиты и силовых установок. В первом случае это достигается выбранной схемой силовой конструкции планера, допускающей установку различных типов теплозащитных покрытий, и благодаря высокорасположенному крылу и выбранной форме фюзеляжа, обеспечивающей возможность установки смешных модулей ПВРД и ПВРД со сверхзвуковым горением.

Для уменьшения стоимости разработки экспериментального самолета IGВ его размеры были выбраны минимально возможными, однако они обеспечивают выполнение разнообразных летных экспериментов при максимальном использовании существующего бортового оборудования. Дополнительное снижение затрат достигается использованием самолета-носителя Боинг В-52. Самолет IGВ в основном варианте имеет длину ~14 м и размах крыла 7 м. Вес пустого самолета будет приблизительно такой же, как у самолета Х-15. В качестве основной силовой установки самолета IGВ был выбран существующий ЖРД Пратт-Уитни RL-10, применявшийся на ракете-носителе «Центавр» и работающий на жидком кислороде и водороде. За счет внутреннего запаса топлива самолет разгоняется до скорости, соответствующей числу $M = 6$.

Для достижения скоростей полета, вплоть до соответствующей числу $M=9$, необходимы дополнительные наружные топливные баки. Все траектории полета самолета IGV укладываются в коридор (трассу) для летных испытаний базы ВВС Эдвардс.

Увеличение максимальной скорости полета самолета IGV и связанные с этим расширения возможностей самолета как инструмента для проведения исследований показаны на фиг. 16.

Построение приведенной схемы проводилось по следующим критериям. Силовые установки для соответствующих диапазонов скоростей сравнивались по удельному импульсу. Сравнение типов топлива для ВРД выполнялось по их теплоте, важной для регенеративного охлаждения двигателя. Системы теплозащиты сравнивались по весовым показателям. Критериями при сравнении конструкционных материалов были: ресурс их работы при многократном использовании самолета и способность материала сохранять свои механические свойства. Области скоростей полета, в которых анализируемые системы и материалы имеют примерно одинаковые характеристики, на фиг. 16 обозначены диагональными линиями.

Следует заметить, что конструкционные материалы для соответствующих диапазонов скоростей хорошо согласуются с возможностями других систем. Расчетная скорость ($M=4,5$) для первого варианта самолета IGV близка к верхнему пределу возможностей современных авиационных систем, таких как ПВРД, работающие на керосине, и пассивная система теплозащиты. Основным материалом для внешних поверхностей и системы теплозащиты при таких скоростях является титан.

Выбор расчетной скорости ($M=6$) последующего варианта самолета IGV был продиктован требованиями уменьшения размеров экспериментального самолета с ПВРД, работающими на метане или водороде. При таких скоростях полета ПВРД со сверхзвуковым горением не могут конкурировать с обычными ПВРД, однако их можно будет испытывать в полете. На самолете может также использоваться активная система теплозащиты, основным материалом для внешних поверхностей и системы теплозащиты является сплав инконель.

Диапазон скоростей полета третьего варианта самолета позволяет испытывать многие усовершенствованные компоненты будущих гиперзвуковых самолетов. При числах M полета до 10 можно испытывать ПВРД со сверхзвуковым горением, рабо-

тающие на жидком водороде, и активную систему теплозащиты. Материалом для внешних поверхностей и системы теплозащиты является сплав рене-41.

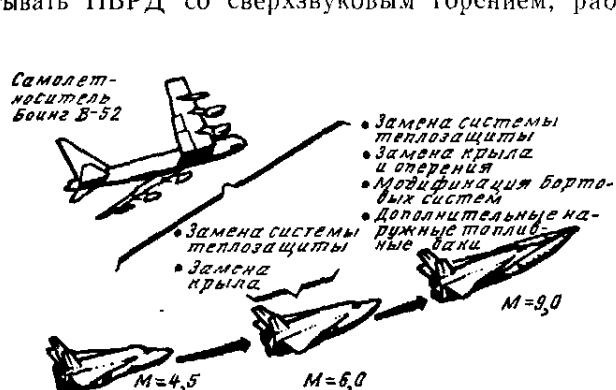
Хотя при разработке проекта самолета IGV рассматривались все основные системы, которые могут применяться на будущих самолетах, однако часть из них не была включена в намеченную программу летных испытаний. На самолете, например, не предполагается использовать воздушно-реактивные силовые установки (ТРД и ТРДД) и метан в качестве топлива. Следует отметить, что указанное развитие самолета не является чем-то обязательным и лишь отражает возможности самолета IGV как гибкого инструмента для будущих исследований.

Конфигурация самолета. Экспериментальный самолет IGV во всех вариантах имеет единую основную конфигурацию, удовлетворяющую требованиям полета в диапазоне скоростей, соответствующих числу $M=4,5$, так и числу $M=6$. Главным отличием вариантов самолета для этих режимов полета является материал конструкции крыла и килей, а также системы теплозащиты. Конструкция фюзеляжа обоих вариантов одинаковая. Схема самолета показана на фиг. 17.

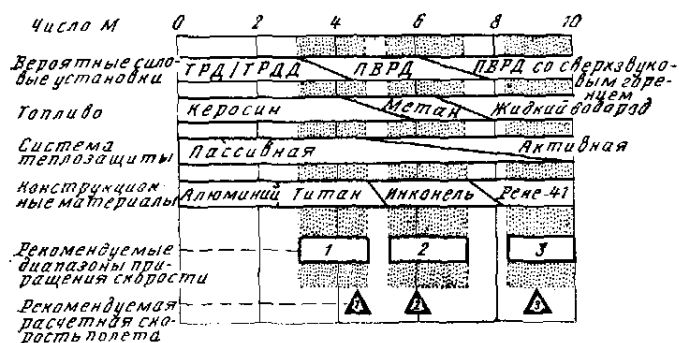
Фюзеляж самолета разделен на три секции — переднюю, центральную и заднюю. Кроме кабины летчика в передней секции размещаются отсек полезной нагрузки, отсек электронного оборудования и носовая стойка шасси. Центральная секция фюзеляжа содержит основные топливные баки и главные стойки шасси. Топливные баки не объединены с конструкцией фюзеляжа и их можно легко заменять и проверять в процессе эксплуатации. Кроме того, такие баки обеспечивают возможность замены всей силовой установки.

В хвостовой секции фюзеляжа установлены два ЖРД RL10A-3-4, два бака с гелием и вспомогательная силовая установка. Двигатель RL10A-3-4 был выбран для основной программы гиперзвуковых полетов. Этот ЖРД является модификацией двигателя RL10A-3-3 ракеты-носителя «Центавр». После запуска двигателей газообразный водород используется для наддува бака с жидким водородом.

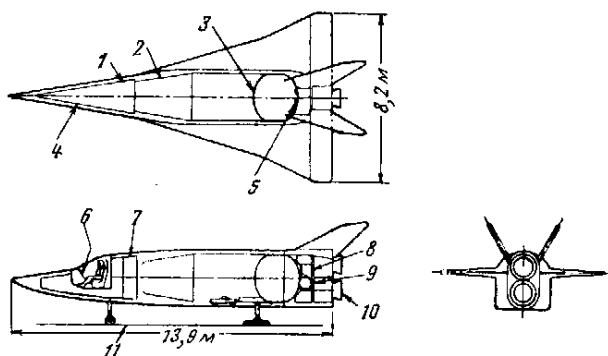
Для полетов со скоростями в области числа $M=6$ потребуются модифицировать систему теплозащиты, заменить материал, покрывающий нижнюю поверхность крыла и фюзеляжа, а также приме-



Фиг. 15. Концепция экспериментального самолета IGV



Фиг. 16. Возможности последовательного приращения скорости самолета IGV (сравнение материалов основано на их использовании для нижней наружной поверхности самолета)



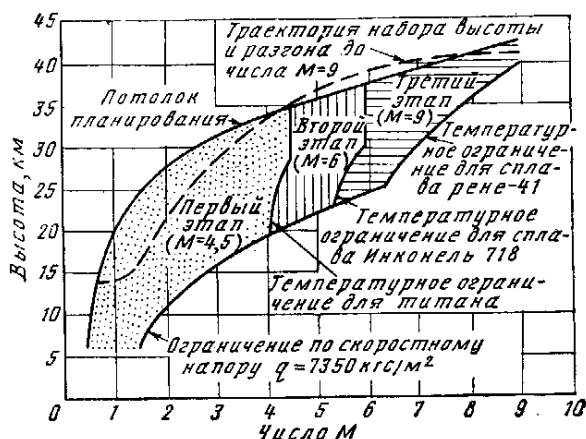
1—отсек полезной нагрузки; 2—бак жидкого водорода; 3—бак жидкого кислорода; 4—герметичная кабина летчика и отсек оборудования; 5—вспомогательная силовая установка; 6—приборная доска; 7—отсек полезной нагрузки; 8—бак для концентрированной перекиси водорода (H_2O_2); 9—бак сжатого гелия; 10—модифицированные ЖРД RL10A-3-4; 11—линия земли при стоянке

Фиг. 17. Компонентка основного варианта самолета IGV

нить крыло, изготовленное из сплава инконель 718 (вместо титана).

Для последующего увеличения скоростей полета до соответствующих числам $M=9-10$ необходимо: установить два дополнительных наружных топливных бака; заменить крыло из сплава инконель 718 крылом из сплава Рене-41; заменить кили в связи с большим нагревом; заменить материал системы теплозащиты, покрывающий нижнюю поверхность фюзеляжа (сплав инконель 718), сплавом рене-41; заменить материал носовой части фюзеляжа и носков крыла и оперения — (HS-188) композиционным материалом углерод — углерод; применить цифровой вычислитель в системе управления и навигации.

Область режимов полета. Траектория полета самолета IGV состоит из четырех фаз: разгона и набора высоты, крейсерского полета, планирования и посадки. Как показано на фиг. 18, область режимов полета ограничена кривыми установившегося планирования (верхняя граница) и скоростного напора 7350 кгс/м^2 (нижняя граница). Крейсерский полет и планирование при максимальном аэродинамическом качестве выполняются вблизи верхней границы области, маневры, связанные с быстрым торможением, — у нижней границы. Маневры самолета с холодной конструкцией ограничены перегрузкой 4, а с горячей конструкцией — перегруз-



Фиг. 18. Область режимов полета самолета IGV

кой 3. Расчетные числа M полета и температурные ограничения конструкционных материалов определяют правую границу ($M_{\max}$) каждого варианта самолета. В пределах каждого диапазона скоростей существуют широкие возможности для летных исследований. При использовании усовершенствованной системы теплозащиты возможно дальнейшее расширение области полетов.

Все траектории полетов самолета IGV укладываются в коридор летных испытаний базы ВВС Эдвардс. Однако при испытаниях ПВРД со сверхзвуковым горением в крейсерском полете с числом $M=9$ необходимо выполнить быстрое торможение или S-образную змейку. Дополнительная длина коридора для этого случая может быть получена в северном направлении при использовании передвижной системы телеметрии и слежения.

Номинальная скорость захода на посадку самолета IGV равна 500 км/ч , минимальная — 415 км/ч . Начальное выравнивание перед посадкой выполняется с перегрузкой 1,5 на высоте 215 м . Окончательное выравнивание выполняется в течение 20 с при выдерживании. Скорость приземления равна 333 км/ч . При меньшей скорости приземления (порядка 280 км/ч) достигается некоторый запас времени выдерживания.

Аэродинамические особенности самолета IGV. При проектировании экспериментального самолета были поставлены следующие задачи: обеспечить гиперзвуковое аэродинамическое качество самолета, близкое к аэродинамическому качеству в крейсерском полете будущих гиперзвуковых самолетов; получить дозвуковое аэродинамическое качество, позволяющее выполнять посадку с неработающим двигателем без чрезмерных требований к летному составу, и обеспечить статическую устойчивость и управляемость самолета во всем диапазоне скоростей. Как видно из фиг. 19, проект отвечает поставленным требованиям.

Достижение гиперзвукового аэродинамического качества, равного 3, на относительно коротком затупленном самолете потребовало от проектировщиков особых усилий по снижению лобового сопротивления без ущерба для других аэродинамических характеристик.

Летающие на малых углах атаки гиперзвуковые летательные аппараты с ростом скорости полета становятся труднее стабилизировать, однако при увеличении угла атаки стабилизировать аппарат по тангажу помогают эффекты нелинейности. Дополнительная площадь стабилизирующих поверхностей увеличивает лобовое сопротивление (а также и вес) летательного аппарата и снижает его аэродинамическое качество. Проектировщикам удалось обеспечить самолету IGV достаточную продольную и поперечную устойчивость во всем ожидаемом диапазоне скоростей полета.

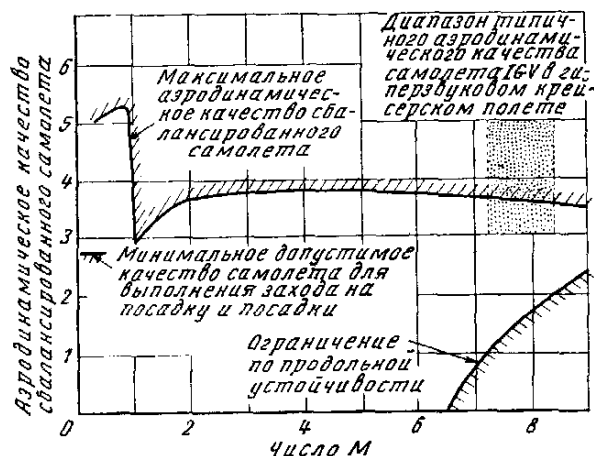
Летательные аппараты, устойчивые при гиперзвуковых скоростях, часто отличаются чрезмерной устойчивостью при дозвуковых скоростях, что приводит к снижению аэродинамического качества аппарата при заходе на посадку и при посадке. Конфигурация самолета IGV выбрана таким образом, чтобы самолет имел необходимый (но не чрезмерный) запас устойчивости как на дозвуковых, так и на гиперзвуковых скоростях полета и обладал бы большим дозвуковым аэродинамическим качеством,

обеспечивающим хорошие посадочные характеристики. Дозвуковое аэродинамическое качество самолета без внешних подвесок равно 5,2, что допускает соответствующее увеличение лобового сопротивления при установке модулей экспериментальных силовых установок и при этом сохраняется аэродинамическое качество, превышающее 3,2.

Аэродинамическая балансировка самолета с треугольным крылом без горизонтального оперения при малых углах атаки в дозвуковом и гиперзвуковом полете является крайне трудной задачей. Эта задача усложняется еще больше в связи с требованиями установки различных модулей экспериментальных ВРД, в результате чего может существенно сдвигаться ц. т. самолета.

Схема «бесхвостка» с высокорасположенным треугольным крылом двойной стреловидности и V-образным оперением была выбрана из-за удобства проведения экспериментов и хороших аэродинамических характеристик.

Применение треугольного крыла с двойной стреловидностью позволяет вариациями площади и стреловидности передней части крыла (наплывов)



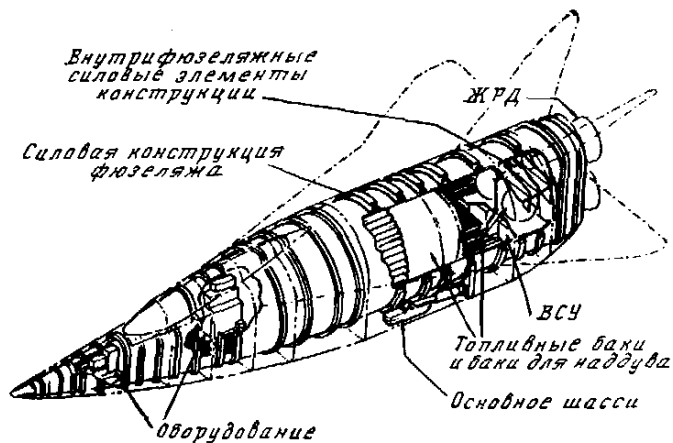
Фиг. 19. Аэродинамическое качество самолета IGV

обеспечить диапазон положений фокуса в соответствии с требуемым запасом устойчивости самолета.

Два цельноповоротных килей с большим углом развала имеют ряд аэродинамических, термодинамических и конструктивных преимуществ по сравнению с обычным килем и/или подфюзеляжными гребнями. Варьируя площадью, углом развала и углом установки килей, можно дополнительно улучшить устойчивость и управляемость самолета.

Конфигурация передней части фюзеляжа была выбрана из условия минимизации дестабилизирующих эффектов и обеспечения необходимых характеристик потока для воздухозаборников экспериментальных двигателей. Боковые стороны и сужающаяся хвостовая часть фюзеляжа были спроектированы с учетом обеспечения возможности установки различных типов ВРД.

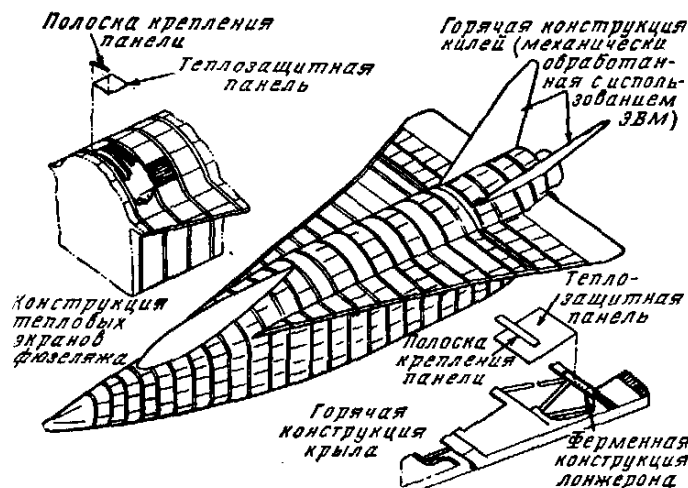
Конструкция самолета. Конструктивно-силовая схема фюзеляжа самолета IGV — сварной алюминиевый полумонок (фиг. 20), к шпангоутам которого с внутренней стороны крепится двойная оболочка (гофрированная и плоская обшивки). Усиленные шпангоуты служат базой для установки наружных панелей системы теплозащиты.



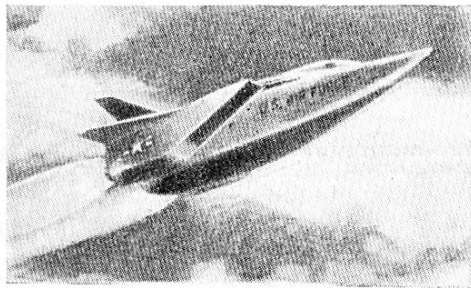
Фиг. 20. Часть конструкции фюзеляжа самолета IGV, одинаковая для этапов его развития

Система теплозащиты фюзеляжа (фиг. 21) состоит из двухслойных панелей (тоже гофрированная и плоская обшивки), изолированных от силовой конструкции фюзеляжа твердой теплоизоляцией и удерживаемых на месте профилями П-образного сечения длиной $\sim 0,5$ м, которые позволяют панелям при нагреве расширяться в продольном и поперечном направлениях. Профили для быстрой сборки крепятся двумя механическими замками. Волокнистая изоляция, прикрепленная с помощью поддерживающих кронштейнов к оболочке, усиливающей шпангоуты, отделена от теплозащитных панелей. Система теплозащиты предотвращает нагрев внутренней конструкции самолета до температуры, превышающей 150°C .

Топливный бак представляет собой сварную алюминиевую оболочку, подкрепленную усиленным глухим шпангоутом, разделяющим бак на две емкости — для кислорода и водорода. Отсек бака для жидкого водорода облицован необходимой теплоизоляцией для снижения температуры стенок до температуры стенки отсека с жидким кислородом. Фланцы глухого шпангоута (общей перегородки бака) со стороны кислородного отсека доступны для осмотра. Для минимизации выкипания жидкого водорода и кислорода вся наружная поверхность топливного бака также покрыта криогенной изоля-



Фиг. 21. Заменяемая высокотемпературная конструкция самолета IGV

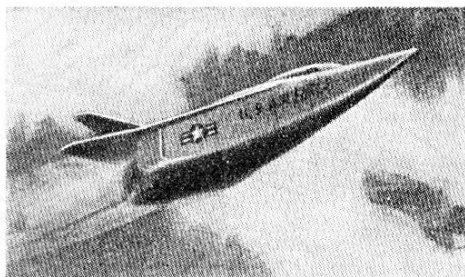


Фиг. 22. Основной вариант самолета IGV с ПВРД

цией, непосредственно прикрепленной к баку. Сухой газообразный азот циркулирует между топливным баком и оболочкой силовой конструкции фюзеляжа, обеспечивая необходимую вентиляцию поверхности топливного бака и предотвращая тем самым образование льда на стенках бака при полете самолета IGV вместе с самолетом-носителем.

Крыло самолета IGV имеет малое удлинение, относительная толщина профиля 5%. При проектировании конструктивно-силовой схемы многолонжеронного крыла была использована концепция «горячей» конструкции. Силовая конструкция крыла состоит из лонжеронов и наружных панелей (гофрированная и плоская обшивки). Панели не воспринимают нагрузки в плоскости крыла, а передают лишь на лонжероны вертикальную нагрузку от давления. Расстояние между лонжеронами равно примерно 0,5 м. Каждый лонжерон крепится к индивидуальному шпангоуту фюзеляжа. Такая конструкция позволяет крылу при нагреве расширяться относительно фюзеляжа, не вызывая температурных напряжений. Подкосы лонжеронов обеспечивают ему продольную жесткость в плоскости крыла. Панели обшивки вблизи корневой части крыла изолированы от силовой конструкции твердой теплоизоляцией, что защищает лонжероны от прямого наружного нагрева, поэтому узлы крепления лонжеронов на фюзеляже остаются относительно холодными. Конструкция крепежных узлов обычная, стыковой болт работает на срез в двух плоскостях. Такая конструкция проста при сборке, легко обслуживается и обеспечивает хорошую схему передачи сил.

Цельноповоротные кили имеют сравнительно большое удлинение, относительная толщина профиля так же, как и у крыла, 5%, форма профиля ромбовидная. Силовая конструкция килей, состоящая из фрезерованных лонжеронов и небольшого коли-



Фиг. 23. Основной вариант самолета IGV с ПВРД со сверхзвуковым горением

чества нервюр, способна работать в условиях сильного нагрева. Носки вертикального оперения усилены сегментными секциями, прикрепленными к переднему лонжерону.

С целью минимизации стоимости разработки самолета IGV особое внимание было обращено на использование широко распространенных конструкционных материалов. Так, например, силовая конструкция фюзеляжа и топливных баков выполнена из обычных алюминиевых сплавов. Горячие поверхности крыла и вертикального оперения изготовлены из титана и суперсплавов, которые уже многие годы используются в более напряженных условиях. В конструкции системы теплозащиты и наружных поверхностей фюзеляжа использованы также широко распространенные современные материалы.

В табл. 2 представлена весовая характеристика самолета.

Испытание ВРД. Схема «высокоплан» позволяет устанавливать на самолете различные типы ПВРД под крылом (фиг. 22). Модульные ПВРД со сверхзвуковым горением располагаются по бокам фюзеляжа самолета (фиг. 23), причем их эффективность остается такой же, как в случае более обычного расположения под фюзеляжем.

Экспериментальные полеты с ВРД при скоростях до соответствующей числу $M=6$ охватывают испытания двух отдельных компонентов силовой установки — системы воздухозаборника и двигателя (включая выхлопное сопло). Площадь входа выбрана максимально возможная: $0,74 \text{ м}^2$ для испытаний при числе $M=4,5$ и $0,65 \text{ м}^2$ — при числе $M=6$. Система регулирования воздухозаборников обеспечивает простоту запуска и обеспечивает надежную работу силовой установки во всем исследуемом диапазоне скоростей полета.

Самолет IGV для испытаний силовых установок при максимальных скоростях представляет собой интегральную систему, в которой передняя часть фюзеляжа является компонентом воздухозаборника, а задняя часть фюзеляжа служит поверхностью выхлопного сопла ПВРД со сверхзвуковым горением. Самолет с экспериментальным двигателем (фиг. 23) обеспечивает возможность крейсерского полета при числе $M=9$, при этом даже имеется избыток тяги.

Для испытаний ПВРД при числе $M=4,5$ воздухозаборник, двигатель и топливный бак (для керосина) сначала собираются в отдельные модули, а затем устанавливаются на самолет. При установке гондолы двигателя с поверхности фюзеляжа необходимо удалить часть системы теплозащиты. Испытания при больших скоростях подготавливаются аналогичным образом.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА HRA (ФИРМА РОКУЭЛЛ)

Фирма Рокуэлл разработала проект экспериментального самолета HRA, который предназначается для испытания компонентов конструкции и систем будущих самолетов-разгонщиков многоразовых космических аппаратов и других военных и гражданских гиперзвуковых самолетов.

Одним из главных факторов, определяющих летно-технические характеристики и стоимость любого экспериментального самолета, является силовая установка, состоящая в общем случае из

Таблица 2
Весовая сводка самолета

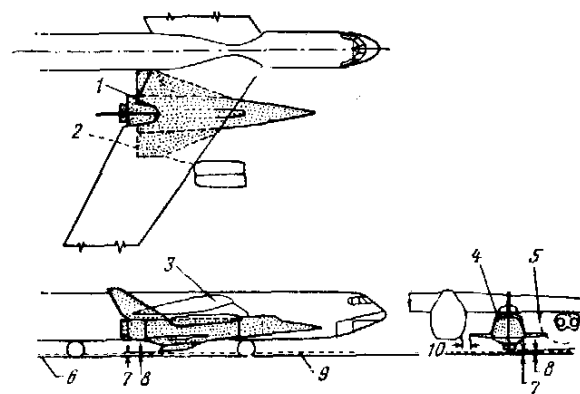
	Вес компонентов самолета (кгс) при расчетном числе М		
	М=4,5	М=6	М=9
Крыло	576	767	999
Оперение	185	185	306
Фюзеляж	1 640	1 640	1 640
Система теплозащиты	634	799	950
Шасси	318	318	318
Силовая установка	1 027	1 027	1 027
Основная энергосистема	113	113	113
Электрическая система	68	68	68
Гидравлическая система	91	91	91
Приводы поверхности управления	325	325	325
Электронное оборудование	186	186	221
Система кондиционирования	80	80	80
Система жизнеобеспечения	181	181	181
Вес пустого самолета	5 424	5 788	6 319
Экипаж	113	113	113
Полезная нагрузка	680	680	680
Неучтенные составляющие	136	136	136
Посадочный вес самолета	6 353	6 717	7 248
Потери веса в полете	147	147	147
Вес без топлива	6 500	6 864	7 395
Располагаемый запас топлива (H ₂ +O ₂)	5 950	5 950	5 950
Наружные подвесные баки	—	—	771
Топливо в наружных баках	—	—	6 800
Стартовый вес самолета	12 450	12 814	20 916

двигателя для разгона и набора высоты, двигателя для установившегося (крейсерского) полета и топливных баков, от которых в значительной степени зависят размеры самолета. Поэтому фирма Роквелл уделяла особое внимание обеспечению возможности проведения летных экспериментов с перспективными силовыми установками.

Конфигурация самолета. Для расширения возможностей самолета HRA как летно-испытательного стенда его конструкция выполнена по модульной схеме, обеспечивающей при минимальных модификациях самолета проведение исследований в следующих областях:

- гиперзвуковые ВРД;
- аэродинамика;
- термодинамика;
- конструкция и конструкционные материалы;
- системы навигации и управления полетом;
- сброс грузов военного назначения при гиперзвуковых скоростях.

Требование небольшой стоимости экспериментального самолета и всей программы летных исследований было главным фактором в определении



1 — вырез в правом внутреннем закрылке крыла самолета B-52 под киль самолета HRA (внутренние правый и левый закрылки зафиксированы); 2 — конус выхлопа (статические условия); 3 — сечение крыла самолета B-52; 4 — пилон подвески самолета HRA; 5 — конус выхлопа у крыла самолета HRA; 6 — линия земли при стоянке; 7 — номинальный клиренс ~ 380 мм; 8 — минимальный клиренс 150 мм; 9 — линия земли при полном обжатии пневматиков и амортизаторов шасси; 10 — номинальный зазор ~ 630 мм

Фиг. 24. Ограничения на габариты экспериментального самолета HRA, связанные с его подвеской под крылом самолета-носителя B-52

конфигурации и размеров самолета HRA. Предусматривалось:

- использование опыта разработки экспериментального самолета X-15, применение готовых компонентов и бортовых систем многоразового воздушно-космического аппарата, самолета YF-12 и др.;

- старт самолета HRA с существующего самолета-носителя B-52;

- использование существующих наземных станций слежения и коридора полетов базы ВВС Эдвардс;

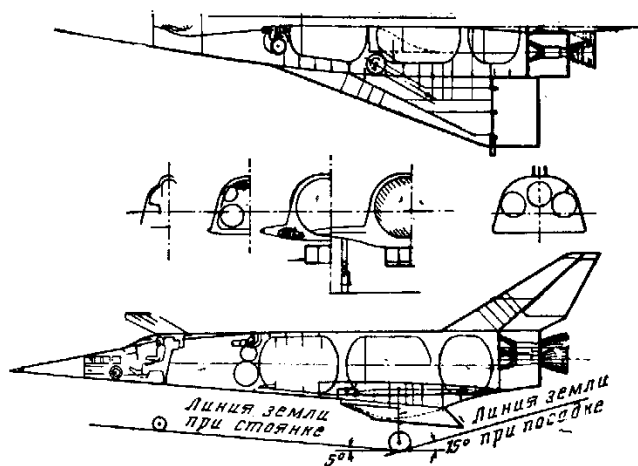
- широкое применение обычных конструкционных материалов, минимальное использование высокотемпературных материалов, применение в качестве силовой установки существующих ЖРД.

Главным фактором, определившим размеры самолета, явился старт с самолета-носителя B-52 (фиг. 24).

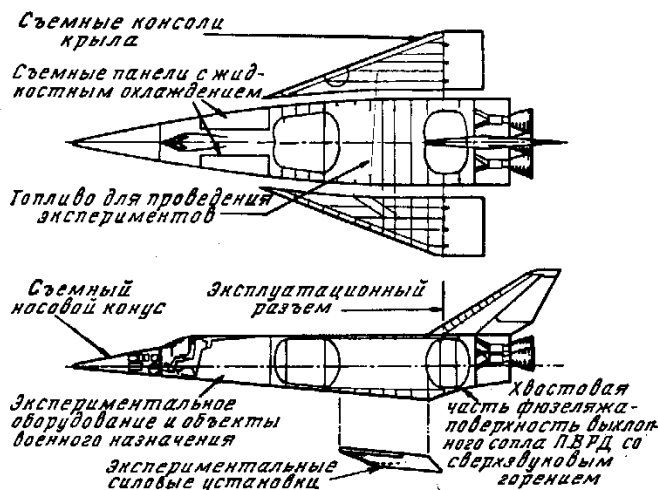
Максимальный стартовый вес самолета HRA не должен превышать 41 тс. Обводы нижней поверхности фюзеляжа самолета определены требованиями испытаний ПВРД со сверхзвуковым горением.

На фиг. 25 представлен основной вариант гиперзвукового экспериментального самолета HRA. Самолет имеет необходимый запас ракетного топлива для разгона и набора высоты (основная силовая установка — три ЖРД LR-81) и 655 кгс жидкого водорода для испытаний экспериментального ПВРД со сверхзвуковым горением и системы охлаждения конструкции. Стартовый вес самолета HRA равен 25,5 тс, вес топлива 14,8 тс. Модули конструкции самолета показаны на фиг. 26.

Выбор основной силовой установки HRA. Анализ характеристик возможных двигателей для силовой установки самолета HRA выполнен применительно к его базовой конфигурации. По экономическим причинам были исследованы только существующие ЖРД. Основная силовая установка самолета HRA необходима для разгона и набора высоты после старта с самолета-носителя B-52 ($M=0,8$; $H=$



Фиг. 25. Компоновка экспериментального самолета HRA



Фиг. 26. Модульная конструкция самолета HRA

— 14 км) до требуемых условий гиперзвуковых испытаний ($M=6-10$; $H=18-38$ км). Результаты анализа четырех наиболее вероятных двигателей приводятся в табл. 3.

Главным недостатком существующих ЖРД (кроме YLR-99) является их непригодность к дросселированию. Для уравнивания лобового сопротивления самолета HRA, чтобы поддерживать условия установившегося гиперзвукового полета, от ЖРД потребуется небольшая тяга (7—9 тс). Если использовать силовую установку, состоящую из нескольких ЖРД, то необходимое изменение тяги можно получить путем последовательного выключения двигателей и дросселирования тяги лишь одного (последнего) двигателя. Для балансирования тяги и лобового сопротивления самолета можно также использовать регулируемые воздушные тормоза.

Стоимость необходимой доработки ЖРД для обеспечения возможности его дросселирования и управления непосредственно летчиком составляет 15—25 млн. долл. ЖРД YLR-99, который использовался в силовой установке экспериментального самолета X-15, обладает необходимой глубиной дросселирования и приспособлен для ручного управления. Однако возобновление производства этого двигателя обошлось бы слишком дорого.

ЖРД LR-91, установленный на ракете-носителе «Титан» 2, имеет тягу значительно больше, чем требуется для самолета HRA, но этот двигатель мог бы обеспечить экспериментальному самолету лучшую возможность последующего развития и более быстрый выход на режим гиперзвуковых испытаний. Преимуществом в данном случае является также относительная простота силовой установки с одним двигателем. Однако доработка ЖРД LR-91, обеспечивающая возможность его дросселирования до 15% (ожидаемое лобовое сопротивление самолета HRA в установившемся полете), является сложной задачей. Поэтому в настоящее

Таблица 3

Возможные варианты силовой установки из ЖРД для самолета HRA

Марка двигателя, фирма-изготовитель, использование	LR-81, Белл, ракета „Эджена“	RL10A-3-3, Прайт-Уитни, ракета „Центавр“	YLR-99, Тиokol, ракетоплан X-15	LR-91, Аэроджет, ракета „Титан 2“
Тяга в пустоте, тс	8	6,8	26,4—8,6	45,4
Тяга на высоте 11 км (стандартное сопло), тс	7,5	5	25,5	40
Необходимое количество ЖРД	3	3	1	1
Топливо	Долгохранимое	Криогенное	Криогенное	Долгохранимое
Горючее	АДГ*	Жидкий водород	Жидкий аммиак	АДГ—гидразин
Окислитель	ИКДАК**	Жидкий кислород	Жидкий кислород	Четырехокись азота
Удельный импульс в пустоте (стандартное сопло), с	270	444	271	315
Удельный импульс на высоте 11 км, с	240	350	260	285
Вес, кгс	430	410	465	580
Время работы между ремонтами, мин	>60	>120	>30	>47
Потребность в доработке	Необходимо дросселирование до 33%	Необходимо дросселирование до 33%	Дросселируется до 40%	Необходимо дросселирование до 15%

* Асимметричный диметилгидразин.

** Ингибированная красная дымящая азотная кислота.

время рассматривается возможность установки на самолете HRA дополнительных небольших ЖРД для крейсерского полета.

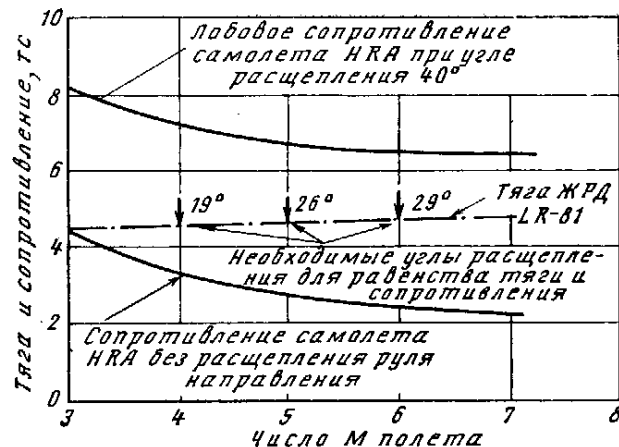
ЖРД LR-81 ракеты-носителя «Эджена» обладает своеобразным рекордом использования в космических полетах и как возможный двигатель для гиперзвукового экспериментального самолета имеет несколько преимуществ. Этот ЖРД приспособлен к ручному управлению (космический корабль «Джемини»), находится в производстве, время его работы между переборками превышает 60 мин. Кроме того, ЖРД LR-81 достаточно надежный и требует простого технического обслуживания. Фирма Белл Аэроспейс уже провела исследования по доработке двигателя LR-81 для самолета HRA. Модификация двигателя, связанная с дросселированием, сводится к замене расходомерной трубы парогазогенератора с постоянным сечением на трубу с регулируемой геометрией. Проведенные испытания показали способность камеры сгорания работать в дроссельном режиме (давление 14 кгс/см², тяга 2,7 тс) без заметного снижения удельного импульса (267 с вместо 268 с).

ЖРД RL-10 находится в производстве и устанавливается на верхнюю ступень ракеты-носителя «Центавр». Хотя опытные образцы двигателя продемонстрировали его возможность работать в форсированном и промежуточном режимах, дросселируемый двигатель RL-10 еще не прошел квалификационные испытания.

Использование для этого двигателя в качестве топлива жидкого водорода и жидкого кислорода является своего рода преимуществом, так как позволяет упростить компоновку топливных баков на самолете HRA, поскольку жидкий водород в любом случае будет необходим для испытаний ПВРД со сверхзвуковым горением и панелей конструкции с принудительным охлаждением. Однако криогенное топливо имеет также и свои недостатки, выражающиеся в требованиях специальной теплоизоляции, в ограничениях времени заправки и хранения, в потерях от выкипания при полете самолета-носителя В-52 к месту старта экспериментального самолета, что вызывает необходимость увеличения скороподъемности самолета В-52. Кроме того, малая плотность жидкого водорода требует значительно большего объема топливных баков, нежели долгохраняемое топливо, увеличивая тем самым длину самолета HRA на 2,8 м.

Хотя для окончательного выбора оптимального двигателя (по характеристикам и стоимости) необходимо провести более тщательные исследования, фирма Рокуэлл при эскизном проекте гиперзвукового экспериментального самолета использовала ЖРД LR-81 как базовый двигатель. Расчеты показывают, что вес пустого самолета HRA с этим двигателем будет меньше главным образом благодаря уменьшению длины фюзеляжа.

Так как большинство экспериментальных полетов самолета HRA будет выполняться только при использовании ЖРД, то в конце набора высоты должно быть оставлено достаточное количество топлива для проведения испытаний в режиме установившегося гиперзвукового полета. Очевидно, в целях снижения стоимости программы желательно иметь минимальное количество двигателей для разгона и набора высоты, что также увеличит время



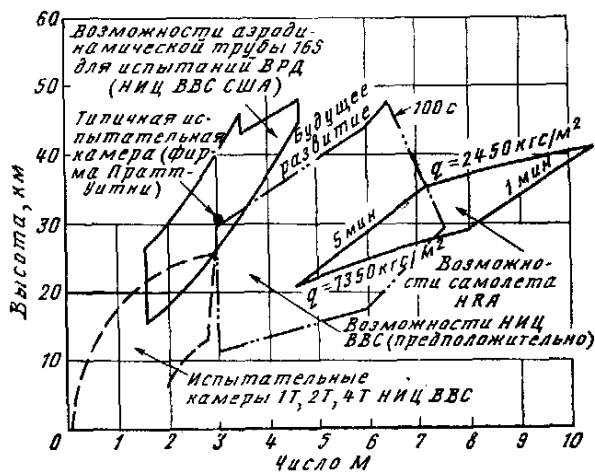
Фиг. 27. Балансирование тяги ЖРД и лобового сопротивления самолета HRA путем увеличения сопротивления за счет расщепления руля направления ($q = 7350$ кгс/м²; $G = 11\,300$ кгс)

крейсерского полета и снизит стартовый вес самолета HRA. Фирма Рокуэлл использовала сравнительно простую программу расчета набора высоты на ЭВМ, в которой наряду с весом самолета и его аэродинамическими характеристиками учитывала изменение рабочих характеристик выбираемых двигателей на траектории полета. Варьируя величиной тяговооруженности самолета, удельного импульса ЖРД, параметрами траектории набора высоты и т. д., по этой программе легко можно определить вес топлива, оставшегося в конце набора высоты.

Требования по обеспечению условий крейсерского полета при постоянном числе М, как уже было отмечено, могут быть выполнены путем выключения всех разгонных двигателей кроме одного и дросселирования оставшегося двигателя до тех пор, пока его тяга не сравняется с силой лобового сопротивления самолета. Если тяга выбранного двигателя окажется слишком большой и возможно лишь частичное его дросселирование, то для балансирования тяги и лобового сопротивления в крейсерском полете могут быть использованы дополнительные средства (фиг. 27).

Летные испытания гиперзвуковых ВРД. Создание надежных авиационных силовых установок зависит от точности моделирования условий полета и работы двигателей при больших числах М. В прошлом точное моделирование легко достигалось в высотных аэродинамических трубах наземных лабораторий. По мере того, как увеличивались скорости и высоты полета проектируемых самолетов, выполнение подобного моделирования становилось все более трудным делом, особенно в случае испытаний регулируемых воздухозаборников.

Существуют два основных метода наземных испытаний силовых установок — метод, основанный на присоединении воздухопровода к воздухозаборнику, и метод свободного обтекания двигателя совместно с частью планера. Первый метод является более простым и обеспечивает соответствующие условия на входе в двигатель, однако в данном случае не моделируется целый ряд важных явлений, связанных с ориентацией самолета по отношению к набегающему потоку: интерференция отдельных скачков уплотнения, изменения в пограничном



Фиг. 28. Возможности испытаний полноразмерных двигателей

слое, взаимное влияние воздухозаборника и двигателя, пульсация и неравномерность поля скоростей на входе в двигатель.

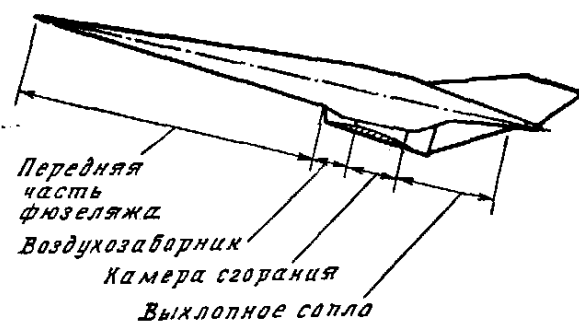
Метод свободного обтекания более точно моделирует условия полета, так как в этом случае в эксперименте участвует не только воздухозаборник и вся передняя часть самолета, но также и воздух, обтекающий снаружи воздухозаборник и двигатель. Однако испытания по методу свободной струи тоже имеют свои недостатки: отсутствует моделирование скачков уплотнения на самолете, величины чисел Re отличаются от полетных значений в свободном полете, непосредственный подогрев воздуха не позволяет (в некоторых случаях) точно имитировать повышение температуры за счет кинетического нагрева в естественных условиях, существуют ограничения углов атаки и скольжения из-за недостаточного большого диаметра рабочей части аэродинамических труб. Кроме того, условия динамики движения самолета и вибраций двигателя вообще не поддаются моделированию. Например, во многих случаях резкие изменения угла атаки или температуры воздуха на входе в двигатель приводят к возникновению помпажа компрессора или воздухозаборника — эти динамические явления нельзя смоделировать в аэродинамических трубах.

В прошлом уже использовались дозвуковые и сверхзвуковые летающие лаборатории для испытаний и доводки силовых установок. Однако опыт показал, что наземные испытания являются значительно более эффективными и дешевыми. С другой стороны, наземных лабораторий даже для частичного моделирования условий работы силовых установок в гиперзвуковом полете вообще не существует, а создание такой лаборатории будет стоить свыше 250 млн. долл. На фиг. 28 показаны современные возможности испытаний полноразмерных двигателей и область экспериментальных полетов самолета ННА. Для испытаний силовых установок самолетов, рассчитанных на скорости полета вплоть до соответствующей числу $M=3$ (самолеты В-1, F-14, F-15 и т. д.), существует большое количество установок, однако лишь некоторые позволяют выполнять испытания двигателей при $M > 3,3$. Таким образом, эффективная и дешевая

разработка гиперзвуковых ВРД возможна лишь с помощью многоцелевого летающего стенда.

Точность определения основных характеристик силовой установки гиперзвукового самолета, снабженного ПВРД со сверхзвуковым горением, зависит от точности моделирования и выполнения формы носовой части фюзеляжа, воздухозаборника и обводов хвостовой части фюзеляжа и выхлопного сопла. Действующие и запланированные к постройке наземные установки имеют ограниченные возможности реалистичного моделирования гиперзвукового полета. В настоящее время в США действуют три установки, позволяющие проводить испытания гиперзвуковых силовых установок: в НИЦ им. Лэнгли (NASA) в Плам Бруке, в НИЦ им. Арнольда (BVC) и на фирме Марквардт.

Недавно были завершены испытания экспериментального гиперзвукового двигателя в лаборатории NASA в Плам Бруке. Этот двигатель с диаметром входа 457 мм испытывался при числах M



Фиг. 29. Схема самолета, объединенного с ВРД

вплоть до $M=7$ (максимальные возможности стенда). В процессе испытаний возникали значительные трудности в получении и сохранении расчетных условий работы двигателя. Изменения угла атаки, например, при испытаниях были ограничены диапазоном до $\pm 3^\circ$. Установка НИЦ им. Арнольда обеспечивает более высокие числа M и расходы воздуха — диаметр рабочей части аэродинамической трубы равен 4,9 м (в НИЦ им. Лэнгли — 2,45 м).

При продувках в этой трубе расход воздуха достигает 454 кгс/с; до числа $M=5,6$ подается чистый воздух (при температуре 1600°C), а при $M=9$ — воздух, подогретый горелками (до 3070°C). В настоящее время ни в одной из лабораторий не обеспечивается моделирование изменения давления в выхлопной струе по высоте полета. Необходимы значительные доработки, чтобы обеспечивать давление в выхлопной струе $0,14\text{--}0,21\text{ кгс/см}^2$ при малых расходах воздуха (45—90 кгс/с). Разрабатываемое оборудование позволит довести давление на выходе до $0,07\text{ кгс/см}^2$.

Обе указанные установки приспособлены для испытаний выхлопных сопел с фиксированной геометрией, рассчитанных на постоянные числа M , что не позволяет моделировать профиль полета или динамику движения самолета — изменение угла атаки, скольжения и т. д. Обеспечение моделирования работы выхлопного сопла ПВРД при переменных числах M и высоких температурах сопряжено

с большими техническими трудностями и большими затратами.

Самолет HRA, который может быть построен в начале 1980-х годов, обеспечит проведение необходимых испытаний ВРД, причем его разработка обойдется дешевле, чем расширение возможностей наземных экспериментальных установок.

На фиг. 29 показана схема самолета, силовая установка которого объединена с планером. Испытания будущих ВРД будут способствовать изучению следующих вопросов:

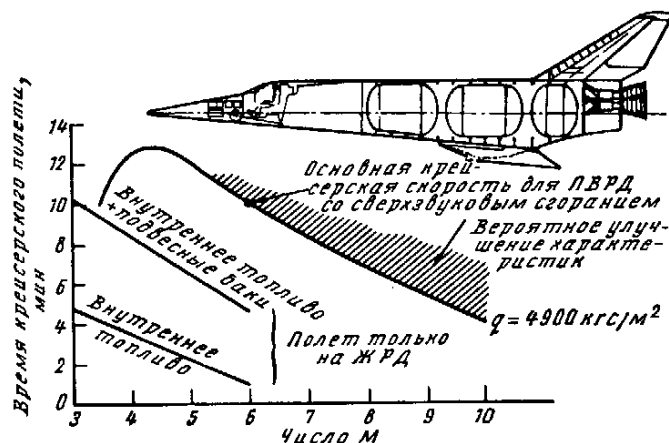
передняя часть фюзеляжа — положение скачков уплотнения, повышение давления, уменьшение местного числа M , нарастание толщины пограничного слоя, изменение направления линий тока;

воздухозаборник — КПД, характеристики запуска, система регулирования, взаимодействие системы входа, влияние пограничного слоя;

камера сгорания — КПД, система впрыска топлива, длина смешения, охлаждение;

выхлопное сопло — КПД, взаимодействие с планером, характеристики выхлопной струи.

Преимущества использования ВРД в гиперзвуковом полете даже для целей, не связанных непосредственно с испытанием этого двигателя, показаны на фиг. 30. Располагаемое время установившегося полета для проведения испытаний существенно увеличивается, если вместо ЖРД использовать ПВРД с дозвуковым/сверхзвуковым горением. В первых полетах самолета HRA для минимизации стоимости программы можно использовать ПВРД, отвечающий современному уровню техники.



Фиг. 30. Время установившегося (крейсерского) полета самолета HRA

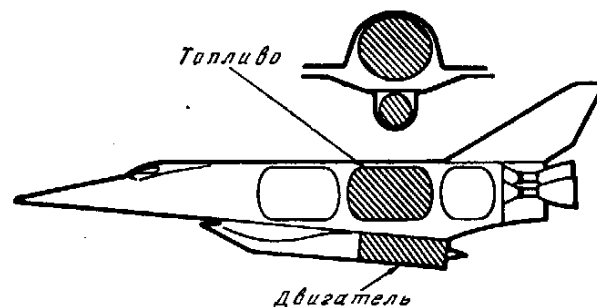
Оценки показывают, что потребная продолжительность полета при испытаниях систем охлаждения конструкции и изучении вопросов теплопередачи будет больше, чем при испытаниях двигателей. Данные, полученные в NASA при наземных испытаниях гиперзвукового экспериментального двигателя HRE (Hypersonic Research Engine), говорят о том, что охлаждаемый водородом легкий двигатель выходит на расчетный режим очень быстро (за 20—30 с), и требования к установившемуся режиму работы будут скорее зависеть от характеристик записывающей аппаратуры, нежели от стабилизации температуры двигателя. Выполненные наземные испытания показывают, что для проведения

подобного эксперимента достаточно 1—2 мин. Таким образом, в течение одного полета можно будет получить данные для нескольких установившихся и переходных режимов работы двигателя.

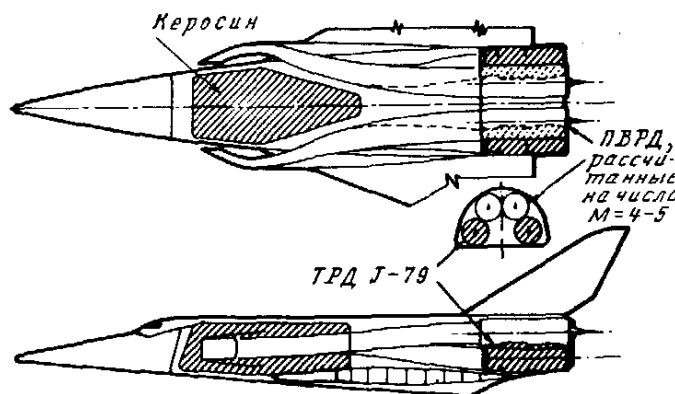
Комбинированные двигатели (ТРД + ПВРД) с большой массой вращающихся частей, естественно, потребуют большего времени для выхода на расчетный режим. По данным фирм Джeneral Электрик и Пратт-Уитни, время подобных испытаний должно быть ~5 мин. Возможности испытаний больших газотурбинных двигателей на самолете HRA ограничены требованиями старта этого самолета с самолета-носителя B-52. Наибольший полномасштабный двигатель, который легко можно подвесить под фюзеляжем самолета HRA, должен иметь диаметр ~1 м (фиг. 31). Для установки более крупных двигателей необходимы серьезные модификации задней части фюзеляжа, подобно показанному на фиг. 32. Так как диапазон скоростей эффективной работы больших комбинированных двигателей соответствует числам $M = 2—4,5$, то может оказаться более логичным проведение испытаний этих двигателей в наземных лабораториях или на самолетах типа YF-12.

При эксплуатации гиперзвуковых самолетов для выполнения взлета, набора высоты и разгона до скорости, соответствующей числу $M = 3$, могут использоваться ЖРД или ТРД. При числах $M > 3$ ТРД будут закрываться и весь воздух будет поступать к ПВРД с дозвуковым горением, при числах $M > 5$ более эффективными становятся ПВРД со сверхзвуковым горением. На фиг. 33 показано возможное увеличение коэффициента восстановления полного давления в воздухозаборнике, если поток не будет тормозиться до дозвуковой скорости. Как видно из приведенных графиков, коэффициент восстановления полного давления при числах $M > 6$ может быть повышен минимум в два раза. Если эффективность сгорания топлива будет сохранена и выхлопная струя получит достаточное расширение, то следует ожидать значительного улучшения общих характеристик такой силовой установки.

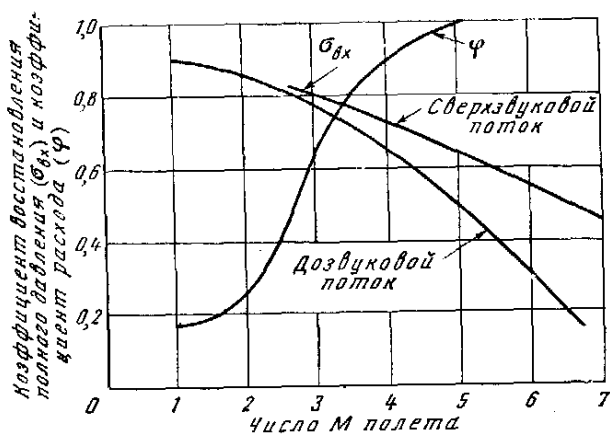
На самолете HRA существенное увеличение времени испытательных полетов можно получить за счет более раннего включения экспериментальных ПВРД на участке разгона и набора высоты (в дополнение к ЖРД или вместо них). На фиг. 34 показана тяга экспериментального двигателя, отвечающего требованиям концепции двухрежимного ПВРД (дозвуковое/сверхзвуковое горение). Удельный импульс по топливу ПВРД со сверхзвуковым



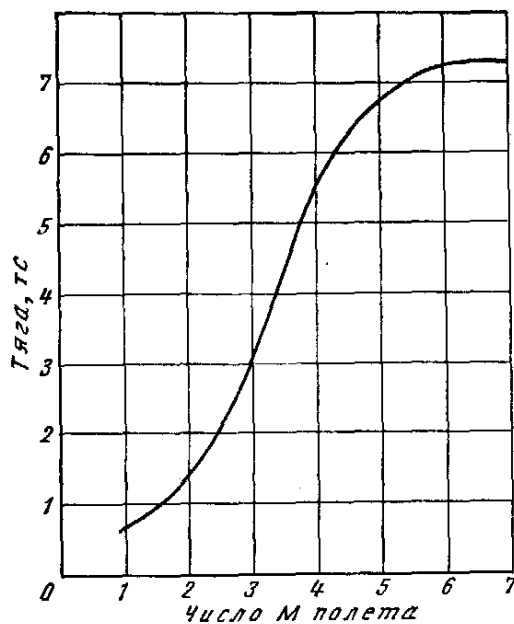
Фиг. 31. Установка ПВРД на самолете HRA (возможные топлива: керосин, эндотермическое (криогенное) топливо, метан; возможные двигатели: ПВРД с диаметром ~1 м, эжекторный ПВРД, эжекторный ПВРД с наддувом)



Фиг. 32. Альтернативная система для испытаний комбинированных двигателей (ТРД + ПВРД; старт с самолета-носителя или обычный взлет; расчетная скорость соответствует числу $M = 3 - 5$)



Фиг. 33. Характеристики воздухозаборника



Фиг. 34. Изменение тяги ПВРД со сверхзвуковым горением на траектории разгона и набора высоты (площадь входа по обечайке 0.5 м^2 , диаметр двигателя $\sim 1 \text{ м}$)

горением достигает 2500—3500 с, тогда как для лучших образцов ЖРД он не превышает 450 с, поэтому замена ЖРД на ПВРД при наборе высоты обеспечит значительную экономию топлива.

Для удешевления программы испытаний с использованием самолета НРА желательно использовать существующие испытательные трассы полигонов. Необходимо предусмотреть места аварийных посадок, обеспечить непрерывное радиолокационное сопровождение, исключить воздействие звукового удара на населенные районы, заповедники и т. д. На фиг. 35 показаны испытательная трасса базы Эдвардс и зависимость располагаемого времени летного эксперимента от числа M полета.

ВОЗДУХОЗАБОРНИК ПВРД СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ГОРЕНИЕМ

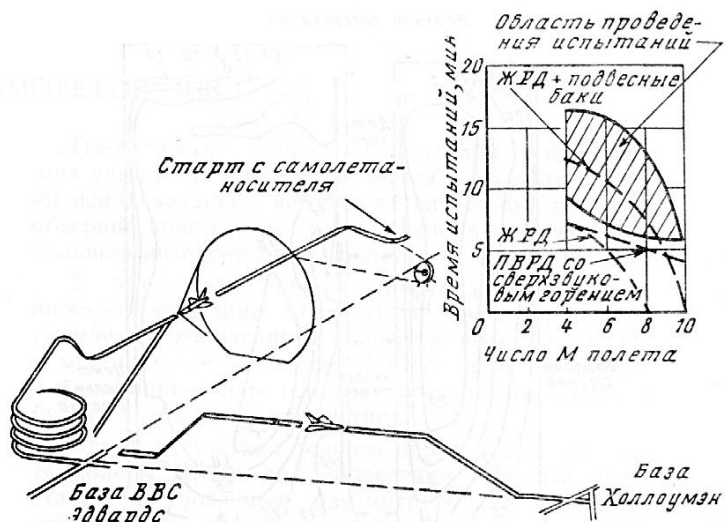
Возможность летных испытаний ПВРД со сверхзвуковым горением («Скремджет») является одним из важнейших требований к экспериментальному гиперзвуковому самолету и его геометрия в значительной мере определяется этим требованием.

В данном разделе дается краткое описание некоторых результатов экспериментальных исследований характеристик входных устройств ПВРД со сверхзвуковым горением.

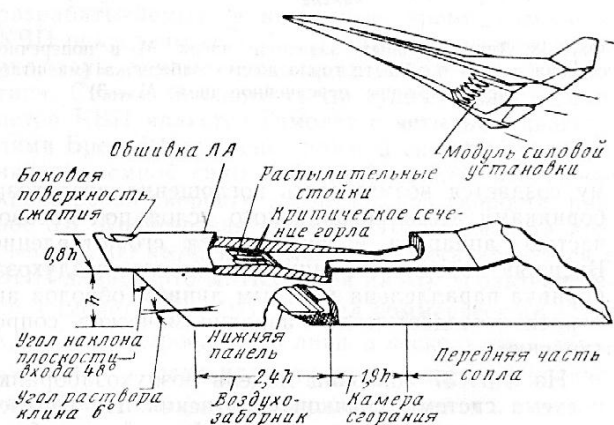
В течение последнего десятилетия ВВС США и NASA проводили разработку нескольких маломасштабных экспериментальных ПВРД со сверхзвуковым горением. В ходе работ по этим проектам была подтверждена принципиальная возможность создания таких двигателей и подготовлена техническая база. В настоящее время NASA осуществляет программу научных и экспериментальных требований гиперзвукового ПВРД, представляющего собой единое целое с планером летательного аппарата. Эта концепция подразумевает использование передней части корпуса аппарата для предварительного сжатия воздушного потока перед его поступлением в воздухозаборник и использование задней части корпуса для дополнительного расширения потока выхлопных газов. Важными достоинствами такой компоновки двигателя на летательном аппарате являются: снижение требований к системе охлаждения за счет использования в качестве активного теплопоглотителя части криогенного водородного топлива, циркулирующего в основной конструкции; уменьшение веса и сложности системы из-за отсутствия подвижных элементов регулирования воздухозаборника; минимальное внешнее сопротивление. Разработке этой концепции предшествовали детальные проектные исследования, опирающиеся на новейшие достижения в двигателестроении. Особенности конструкции воздухозаборника и камеры сгорания вместе с упомянутыми достоинствами интегральной компоновки позволяют получить высокие характеристики в диапазоне чисел M от 4 до 10 при относительно невысоких требованиях к системе охлаждения двигателя. Так, например, предполагается, что при $M = 6$ использование в системе охлаждения только 40% жидкого водорода обеспечивает удельный импульс двигателя, равный 3000 с. В настоящее время проводятся экспериментальные исследования, целью которых является опытное подтверждение и дальнейшее развитие данной концепции.

Форма поперечного сечения воздушного канала двигателя модульной конструкции (фиг. 36), созданного в НИЦ им. Лэнгли, изменяется от почти квадратной на входе до прямоугольной в области горла и снова до квадратной на выходе из камеры сгорания. Такая простая конфигурация внутренних стенок канала создает более благоприятные условия для работы системы охлаждения за счет уменьшения площади смачиваемой потоком поверхности. Кроме этого при установке на нижней поверхности летательного аппарата блока из нескольких таких модулей обеспечивается попадание в двигатели всего воздушного потока, проходящего между поверхностью аппарата и головным скачком уплотнения при максимальном числе M полета, благодаря чему достигается максимальная величина тяги.

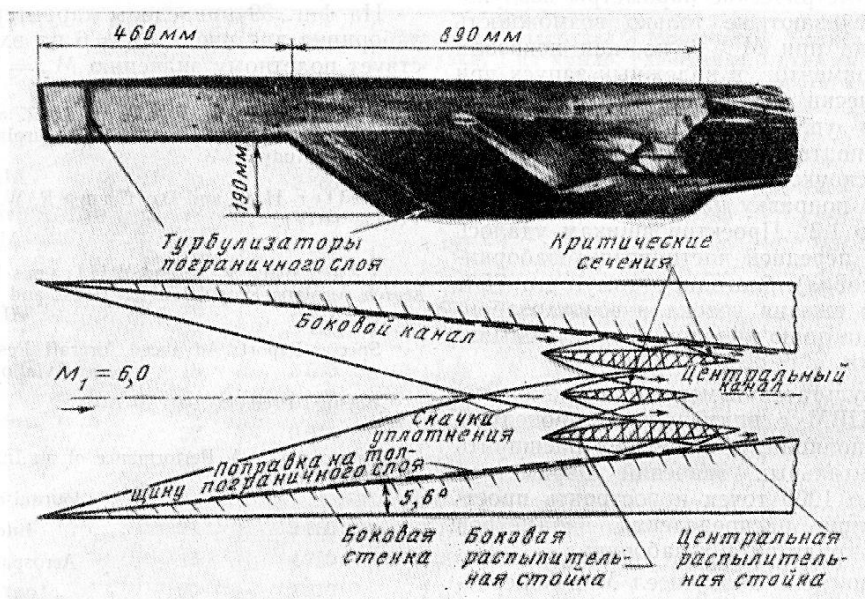
При установке топливных форсунок на стенках канала потребовалась бы смесительная камера чрезмерно большой длины, поэтому в данной конструкции используются три плоские распылительные стойки, образующие шесть поверхностей с отверстиями впрыска топлива. Благодаря этому сокращается не только общая длина камеры сгорания, но и длина воздухозаборника, поскольку значительная доля сжатия набегающего потока будет осуществляться стенками распылительных стоек. Передние кромки боковых стенок воздухозаборника образуют угол 48° с направлением набегающего потока, что при малых числах M полета обеспечивает отвод части потока и запуск нерегулируемого воздухозаборника. Комбинация угла стреловидности боковых кромок, конструкция стенок и выбранного положения передней кромки нижней панели обеспечивает близкую к максимальной относительную величину захватываемой массы воздуха при всех значениях числа M полета. Перетекающий через переднюю кромку нижней панели воздушный поток создает дополнительную подъемную силу. Система косых скачков уплотнения способствует уменьшению сжатия потока вблизи нижней поверхности летательного аппарата, благодаря че-



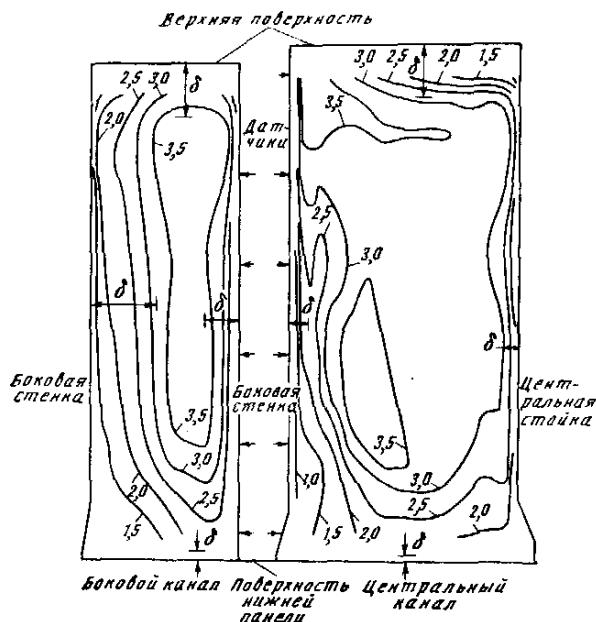
Фиг. 35. Схемы экспериментальных полетов самолета HRA



Фиг. 36. Модуль блока ПВРД со сверхзвуковым горением (НИЦ им. Лэнгли)



Фиг. 37. Экспериментальная модель воздухозаборника и схема скачков уплотнения при $M = 6$



Фиг. 38. Линии равных значений числа M в поперечном сечении потока в области горла воздухозаборника (масштабы не выдержаны; среднее число $M = 3$)

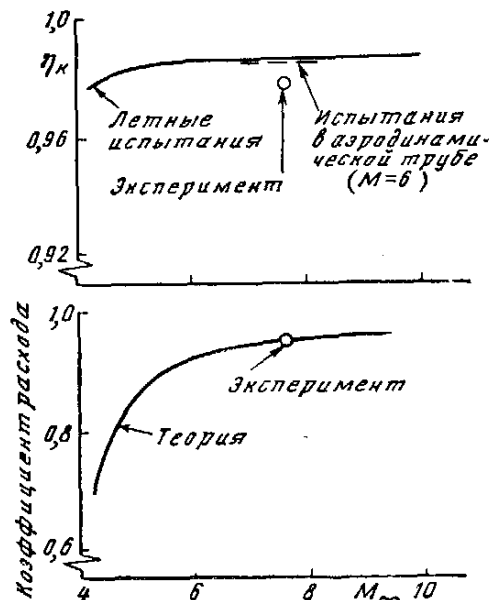
му создается возможность поглощения воздухозаборниками всего пограничного слоя под носовой частью аппарата и исключается его отделение. Внешняя поверхность нижней панели воздухозаборника параллельна местным линиям обводов аппарата и создает малое аэродинамическое сопротивление.

На фиг. 37 показана модель воздухозаборника и схема системы скачков уплотнения. На верхней пластинке создается пограничный слой, подобный образующемуся на нижней поверхности летательного аппарата.

Выбранные геометрические параметры воздухозаборника обеспечивают не только возможность повторного запуска при $M \geq 6$, но, как показали результаты экспериментов, и надежный запуск при $M < 2.5$. Теоретически полученная картина расположения скачков уплотнения в горизонтальной плоскости была подтверждена экспериментально: угол отклонения скачков от боковых стенок составил 6.8° , включая поправку на толщину пограничного слоя, равную 1.2° . Проектировщикам удалось уменьшить длину передней части воздухозаборника (до области горла) благодаря тому, что 75% величины полного сжатия потока в воздухозаборнике приходится на долю каналов между распылительными стойками.

Обработка результатов измерений и их анализ проводились на ЦВМ с применением процедуры пелинсейной интерполяции, позволившей расширить сетку экспериментальных значений параметров приблизительно до 1000 точек и построить пространственную картину распределения параметров потока в области горла воздухозаборника.

На фиг. 38 приведено поле чисел M в поперечном сечении потока (масштаб по ширине увеличен в 7 раз по сравнению с масштабом по высоте).



Фиг. 39. Характеристики воздухозаборника

Осредненные характеристики ($M_1 = 6.0$)

	Каналы		Весь воздухозаборник
	боковой	центральный	
Коэффициент сжатия потока	5.9	7.5	7.0
Число M в горле	3.0	3.1	3.1
Коэффициент восстановления полного давления	0.46	0.66	0.59
Коэффициент восстановления кинетической энергии, η_k	0.968	0.983	0.987
Коэффициент расхода	0.32	0.63	0.95

На фиг. 39 приведены характеристики воздухозаборника для числа $M_1 = 6$ на входе, что соответствует полетному значению $M_\infty = 7.6$.

Kirkham F. S., Jackson L. R. and Weidner I. P. The Case for a High-Speed Research Airplane—Results from an In-House Study.

AIAA Paper № 74-988;

Vetter H. C. and De Camp R. W. Incremental Growth Vehicle (IGV).

AIAA Paper № 74-989;

Van Camp V. V. and Williams E. T. Hypersonic Research Airplane Propulsion for Boost and Test.

AIAA Paper № 74-990;

Special Report: Advanced Aircraft Research and Planning. Aviation Week, 17/IX 1973;

Boeing Predicts...

Flight № 3372;

Trexler C. A. Performance of an Inlet for an Integrated Scramjet Concept.

Journal of Aircraft, IX, 1974;

Interavia № 7902, 8275;

Aerospace Daily, 18/III 1975.

Референты Б. П. Круглов, В. Ф. Мишин.