

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Некоторые характеристики перспективных носителей . . .	1
Применение суборбитальных ракетопланов для транспорт- ных перевозок	12
Вход в атмосферу маневрирующих пилотируемых космиче- ских аппаратов	22
Пилотируемый орбитальный космический аппарат „Янус“ .	29
Аппарат изменяемой геометрии, входящий в атмосферу с гиперзвуковой скоростью	35
Программа „Файр“	38
Материалы и конструкция воздушно-космических летатель- ных аппаратов	40
Программа исследований самолета Норт Америкен X-15 и техника входа в атмосферу	46
Турборакетные двигатели	54
Хроника	59

НЕКОТОРЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НОСИТЕЛЕЙ

В течение последних пяти лет в США по правительственным контрактам проводились исследования нескольких возможных схем следующего поколения носителей. Основой этих исследований было сравнение систем многократного и однократного применения, носителей с РДТТ и ЖРД, а также аппаратов, взлетающих вертикально и горизонтально.

В 1964 г. появилась большая уверенность в определении будущих возможностей. Это объясняется лучшим пониманием того, как осуществляются и осуществлялись воздушно-космические перевозки, будь то доставка пассажиров из одного города в другой, боевых зарядов с базы к цели или спутников с Земли на орбиту.

В данной статье приводятся результаты обзора воздушно-космических транспортных систем и показывается, что эти сведения могут быть использованы для выявления эффективных, экономичных и надежных носителей, могущих выполнять широкий диапазон заданий по выводу грузов на орбиту. Концепции этих многоцелевых носителей сравниваются с концепциями носителей узкого назначения. Это сравнение показывает, что носители специального назначения менее эффективны, чем многоцелевые носители. Эффективность концепций определяется на основе 13 критериев. Концепция многоцелевого носителя может послужить основой для создания перспективных носителей, которые смогут удовлетворять будущим требованиям, в настоящее время еще четко не определенным.

Было проведено подробное изучение нескольких систем самолетов, управляемых снарядов и ракет-носителей, чтобы установить, какие расчетные характеристики обеспечили их эффективность, и затем определить, какие критерии использовались для оценки эффективности. На основе этих данных были очерчены концепции многоцелевых носителей, дано описание их характеристик, определены количественные, а затем и относительные величины критериев. В конечном итоге была выбрана «наилучшая» концепция.

Помимо характеристик летательных аппаратов, были установлены критерии, использовавшиеся при оценке данной системы. Эти критерии были собраны в группы, характеризующие эксплуатацию, стоимость, надежность и возможности дальнейшего усовершенствования. Только несколько критериев, входящих в общие группы, применимы ко всем системам. Для оценки системы использовалось разное количество критериев. Однако критерии оценки на-

дежности, возможности серийного производства и уровня технического обслуживания были общими для всех аппаратов.

Исследования показали, что многие из 92 характеристик системы и 54 отдельных критерия, которые можно применять для оценки перспективных носителей, были излишними, взаимозависимыми или неуместными и что следует пользоваться меньшим количеством характеристик и критериев.

Было доказано, что для усовершенствованных носителей применимы 21 характеристика системы и 13 критериев. Эти 13 критериев (табл. 1) представляют собой наивысший уровень, которому могут соответствовать количественные величины для четырех упомянутых выше общих групп.

Расчетные характеристики построенных систем в сочетании с требованиями к будущим системам послужили основой для определения концепций носителей специального назначения, которое включало выбор и анализ расчетных характеристик. Проводился анализ летных и весовых характеристик летательного аппарата, чтобы определить его размеры, соответствующие требующейся скорости. Системы оценивались на основе каждого критерия, причем методы оценки вырабатывались, исходя из информации, полученной из характеристик ранее построенных систем.

После завершения оценки стало возможно провести сравнение критериев для каждого отдельного случая, однако четко определить преимущества одной системы перед другой не представлялось возможным. В связи с этим была начата работа, описываемая в данной статье. Перечень характеристик и критериев и их определения приведены в табл. 1 и 2.

При оценке многоцелевого аппарата возникает вопрос о том, что понимать под термином «многократное применение». Для этого необходимо, во-первых, нанести приближенные границы запаса энергии, определяемые высотой и скоростью полета и углом наклона траектории (так называемый спектр энергии), и, во-вторых, дать описание нескольких реальных заданий, включающих спектр энергии, и тактико-технических требований к летательному аппарату, таких, как запуск и продолжительность пребывания на орбите, число членов экипажа и пассажиров, а также грузоподъемность.

В табл. 3 приведены три предполагаемых задания. Анализ отдельных этапов каждого задания показывает, что они подразумевают функции раз-

ведки, наблюдения, встречи на орбите со вступающими или не вступающими во взаимодействие спутниками, а также запуски по плану и вне плана. Если рассматриваются полет по околоземной орбите и ориентация аппарата относительно Земли, то, как будет показано в дальнейшем, возможности летательных аппаратов с точки зрения их назначения выходят за пределы упомянутых заданий. Для аппарата, соответствующего первому назначению, предусматривается 120 запусков в течение 10 лет; для аппарата, соответствующего второму назначению, — 120 и для аппарата, соответствующего третьему назначению, — 150 запусков в течение пяти лет.

При анализе ранее созданных систем было установлено, что эффективные системы обычно используются чаще, чем предполагалось. В связи с этим был проведен параметрический анализ того, как расширение программы запусков и изменяющееся соотношение запусков для приведенных трех заданий влияют на эффективность системы. Такой анализ позволяет выбирать летательные аппараты, не зная условий их применения по времени. Единственным условием является примерное определение границ возможных заданий. Этот метод позволяет принимать решение относительно выполнения

программы и в то же время дает некоторую уверенность в том, что выбор будет удовлетворять различным условиям применения аппарата в будущем. Рассматривалось пять вариантов количества запусков для каждого задания, общим числом 1000 успешных запусков. Вариант I предусматривает, что будет осуществляться только одно из трех заданий, варианты II, III и IV предусматривают другие комбинации этих трех заданий, а вариант V предусматривает такое же количество запусков, как и для исходной системы, но при большей их частоте. В табл. 4 приведены выборочно различные группы из многочисленных возможностей.

Для выполнения описанных заданий можно разработать много летательных аппаратов. По существу выбор системы состоит в том, чтобы определить особенности конструкции, повышающие критерии оценки, присущие как многоцелевым аппаратам, так и аппаратам специального назначения в соответствии с требованиями, диктуемыми назначением аппарата, учитывая отдельные категории критериев. Например, для каждой конфигурации предусматривается наличие несущих поверхностей, возможность совершать перегоночные полеты, возвращение первой ступени на базу и посадка с работающими ВРД, возвращение последней повтор-

Таблица 1

Критерии оценки

	Критерий	Определение	Измерение
Эксплуатация	Успех выполнения задания	Вероятность успешного функционирования системы	Количество успешных запусков из общего числа запусков
	Безопасность	Вероятность безопасного возвращения экипажа и пассажиров	Количество успешных возвращений из общего числа запусков
	Использование	Эффективность наземных операций	Количество запусков аппарата в год
	Наличие	Дата готовности системы к полету	Количество лет до первого полета начиная с 1965 г.
	Комфорт	Отсутствие неприятных и болезненных ощущений во время запуска	Перегрузка больше 2,5
	Пригодность для выполнения дополнительных задач	Способность системы без изменения выполнять другие задания	Потенциал скорости с нагрузкой 9000 кг
Стоимость	Стоимость системы	Общая стоимость предметов, непосредственно относящихся к системе	Общая стоимость программы
	Ассигнования	Планируемые по времени расходы	Максимальные расходы во время проведения программы исследований и разработки
	Потенциальный спрос	Потенциальные экономические преимущества, получаемые при расширенном использовании системы	Стоимость запуска при 1000 успешных запусков
Техническая надежность	Чувствительность	Отклонения в стоимости, характеристиках и времени, которые могут произойти из-за неопределенности параметров	Диапазон неопределенности параметров
	Технический риск	Вероятность, что иная программа удовлетворяет требованиям стоимости, характеристик и сроков	Требуемая техника не демонстрируется
Развитие	Возможность выполнения будущих заданий	Улучшенные характеристики как результат изменений системы	Увеличение нагрузки, выводимой на орбиту высотой 185 км благодаря улучшению системы
	Технический вклад	Усовершенствования в результате проведения программы разработки, которые могут быть использованы для других систем	Количество усовершенствований

Таблица 2

Особенности конструкции

Требование	Показатели
Характеристика посетителя	Низкие напряжения в конструкции. Аэродинамические возможности. Небольшая скорость разделения ступеней. Большой избыток тяги
Характеристики ступеней	Многokrратно используемые ступени. Изменяемые верхние ступени. Параллельное расположение ступеней. Аэродинамическое разделение ступеней. Вспомогательное топливо
Характеристики посетителя и конструкции	Малые коэффициенты безопасности. Технический уровень материалов. Пассивное охлаждение. Малый вес конструкции ступени
Взлет	Вертикальный взлет. Горизонтальный взлет. Ускоритель взлета
Возвращение и перегоночные полеты	Возвращение по баллистической траектории. Возвращение с использованием подъемной силы. Перевозка на транспортном самолете к месту запуска. Автономный полет к месту запуска
Силовая установка	ЖРД. РДТТ. ВРД. Высокий удельный импульс. Долгохранимое топливо. Криогенное топливо. Малоопасное топливо. Резервы топлива
Техника силовой установки	Разработанные двигатели. Форсированные двигатели. Двигатели, повторно запускаемые. Возможности полета с неработающими двигателями
Наведение и управление	Управление экипажем при полете в атмосфере. Бортовая навигация. Резервирование важных систем. Возможность парирования летчиком автоматического управления. Система обнаружения неисправностей
Проверка и обслуживание	Автоматическая проверка. Возможность расширения испытаний. Модульная конструкция. Сборка, перемещение, запуск

Таблица 3

Характеристики задания

Элементы	Задание 1 Грузовой и пассажирский транспорт	Задание 2 Орбитальные испытания	Задание 3 Инспекция спутников
Стартовая позиция	Восточный испытательный полигон	Восточный и западный испытательные полигоны	Континент США
Цель запуска	Встреча с космической станцией	Вывод на геоцентрическую орбиту	
Высота [км]	485	231 до 925 (круговая)	129÷3700 (эллиптическая)
Наклонение [град]	29,5	30÷97	0÷360, 270, (наихудшее условие)
Изменение плоскости орбиты [град]	1,0 (связано с временем ожидания посадки)	20	20 (на высоте 129 км)
Приращение скорости [м/сек]	91	305	609
Нагрузка			
Экипаж	12 (экипаж и пассажиры)	2÷6	3
Груз или оборудование [кг]	4500 (минимум)	2270÷4500	4500
Возвращаемый груз [кг]	150 (+12 чел.)	300 (+экипаж)	150 (+экипаж и 6 эвакуированных пассажиров)
Условия работы экипажа	Без скафандров		
Продолжительность полета [сутки]	2	60	3
Готовность	Заранее планируемая		
Время ожидания посадки [мин]	120 (связано с изменением плоскости орбиты)	Не имеет значения	90
Частота запусков:			
последовательных в год	12	24	30
максимум в сутки	1	2	3
Наземные условия:			
ветер	0,95	0,95	0,999
погода		0,95	любая

но используемой ступени на базу на режиме планирования, минимальные размеры аппаратов, малые перегрузки, использование существующих видов топлива, применение топлив с высоким удельным импульсом (по крайней мере на верхних ступенях), возможность летных испытаний отдельных ступеней, возвращение в атмосферу с использованием подъемной силы и высокое аэродинамическое качество при посадке, двигатели, соответствующие до-

стигнутому уровню развития техники, возможность продолжать полет при отказе двигателя и наличие резервов топлива. В некоторых случаях в требованиях указываются специальные топлива, количество и характеристики ступеней, скорости при выгорании топлива, а также тип и количество двигателей.

При проведении проектных исследований руководствуются следующими сведениями, которые дол-

Характеристики одноцелевых носителей

	Задание		
	1	2	3
Ступени	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—несохраняемая 4—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая
Взлет	горизонтальный	горизонтальный	горизонтальный
Силовая установка первой ступени	ВРД и ЖРД	ВРД и ЖРД	ВРД и ЖРД
Топливо ракетных двигателей:			
первой ступени	O ₂ /RP—1	O ₂ /RP—1	N ₂ O ₄ /азрозин 50
второй ступени	O ₂ /H ₂	O ₂ H ₂	N ₂ O ₄ /азрозин 50
третьей ступени	O ₂ /H ₂ *	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]:			
первой ступени	1 220	1 220	1 220
второй ступени	6 100	6 100	6 100
третьей ступени	8 192	11 675	12 970
Весы [кг]:			
груз	4540	4 540	2 270
грузовой контейнер		450	250
планер + несохраняемое оборудование		4 440	3 670
средства схода с орбиты		590	390
орбитальная лаборатория+контейнер		7800	—
Общий вес космической ступени [кг]		17 810	6 580
Третьей ступени:			
конструкция	18 770	6 800	4 300
топливо	15 700	74 250	49 420
в момент включения двигателей	39 000	98 860	60 300
Второй ступени:			
конструкция	23 600	49 900	27 700
топливо	169 100	391 900	417 700
в момент включения двигателей	231 700	540 660	505 700
Первой ступени:			
конструкция	225 900	444 500	426 300
топливо	81 600	173 300	174 600
топливо для ВРД	99 800	211 400	204 200
в момент включения двигателей	639 000	1 369 850	1 310 800

жны быть известны до того, как будут определены вес и размеры ступеней летательного аппарата:

состав нагрузки (экипаж и пассажиры, груз, доставляемый на орбиту, груз, возвращаемый на Землю, характеристики аппарата, возвращающегося на Землю);

продолжительность полета (расходуемые грузы, требования к экранированию, вероятность отказа); программа запусков (дата первого запуска, общее число запусков);

количество и размещение ступеней (количество ступеней, сохраняемые и несохраняемые ступени, размещение ступеней тандем или параллельно);

выбор топлива (состав топлива и смеси);

возвращение в атмосферу и посадка (вход в атмосферу по баллистической траектории или с использованием подъемной силы, полет к месту посадки, шасси, двигатели, работающие при заходе на посадку и посадке);

силовая установка для возвращения на базу и перегоночных полетов (выбор двигателей, требования к топливу);

стартовые площадки («окно» для запуска, опасности на Земле);

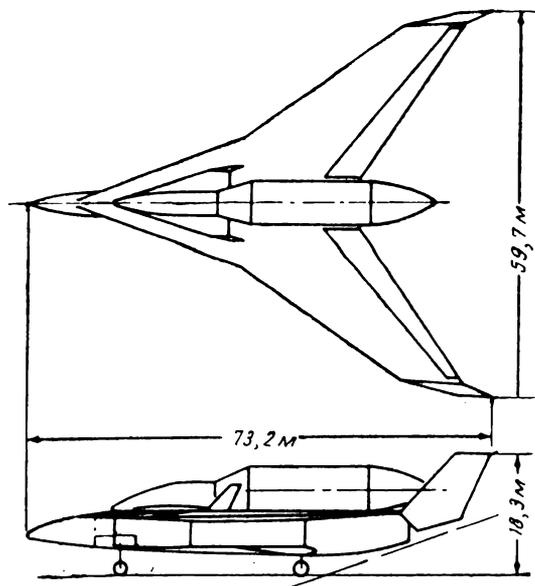
требования к скорости (орбита, маневрирование и сход с орбиты, спасение экипажа при запуске и прекращение запуска, резервы топлива);

эксплуатационные показатели (надежность, способность прекращать полет, безопасность, готовность, время ожидания взлета или посадки, универсальность);

метод взлета (горизонтальный или вертикальный, взлетно-посадочная дорожка, ускоритель взлета, пусковой стол, скорость при отрыве от земли, размеры крыла, взлетная дистанция, аварийные процедуры);

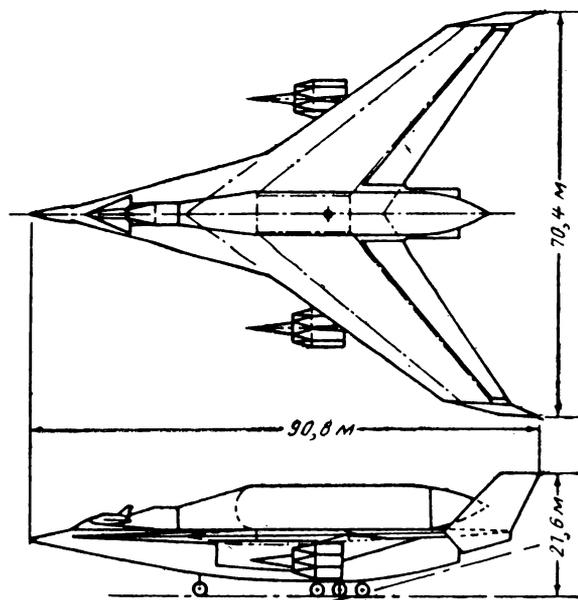
Таблица 4
Распределение запусков (1000 запусков)

Обозначение программ запусков		Количество запусков по заданиям		
Вариант	Программа	Задание 1	Задание 2	Задание 3
I	a	1000	0	0
	b	0	1000	0
	c	0	0	1000
II	a	500	500	0
	b	500	0	500
	c	0	500	500
III	a	800	100	100
	b	100	800	100
	c	100	100	800
IV	a	450	450	100
	b	450	100	450
	c	100	450	450
V	a	307	307	386



	Ступени		
	1	2	3
Топливо	O ₂ /RP-1	O ₂ /H ₂	O ₂ /H ₂
Число двигателей	5 ЖРД 12 ВРД	1	1
Тяговооруженность	0,42	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	6000	8192
Вес в момент включения двигателей [т]	586	250	39

Фиг. 1. Проект одноцелевого горизонтально взлетающего трехступенчатого носителя (назначение — транспортировка грузов и пассажиров; первая и третья ступени сохраняемые)



	Ступени		
	1	2	3
Топливо	O ₂ /RP-1	O ₂ /H ₂	OF ₂ /B ₂ H ₆
Число двигателей	5 ЖРД 24 ВРД	1	1
Тяговооруженность	0,42	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	6000	11675
Вес в момент включения двигателей [т]	1370	540	99

Фиг. 2. Проект одноцелевого горизонтально взлетающего четырехступенчатого носителя (назначение — орбитальные испытания; первая и четвертая ступени сохраняемые; четвертая ступень возвращается на Землю на режиме планирования)

выбор двигателей (ракетные двигатели, ВРД, уровень развития техники, резервирование, регулирование тяги и т. д.);

экипаж (численность, размещение, квалификация).

Некоторые из этих требований обусловлены назначением аппарата. Однако, если особенности конструкции неопределенные, противоречивые или не могут быть достаточно четко количественно оценены, то для правильной их интерпретации необходимо основываться на параметрических данных и опыте.

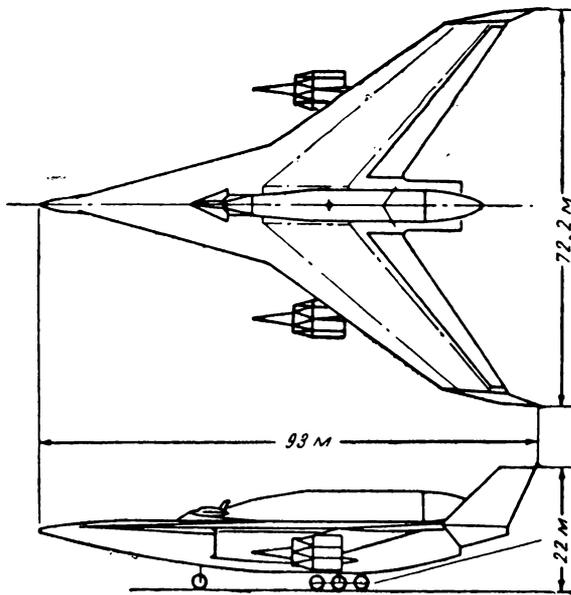
Летательные аппараты специального назначения рассчитаны на горизонтальный взлет; первая ступень разгоняется ВРД до скорости 900 м/сек и ракетными двигателями — до скорости 1200 м/сек, вторая ступень несохраняемая. У аппаратов второго и третьего назначений третья ступень несохраняемая, а последняя ступень рассчитана на возвращение в атмосферу и посадку на режиме планирования, тогда как у аппаратов первого назначения последняя ступень снабжена силовой установкой. Все многоцелевые аппараты имеют одинаковые последние ступени, но различные первые ступени: ступень с комбинированной силовой установкой, взлетающая горизонтально, вертикально взлетающая ступень с ракетными двигателями и ступень с ракетными двигателями, взлетающая с салазок. Веса аппаратов специального назначения приведены в табл. 5, а многоцелевых аппаратов — в табл. 6.

На фиг. 1—6 приведены схемы этих аппаратов. Все схемы рассчитаны на горизонтальный взлет. Поскольку исследования показали, что вертикально взлетающие аппараты имеют хорошие характеристики стоимости и веса по сравнению с горизонтально взлетающими аппаратами, в число возможных многоцелевых аппаратов включен для сравнения один вертикально взлетающий аппарат. Для вертикально взлетающего аппарата, кроме метода взлета, применяется та же техника, что и для горизонтально взлетающих аппаратов.*

Каждый одноцелевой аппарат должен отвечать специфическим требованиям по назначению, а каждый из трех многоцелевых аппаратов сможет выполнять все задания. При последующих оценках сравниваются все системы, могущие выполнить данную задачу, за исключением аппаратов, не полностью соответствующих данному назначению.

В первую очередь необходимо выбрать критерии для определения характеристик системы. Затем необходимо оценить выбранные критерии, т. е. дать ответ на такой вопрос: является ли система, имеющая большую вероятность успешного выполнения задания, более предпочтительной, чем система, которая будет готова к эксплуатации на x месяцев раньше?

Первоначально рассматривались два метода изыскания путей выбора систем. Первый метод

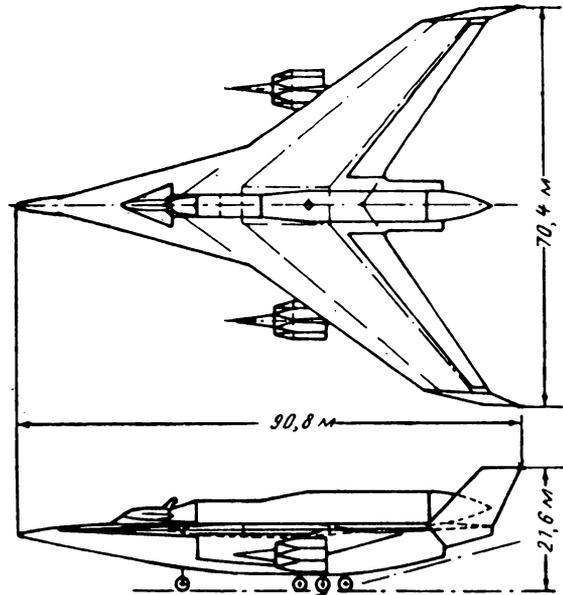


	С т у п е н и		
	1	2	3
Топливо	N_2O_4 /аэрозин 50	H_2O_4 /аэрозин 50	OF_2/V_2H_6
Число двигателей	5 ЖРД 24 ВРД	1	1
Тяговооруженность	0,42	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	6000	12970
Вес в момент включения двигателей [т]	1310	506	60

Фиг. 3. Проект одноцелевого горизонтально взлетающего четырехступенчатого носителя (назначение — инспекция спутников; первая и четвертая ступени сохраняемые, четвертая ступень возвращается на Землю на режиме планирования)

основан на теории игры с нулевой суммой для двух игроков, а второй — на теории независимости в функции выигрыша, где можно применять относительные величины, используя аддитивную оценку. Игра определяется как совокупность правил, описывающих формальную структуру условий соревнования. Теория игр неприменима при выборе одной схемы из нескольких, так как участвующие в выборе стороны заинтересованы в одном и том же результате и процесс выбора не предусматривает повторяемости условий. Определение игры требует наличия элемента соревнования, и многие специалисты считают повторяемость дальнейшим обязательным условием для игры. Исследования теории независимости в функции выигрыша привели к заключению, что эта теория применима для выбора систем, поэтому она и была использована.

После того как схема разработана, остается показать, насколько она эффективна. Желательно оценить достоинства и недостатки схемы с точки зрения требований, вытекающих из назначения аппарата, и затем сравнить ее с другими схемами. Такая оценка также указывает возможные пути совершенствования схемы. При оценке руководствуются следующими основными правилами: измерения должны быть количественными; данные должны быть основаны на результатах технического анализа, проводимого на уровне техники проекти-



	С т у п е н и		
	1	2	3
Топливо	$O_2/RP-1$	OF_2/V_2H_6	OF_2/V_2H_6
Число двигателей	5 ЖРД 24 ВРД	1	1
Тяговооруженность	0,66	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	4940	11 675
Вес в момент включения двигателей [т]	1280	511	155

Фиг. 4. Проект многоцелевого горизонтально взлетающего четырехступенчатого носителя (назначение — орбитальные испытания, инспекция спутников; первая и четвертая ступени сохраняемые; четвертая ступень возвращается на Землю на режиме планирования)

рования схемы; использование рассуждений должно быть минимальным, чтобы закономерные результаты выводились технически компетентными специалистами.

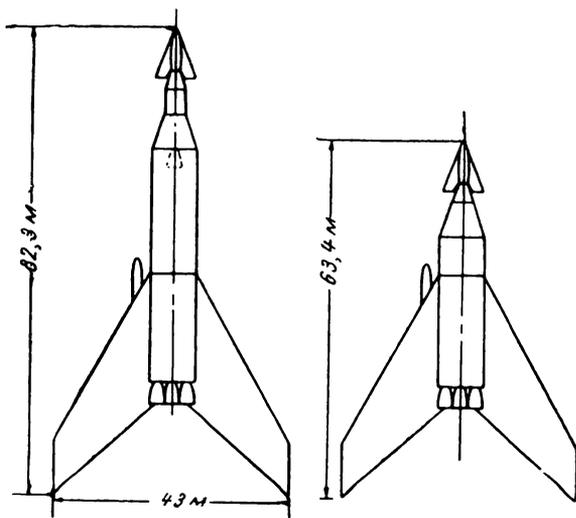
Оценка эффективности базируется на четырех вопросах: насколько эффективна система при выполнении данного задания; как относятся стоимость системы и наличные экономические ресурсы; какова вероятность, что расходы на постройку системы будут в пределах рассчитанных экономических ресурсов; способствует ли схема развитию техники и способствует ли развитие техники совершенствованию системы.

Измерения эффективности, отвечающие на эти вопросы, приведены в табл. 1. Эти измерения и их единицы весьма зависят от определения. В одном из исследований, проведенных ВВС США, было установлено, что имеются три фактора, которые образуют достаточно точную основу для оценки эффективности системы, а именно: наличие, зависимость и возможность. Полагают, что в рамках любого тщательно выбранного критерия, после того как определения будут поняты, основные споры между экспертами будут касаться важности каждого критерия.

Описанные выше носители представляют четыре различных системы носителей многократного применения. Первая система объединяет воз-

возможности трех аппаратов специального назначения, каждый из которых выполняет одно из указанных трех заданий, а многоцелевые аппараты пригодны для выполнения всех трех заданий. В табл. 7 приведены количественные величины, полученные в результате оценки этих четырех систем с помощью 13 измерений эффективности. Подробное рассмотрение метода оценки не входит в задачи данной статьи.

Можно привести два примера, иллюстрирующие технику оценки. При оценке эксплуатационной гибкости системы с точки зрения назначения проводился анализ каждой схемы, чтобы определить возможность изменения нагрузки и увеличения веса аппарата, если потребуются увеличить запас топлива для достижения других орбит. Эта характеристика выражается в величинах эквивалентной скорости. На фиг. 7 показана зависимость нагрузки от скорости для аппаратов каждой схемы. В качестве эталона сравнения для оценки выбрана нагрузка весом 9100 кг. Потенциальный рынок сбыта показывает экономические преимущества, приходящиеся на долю каждой системы, при увеличении количества запусков. На фиг. 8 показаны характеристические кривые уменьшения стоимости каждого запуска при увеличении количества запусков для каждой системы. В качестве базы для сравнения было выбрано количество запусков, равное 1000.



	С т у п е н и		
	1	2	3
Топливо	O ₂ /RP-1	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆
Число двигателей	5	1	1
Тяговооруженность	1,25	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	6000	11 675
Вес в момент включения двигателей [т]	1580	511	155

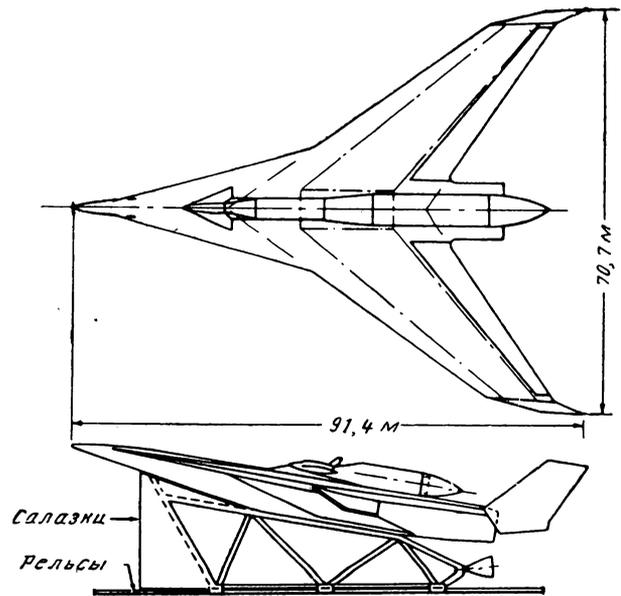
Фиг. 5. Проекты вертикально взлетающих многоцелевых носителей: четырехступенчатый аппарат для орбитальных испытаний и инспекции спутников (первая и четвертая ступени сохраняемые; четвертая ступень возвращается на Землю на режиме планирования) — слева; трехступенчатый аппарат для транспортировки грузов и пассажиров (первая и третья ступени сохраняемые) — справа

В этой точке кривая показывает сравнительно небольшое уменьшение стоимости при увеличении количества запусков вследствие влияния доли расходов на исследовательские и опытные работы, влияния освоения производства и т. п. Кривые построены на основе следующих данных: 31% запусков приходится на долю аппаратов первого и второго назначений, а 38% — на долю аппаратов третьего назначения.

Оценочная матрица суммировала величины критериев для каждой системы. Было установлено, что ни одна из систем не имела преимуществ по всем критериям, и, следовательно, выбрать лучшую систему на основе этих величин было трудно. Поэтому в качестве возможного метода выбора попробовали применить теорию статистических решений.

Критерии, использовавшиеся при составлении оценочной матрицы, образуют основу для выбора. Определение относительного значения критериев было основано на данных анкет, разосланных четырем группам квалифицированных инженеров авиационно-космической промышленности.

В анкетах предлагалось распределить 1000 очков между 13 критериями оценки. Каждая из четырех групп специалистов дала одинаковую оценку относительной значимости критериев (например,



	С т у п е н и		
	1	2	3
Топливо	O ₂ /RP-1	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆
Число двигателей	5	1	1
Тяговооруженность	1,25	1,0	1,0
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]	1220	6000	11 675
Вес в момент включения двигателей [т]	1386	511	155

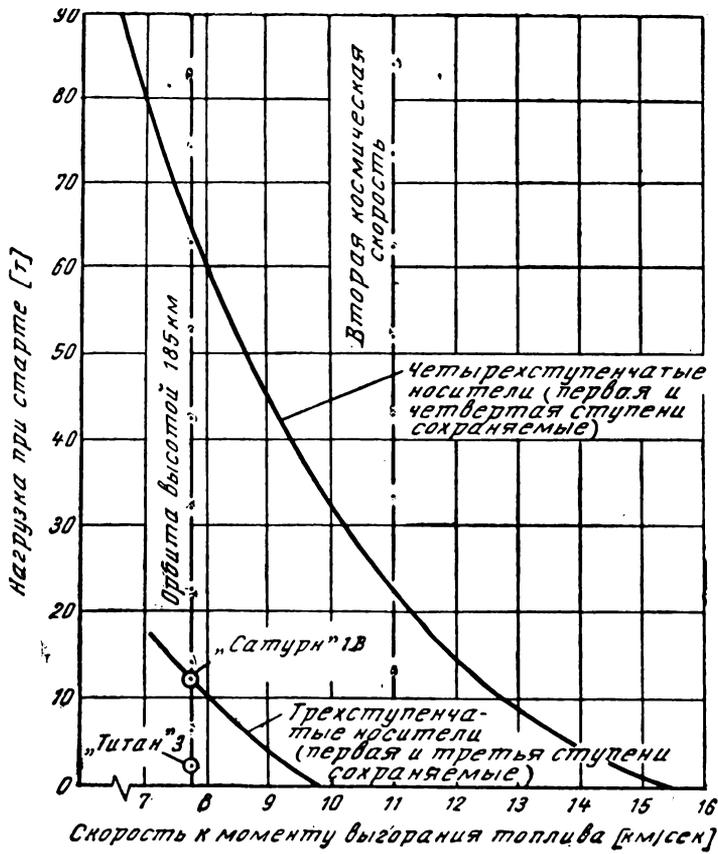
Фиг. 6. Проекты горизонтально взлетающих с использованием наземного ускорителя многоцелевых носителей: четырехступенчатый аппарат для орбитальных испытаний и инспекции спутников (первая и четвертая ступени сохраняемые; четвертая ступень возвращается на режиме планирования) — сверху; трехступенчатый аппарат для транспортировки грузов и пассажиров — снизу

Характеристики многоцелевых носителей

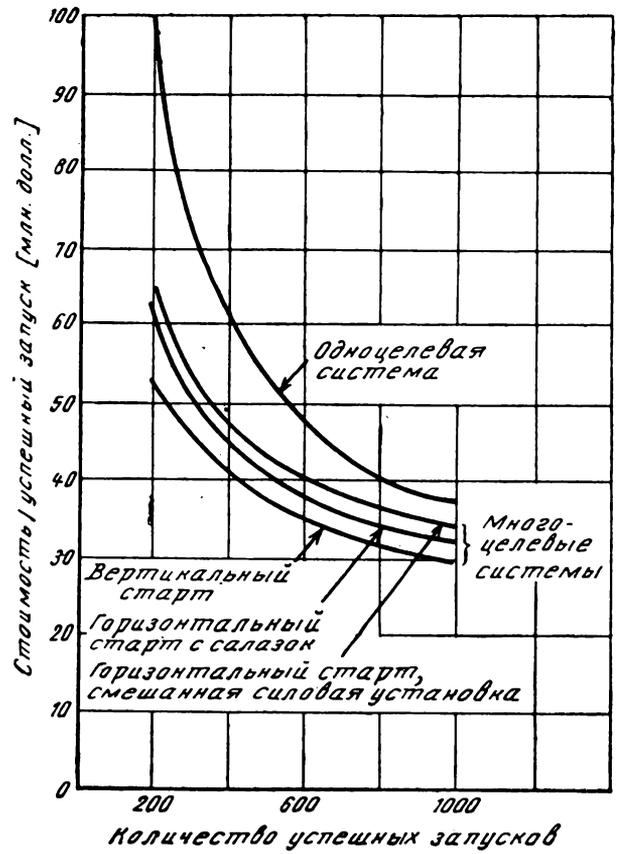
	Задание			Задание			Задание		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3
Ступени	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—несохраняемая 4—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—несохраняемая 4—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—несохраняемая 4—сохраняемая	1—сохраняемая 2—несохраняемая 3—несохраняемая 4—сохраняемая
Взлет	Горизонтальный			Вертикальный			Горизонтальный с салазок		
Силовая установка первой ступени	ВРД и ЖРД	ВРД и ЖРД	ВРД и ЖРД	ЖРД	ЖРД	ЖРД	ЖРД	ЖРД	ЖРД
Топливо ракетных двигателей:									
первой ступени	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1	O ₂ /RP-1
второй ступени	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆
третьей ступени	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆	OF ₂ /B ₂ H ₆
Скорость в момент выгорания топлива [м/сек]:									
первой ступени	1220	1220	1220	1220	1220	1220	1220	1220	1220
второй ступени	8192	4940	6980	8192	4940	6980	8192	4940	6980
третьей ступени		11 675	12 970		11 675	12 970		11 675	12 970
Веса [кг]:									
груз	4530	4530	2270						
грузовой контейнер	450	450	230						
планер + несохраняемое оборудование	6080	4670	4850						
средства схода с орбиты	730	680	590						
орбитальная лаборатория + адаптер		7800							
Общий вес космического аппарата	11 790	18 130	7940						
Третьей ступени:									
конструкция		10 890	10 890						
топливо		126 550	126 550						
в момент включения двигателей		155 570	145 380						
Второй ступени:									
конструкция	10 900	24 500	24 500						
топливо	126 550	331 100	280 780						
в момент включения двигателей	149 240	511 170	450 660	149 240	511 170	450 660	149 240	511 170	450 660
Первой ступени:									
конструкция	417 290	417 290	417 290	208 650	208 650	208 650	251 290	251 290	251 290
топливо	99 790	163 300	152 860	429 100	862 740	799 700	327 500	624 140	574 250
топливо для ВРД	117 000	187 790	180 100	—	—	—	—	—	—
в момент включения двигателей	783 320	1 279 550	1 200 910	786 990	1 582 560	1 459 010	788 030	1 386 600	1 276 200

во всех случаях эксплуатация была признана наиболее важным критерием, за которым по убывающей степени были расположены стоимость, надежность и возможность дальнейшего усовершенствования). Это было принято окончательно, хотя полного единогласия по относительной значимости отдельных критериев внутри каждой категории не

было достигнуто. Основные разногласия касались успешности выполнения задания, безопасности, финансирования и потенциального рынка сбыта. В опросе приняли участие 32 инженера со средним стажем работы 16 лет, из них 12 человек работали главным образом в области самолетостроения, а остальные — в области снарядной и космической



Фиг. 7. Приспособляемость для других заданий



Фиг. 8. Влияние общего количества запусков на спрос

Таблица 7

Результаты сравнения систем

Суммарные критерии		Измерение критерия	Одноцелевой носитель	Многоцелевые носители		
			горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	вертикальный взлет, ЖРД	горизонтальный взлет с салазок
Эксплуатация	Успех выполнения задания	Процент успешных запусков	0,857	0,859	0,867	0,854
	Безопасность	Вероятность безопасного возвращения экипажа	0,9989	0,9967	0,9983	0,9989
	Использование Наличие	Запуски в год	12	13	11	12
		Время до первого пилотируемого полета (начиная с 1965 г.)	9	7	6	8
	Комфорт	Единица физической нагрузки $\text{Сила} \times \text{время} > 2,5 \text{ г}$	134	134	60	134
Пригодность для выполнения дополнительных заданий (трехступенчатый носитель)	Потенциал скорости для нагрузки 9000 кг [м/сек]	8400	8990	10 000	9780	
Стоимость	Стоимость системы	Стоимость программы / успешный запуск [10^6 долл.]	60,5	50,3	41,0	45,4
	Ассигнования	Максимум ассигнований на исследования и разработку [10^6 долл.]	3,279	1,212	867	1,238
	Спрос	Стоимость запуска при 1000 запусков [10^6 долл.]	36,9	34,2	29,7	32,0
Техническая надежность	Чувствительность	Диапазон неопределенности [%]	9,6	9,6	8,5	9,5
	Технический риск	Неизвестная техника [%]	60	50	25	75
Развитие	Возможность выполнения будущих заданий	Увеличение выводимой на орбиту 185 км нагрузки [%]	30	4,8	8,9	7,9
	Технический вклад	Достижимый прогресс	8	10	7	12

Таблица 8
Согласование относительных величин критериев
оценки

Критерии		Величины относительных критериев				
		Источник А	Источник В	Источник С	Источник D	Общее среднее
Эксплуатация	Успешность выполнения задания	117	96	126	115	116
	Безопасность	138	118	100	87	108
	Использование	64	68	87	72	79
	Комфорт	67	57	23	57	46
	Наличие	37	62	41	34	42
	Пригодность для выполнения дополнительных заданий	48	84	67	52	65
	Всего	(471)	(485)	(444)	(417)	(456)
Стоимость	Стоимость систем	102	100	166	121	131
	Ассигнования	55	58	66	43	57
	Спрос	43	70	25	64	47
	Всего	(200)	(228)	(257)	(228)	(235)
Техническая надежность	Чувствительность	88	92	68	102	81
	Технический риск	112	83	115	122	105
	Всего	(200)	(175)	(183)	(224)	(186)
Развитие	Возможность выполнения будущих заданий	100	87	93	78	90
	Достижимый прогресс	29	25	23	53	33
	Всего	(129)	(112)	(116)	(131)	(123)

техники. Двадцать человек занимались проектированием и производством систем, тогда как остальные 12 были работниками технических отделов. Стаж работы и специализация опрошенных, по-видимому, не оказывали существенного влияния на полученные результаты.

В табл. 8 показано среднее значение каждого критерия, полученное в результате опроса каждой из четырех групп специалистов, и общее среднее значение, которое применяется как среднее взвешенное значение каждого критерия при сравнении четырех систем носителей.

Следующий этап оценки требует определения взвешенных значений четырех систем носителей на основе установленных величин критериев. Имеется много методов, по которым эти взвешенные величины могут быть оценены. В качестве примера в данной статье приводятся два метода.

Согласно первому методу взвешенные величины придаются системам с использованием линейной зависимости, т. е. система, получившая наиболее высокую оценку, получает новую величину критерия, равную взвешенному значению критерия, а система с наименьшей величиной критерия получает

взвешенную величину, равную нулю. Взвешенные величины для остальных систем определяются путем линейной интерполяции между наибольшей и наименьшей величинами критериев.

Второй метод определения взвешенных величин основан на предположении, что значения, полученные в результате оценки систем, распределяются для каждого критерия нормально. Средней установленной величине критерия приписывается взвешенное значение, равное половине взвешенного значения данного критерия. Значения больше или меньше среднего рассматриваются как три стандартных отклонения.

В табл. 9 приведено сравнение систем с использованием взвешенных значений, полученных в результате опроса при линейном методе придания этих взвешенных значений 13 суммарным критериям. Наибольшую сумму взвешенных значений оценки получил вертикально взлетающий двухступенчатый аппарат (обе ступени многократного использования), и, следовательно, этот аппарат является наиболее целесообразным для выполне-

Таблица 9
Результаты сравнения систем

Суммарные критерии		Многоцелевые носители			
		Горизонтальный взлет, ЖРД и ВРД	Горизонтальный взлет, ЖРД и ВРД	Вертикальный взлет, ЖРД	Горизонтальный взлет с салазок
Эксплуатация	Успешность выполнения задания	26	44	116	0
	Безопасность	108	0	78	108
	Использование	39	79	0	39
	Наличие	0	28	42	14
	Комфорт	0	0	46	0
	Пригодность для выполнения других заданий (трехступенчатый носитель)	0	22	65	52
	Итого	(173)	(173)	(347)	(213)
Стоимость	Стоимость системы	0	69	131	101
	Ассигнования	0	49	57	48
	Спрос	0	18	47	28
	Итого	(0)	(136)	(235)	(177)
Техническая надежность	Чувствительность	0	0	81	7
	Технический риск	31	52	105	0
	Итого	(31)	(52)	(186)	(7)
Развитие	Возможность выполнения будущих заданий	90	0	14	11
	Технический вклад	7	20	0	33
	Итого	(97)	(20)	(14)	(44)
Всего		301	381	782	444

Стоимость системы при различных распределениях запусков (10⁶ долларов)

Вариант	Задание	Количество запусков	Одноцелевые носители	Многоцелевые носители			
			Горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	Горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	Вертикальный взлет, ЖРД	Горизонтальный взлет с салазок	
I	a	1	1000	14,9	17,9	16,3	17,9
	b	2	1000	32,8	32,5	28,4	31,2
	c	3	1000	23,2	32,1	28,4	30,9
II	a	1	500	30,7	28,4	24,7	27,0
		2	500				
	b	1	500	25,2	28,3	25,4	27,3
		3	500				
	c	2	500	36,1	36,6	31,6	34,3
		3	500				
III	a	1	800				
		2	100	30,0	25,2	21,8	23,7
		3	100				
	b	1	100				
		2	800	41,1	34,9	30,5	30,3
	c	3	100				
		1	100				
	2	100	34,5	34,9	30,5	32,7	
		3	800				
IV	a	1	450				
		2	450	36,6	31,1	27,0	29,5
		3	100				
	b	1	450				
		2	100	33,1	31,4	27,2	29,2
	c	3	450				
		1	100				
	2	450	39,1	36,5	31,8	34,2	
		3	450				
V	a	1	307				
		2	307	36,7	34,2	29,7	32,0
		3	386				

чения. Потенциальный рынок сбыта не зависит от изменений программы запусков, поскольку он характеризует перспективы при заданном числе запусков и не зависит от фактического количества осуществленных запусков. Изменение количества запусков оказывает наибольшее влияние на стоимость и финансирование. В табл. 11 показана зависимость стоимости программ разработки и производства каждой из четырех систем от количества запусков.

Наиболее дешевой является система специального назначения, если все запуски проводятся с

ния всех назначений, приведенных в табл. 1. Следует подчеркнуть, что нули в матрице не означают, что критерий системы, получившей нуль, не имеет величины, но просто указывают, что он меньше, чем у других сравниваемых систем. При применении метода нормального распределения взвешенных величин (табл. 10) наибольшее общее взвешенное значение также получает двухступенчатый вертикально взлетающий аппарат с обеими сохраняемыми ступенями, но разброс по суммам значений для других систем значительно меньше. Взвешенные величины указывают лишь на место той или иной системы.

Изменения количества запусков оказывают существенное влияние на эффективность системы лишь в отношении стоимости. Отдельные критерии, такие как наличие, комфорт, возможность многоцелевого применения, техническая уверенность и возможность дальнейшего усовершенствования, не зависят от количества запусков. Успешность выполнения заданий, надежность и использование зависят от числа запусков, но для хорошо разработанных систем эта зависимость не имеет большого зна-

Таблица 10

Результаты сравнения систем

Суммарные критерии		Одноцелевые носители	Многоцелевые носители		
		Горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	Горизонтальный взлет, ВРД и ЖРД	Вертикальный взлет, ЖРД	Горизонтальный взлет с салазок
Эксплуатация	Успех выполнения задания	52	58	86	41
	Безопасность	66	27	56	66
	Использование	39	54	24	39
	Комфорт	20	20	34	20
	Пригодность для выполнения дополнительных заданий (трехступенчатый носитель)	20	28	44	39
	Итого	(209)	(213)	(275)	(225)
Стоимость	Стоимость системы	37	63	88	76
	Ассигнования	14	33	37	33
	Спрос	13	21	33	26
	Итого	(64)	(117)	(158)	(135)
Техническая надежность	Чувствительность	36	36	51	37
	Технический риск	46	54	75	34
	Итого	(82)	(90)	(126)	(71)
Развитие	Возможность выполнения будущих заданий	67	34	40	39
	Технический вклад	13	18	11	24
	Итого	(80)	(52)	(51)	(63)
Всего		435	472	610	494

целью транспортировки грузов и пассажиров (задание 1) или инспекции спутников (задание 3), а также при равном количестве запусков этих двух назначений. Во всех остальных случаях наиболее эффективной с точки зрения стоимости является одна из многоцелевых систем. Если программа предусматривает всего 1000 запусков для выполнения первого задания, наиболее эффективной будет система специального назначения. Однако, если для данного случая величину стоимости, приведенную в табл. 7, заменить приведенной в табл. 11 и вычислить новые взвешенные величины, наиболее эффективным с точки зрения стоимости будет многоцелевой вертикально взлетающий носитель. Вообще, если в процессе отбора будут применяться все критерии, разумные изменения общего количества запусков и запусков по каждому заданию не будут оказывать большого влияния на наиболее перспективные системы.

Таким образом, можно сделать следующие выводы. Увеличение стоимости носителя, обусловленное повышением его универсальности, незначитель-

ное; аппараты с ракетными двигателями для этапа разгона более эффективны с точки зрения эксплуатации и стоимости; вертикально взлетающий носитель с ракетными двигателями является наилучшим с точки зрения технической надежности, а горизонтально взлетающий аппарат специального назначения с комбинированной силовой установкой имеет наибольшие возможности для дальнейшего усовершенствования; наиболее эффективным при рассмотрении всех критериев является многоцелевой вертикально взлетающий носитель с ракетными двигателями.

Применение метода опроса, подобного описанному выше, может явиться основой для рационального выбора или внедрения новых систем. Однако параметры и критерии оценки следует установить до эскизного проектирования и пользоваться ими последовательно до окончательного выбора системы, если требуется исключить субъективную оценку отдельных лиц.

AIAA Paper № 65—344.

ПРИМЕНЕНИЕ СУБОРБИТАЛЬНЫХ РАКЕТОПЛАНОВ ДЛЯ ТРАНСПОРТНЫХ ПЕРЕВОЗОК

Суборбитальные ракетопланы могут пролетать большие расстояния за короткое время (например, перелетать из Англии в Австралию за 75 мин), а аппараты-носители, использующие подобную же технику, дают возможность совершать «ежедневные» полеты между наземными и космическими станциями.

В данной статье с использованием простых параметрических методов проводится оценка условий, при которых обеспечивается экономическая конкурентоспособность суборбитальных ракетопланов, и рассматривается развитие ракетопланов в сравнении с другими перспективными летательными аппаратами.

Принцип, положенный в основу такого ракетоплана, заключается в том, что носителю платной нагрузки сообщается некоторая скорость, по достижении которой он сможет на режиме планирования достигнуть места назначения. Впервые этот принцип был освещен в проектных исследованиях, проведенных Зенгером и Бредт в 1944 г. В дальнейшем интерес к таким ракетопланам сохранялся, однако последние достижения авиации и космонавтики значительно расширили знания, касающиеся проблем, связанных с аппаратами этого типа, и поэтому на данном этапе эту концепцию уместно пересмотреть.

В первую очередь следует указать некоторые основные положения, касающиеся ракетопланов.

1. Для обеспечения большой дальности полета необходима скорость, близкая к орбитальной.

2. Проблема ракетоплана в сущности тождественна проблеме сохраняемого носителя, могущего достигать скорости, близкой к орбитальной, и сходна с проблемой летательных аппаратов типа транспортных воздушно-космических аппаратов.

3. Ракетопланы должны будут конкурировать с весьма совершенными самолетами, совершающими крейсерский полет с работающими двигателями, и должны иметь значительно более высокие летные

характеристики и экономичность, чем воздушно-космические транспортные аппараты.

4. Для создания практически приемлемого суборбитального ракетоплана потребуются технические усовершенствования, на основе которых можно будет создать космические аппараты-носители, близкие по экономичности к самолетам.

5. В течение некоторого ближайшего времени потребность в пассажирских перевозках на большие расстояния будет значительно больше потребности в космических полетах.

Поэтому суборбитальный ракетоплан можно рассматривать как возможное развитие проектируемых в настоящее время воздушно-космических транспортных аппаратов, обещающее значительно увеличить спрос на летательные аппараты этого типа.

Исходный ракетоплан. Схема ракетоплана приведена на фиг. 1, а расчетные параметры, веса и летные характеристики — в табл. 1.

Ракетоплан представляет собой крылатый двухступенчатый летательный аппарат, рассчитанный на 50 мест, с дальностью полета 18 500 км, взлетным весом около 272 500 кг и рейсовой скоростью 14 800 км/час. Двигатели обеих ступеней работают на жидком водороде. Первая ступень имеет силовую установку из ВРД для разгона до скорости 2135 м/сек и ракетные двигатели (РД) для разгона до скорости при отделении второй ступени 3660 м/сек. Вторая ступень снабжена РД для разгона до скорости, равной 0,9 $V_{орб}$, а также маломощными ТРД для захода на посадку и посадки. Общая дальность полета на режиме разгона 3100 км, дальность полета на режиме планирования 15 400 км. После отделения второй ступени первая ступень возвращается к месту взлета.

Эти характеристики были определены с помощью ряда простых параметрических уравнений, связывающих веса и летные данные с 11 основными расчетными параметрами. Величины расчетных

Таблица 1

Характеристика исходного ракетоплана

Дальность 18 500 км; платная нагрузка—50 пассажиров;
топливо—жидкий водород

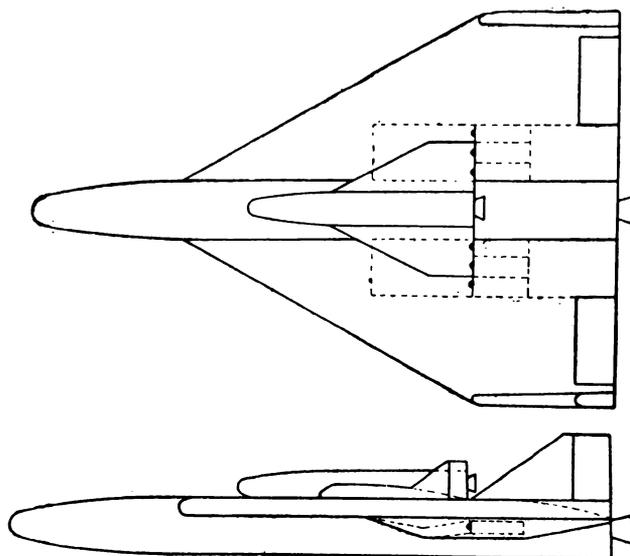
Параметр		Примечания
Расчетные параметры		
Максимальная скорость полета с работающими ВРД	2100 м/сек	Возможный верхний предел для сгорания топлива в дозвуковом потоке
Скорость отделения второй ступени	3600 "	Оптимизирована для достижения максимальной платной нагрузки
Величина аэродинамического качества:		
при разгоне с работающими ВРД	4,5	Данные взяты из графика на фиг. 9
при разгоне первой ступени с работающими РД	3,3	
второй ступени	2,5	
Ускорения:		
с работающими ВРД	0,3 g	Аэродинамическое качество ракетоплана „Дайна Сор“ равно 1,5—2
с работающими РД	1 g	
Относительные веса конструкции:		
первой ступени	0,4	У самолета „Конкорд“ оно равно 0,5, а у самолета X15—0,4
второй ступени	0,25	
Удельный импульс РД	420 сек	Данные взяты из графика на фиг. 9
Средний удельный расход топлива ВРД	1,05 кг/кг-час	
Параметры летных характеристик		
Дальность разгона:		Параметры типичного дозвукового гражданского самолета с ТРД (150 пассажиров, L=6000 км)
первой ступени	1200 км	
второй ступени	2000 "	
Скорости:		
максимальная скорость разгона	0,924 V _{орб}	
рейсовая	14 800 км/час	720 км/час
Относительный вес платной нагрузки	1,73%	9,4%
Веса		
Первой ступени:		
конструкции	105 000 кг	
топлива	114 000 "	
Второй ступени:		
конструкции	10 900 "	
топлива	27 600 "	
платной нагрузки	4500 "	13 500 кг
Стартовый вес аппарата	262 000 "	145 000 "

Параметр		Примечания
Общий вес топлива	141 600 кг	72 500 кг
Общий вес конструкции	115 900 "	59 000 "
Параметры стоимости*		
Параметр расхода топлива, $\frac{G_{\text{топл}}}{\text{место-километр}}$	0,176 кг/место-км	0,055 кг/место-км
Параметр производительности, $\frac{G_{\text{конст}}}{\text{место-километр-час}}$	0,557 $\frac{\text{место-км}}{\text{кг-час}}$	0,17 $\frac{\text{место-км}}{\text{кг-час}}$

* См. также табл. 2.

параметров были выбраны с учетом уровня развития аэродинамики, силовых установок и конструкций, сравнимых с применяемыми при проектировании воздушно-космических транспортных летательных аппаратов на последующие 10—15 лет (например, Дуглас «Астро»).

Исходный ракетоплан представляет собой летательный аппарат, расчет которого следует рассматривать как попытку определить будущее развитие летательных аппаратов, и поэтому уместно рассмотреть влияние изменения его расчетных параметров. На фиг. 2 показаны результаты изменения каждого из этих параметров в отдельности. Так, если увеличить аэродинамическое качество второй ступени в 1,2 раза, чтобы оно стало равным трем, и сохранить исходные величины остальных параметров, относительный вес платной нагрузки увеличится в 1,3 раза и будет равен 2,25%. Результаты изменения двух или более параметров можно приближенно определить сложением выраженных в процентах результатов изменения каждого из рассматриваемых параметров в отдельности. Наиболее критическим параметром является удельный импульс ракетного двигателя. Важными являются также аэродинамическое качество второй ступени и относительные веса конструкций (обеих ступеней), тог-



Фиг. 1. Схема исходного ракетоплана

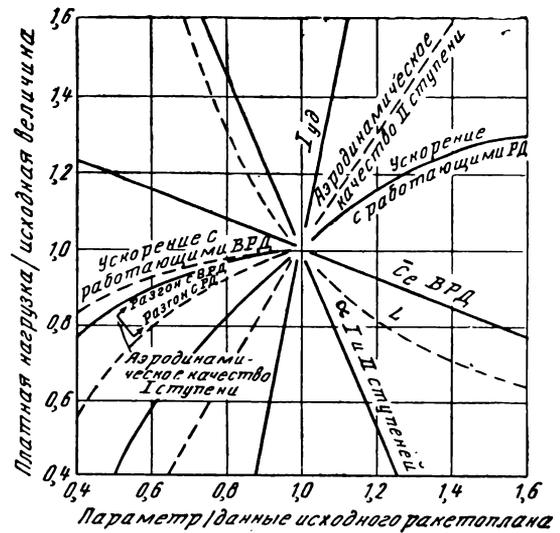
Таблица 2

Прямые эксплуатационные расходы для исходного ракетоплана

	Межконтинентальный дозвуковой гражданский самолет с ТРД	Исходный ракетоплан
Характеристика самолета		
Число мест	150	50
Дальность с максимальной платной нагрузкой [км]	6000	18 500
Рейсовая скорость [км/час]	720	14 800
Вес конструкции [кг]	13 500	115 900
Вес топлива [кг]	141 600	72 500
Предполагаемая производительность		
Средний коэффициент загрузки	2/3	2/3
Количество самолетов	300	50
Срок службы [годы]	7	7
Годовой налет [час]	3000	2500
Предполагаемые параметры стоимости		
Стоимость разработки [млн. фунтов стерлингов]	50	500
Стоимость производства [фунты стерлингов/кг веса констр.]	33	110
Стоимость технического обслуживания [фунты стерлингов/кг веса констр. · 1000 час]	4,8	22
Стоимость топлива [пенс/кг]	5,1	5,1
Эксплуатационные расходы	%	%
Стоимость разработки [пенс/пассажиро-километр]	0,0027	0,285
Стоимость производства [пенс/пассажиро-километр]	0,307	0,427
Стоимость обслуживания [пенс/пассажиро-километр]	0,982	1,24
Стоимость топлива [пенс/пассажиро-километр]	0,62	1,16
Общие прямые эксплуатационные расходы [пенс/пассажиро-километр]	1,94	3,001

да как удельный расход топлива ВРД, ускорения и величины аэродинамического качества при разгоне относительно менее важны. Два параметра, а именно: максимальная скорость полета с работающими ВРД и относительный вес конструкции второй ступени, требуют значительных усовершенствований современной техники.

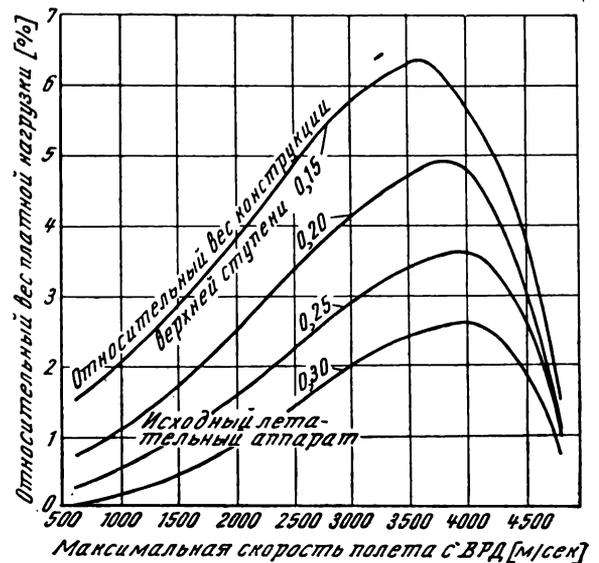
На фиг. 3 показана зависимость относительного веса платной нагрузки от этих двух параметров, при этом все остальные параметры, как и в первом случае, остаются исходными. Указанная в исходных данных максимальная скорость, достигаемая с ВРД, равная ~13 000 км/час, является компромиссным решением между применением первой ступени только с ракетными двигателями (и более высокими затратами на топливо) и использованием первой ступени только с ВРД, что потребует применения более совершенных двигателей для достижения скорости, необходимой при разделении ступеней.



Фиг. 2. Результаты изменения расчетных параметров ракетоплана

По сравнению с современными транспортными самолетами большей дальности исходный ракетоплан имеет втрое большую дальность, в 20 раз большую скорость и втрое большую производительность (количество место-километров в единицу времени на единицу веса конструкции), а также вдвое больший взлетный вес и втрое меньшую платную нагрузку и расходует в три раза больше топлива на каждый место-километр. Результаты анализа расходов для исходного ракетоплана, позволяющие провести сравнительную оценку различных составляющих прямых эксплуатационных расходов и определить характеристики расходов, обеспечивающие оптимальную экономичность (рентабельность) ракетоплана, приведены в табл. 2.

Параметры расходов и использования ракетоплана были выбраны таким образом, чтобы они представляли минимальное приемлемое сочетание



Фиг. 3. Зависимость относительного веса платной нагрузки от максимальной скорости полета с ВРД и относительного веса конструкции второй ступени (удельный расход топлива, как на фиг. 9; скорость отделения второй ступени оптимизирована для достижения максимальной платной нагрузки; остальные параметры, как в табл. 1)

и несомненно произвольны. Однако при последовательном рассмотрении четырех основных составляющих прямых эксплуатационных расходов они приводят к следующим выводам.

Несмотря на малый относительный вес платной нагрузки (2%), производительность исходного ракетоплана больше, чем у самолетов, и, следовательно, допустимы более высокие расходы на разработку ракетоплана. Даже при расходах, равных 10 млн. фунтов стерлингов, расходы на разработку каждого летательного аппарата будут не более 9% прямых эксплуатационных расходов. Однако для достижения подобной величины рынок сбыта должен быть достаточно большим, чтобы обеспечить продажу приемлемого количества ракетопланов (скажем, 50) при интенсивном использовании (например, 2500 часов в год, что приблизительно эквивалентно пяти полетам ежедневно), и, кроме того, значительная часть общей суммы расходов на разработку должна приходиться на долю смежных проектов (если бы разработка ракетоплана была начата в настоящее время, стоимость ее составила бы, вероятно, 2 млрд. долларов, тогда как в исходных данных принята стоимость 500 млн. долларов).

Более высокая производительность ракетоплана допускает также более высокие, чем у обычного самолета, расходы на техническое обслуживание, приходящиеся в единицу времени на единицу веса снаряженного аппарата, а также большую величину отношения стоимости производства, приходящегося на единицу веса аппарата, к полезному сроку службы. Все цифры, относящиеся к исходному ракетоплану, приблизительно в пять раз больше цифр, относящихся к дозвуковым самолетам, но все же они значительно меньше цифр, относящихся к проектируемым в настоящее время воздушно-космическим транспортным аппаратам. Таким образом, значительная часть расходов на разработку должна быть отведена для достижения большого срока службы при низких расходах на техническое обслуживание.

Удельный расход топлива, приходящийся на место-километр, у рассматриваемого ракетоплана больше, чем у обычных самолетов, и поскольку силовые установки ракетоплана работают на жидком водороде (при использовании ракетных двигателей, работающих на керосине и кислороде, относительный вес конструкции каждой ступени ракетоплана должен быть 10%), для обеспечения умеренных прямых эксплуатационных расходов необходимо, чтобы стоимость водородного топлива была по меньшей мере сравнимой со стоимостью керосина, т. е. равнялась бы приблизительно 1/60 его стоимости в настоящее время. Одним из возможных путей достижения этого может быть применение электролиза воды с использованием термоядерных источников электроэнергии.

Помимо перечисленных проблем, потребуется решить довольно сложные проблемы, связанные с эксплуатацией ракетоплана, такие как шум, создаваемый при взлете, хранение и заправка топлива, обеспечение удобств пассажирам, применение многоступенчатых летательных аппаратов, навигация, управление воздушным движением и влияние вспышек на Солнце. Хотя решение этих проблем связано со многими трудностями, ни одна из них не ка-

жется на первый взгляд неразрешимой. Положительным фактором является то, что проблема звукового удара будет упрощаться благодаря созданию подъемной силы в результате движения по криволинейной траектории.

Таким образом, в данном разделе приведено описание определенного проекта и указаны специфические условия для обеспечения его экономичности. Однако, обобщая результаты этого анализа, можно сказать, что ракетопланы, технически осуществимые через 10—20 лет (т. е. крылатые двухступенчатые летательные аппараты с двигателями, работающими на водородном топливе, разработанные на основе достижений в области аэродинамики, силовых установок и конструкции, сходных с используемыми при разработке воздушно-космических транспортных аппаратов), будут иметь прямые эксплуатационные расходы, сравнимые с расходами для дозвуковых самолетов, при условии достаточного рынка сбыта, наличия дешевого водородного топлива и уровня знаний в области проектирования и эксплуатации, сравнимого с используемым при разработке современных самолетов.

Сравнение ракетоплана с другими возможными типами скоростных транспортных аппаратов. Ракетопланы всего лишь один из нескольких возможных типов скоростных транспортных летательных аппаратов. Все эти аппараты имеют две общие особенности, а именно: возникновение центробежной подъемной силы и то, что дальности разгона и планирования сравнимы с общей дальностью полета аппарата.

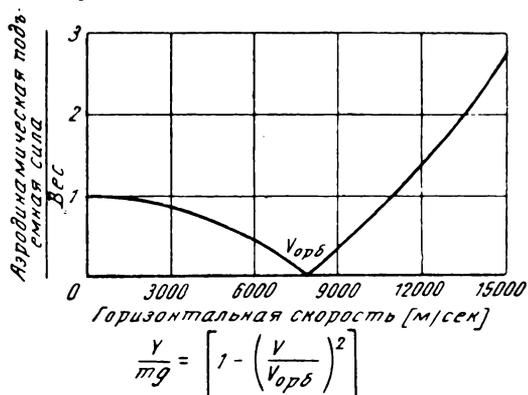
Эффект центробежной подъемной силы выражается уравнением

$$Y/mg = 1 - \bar{V}^2, \quad (1)$$

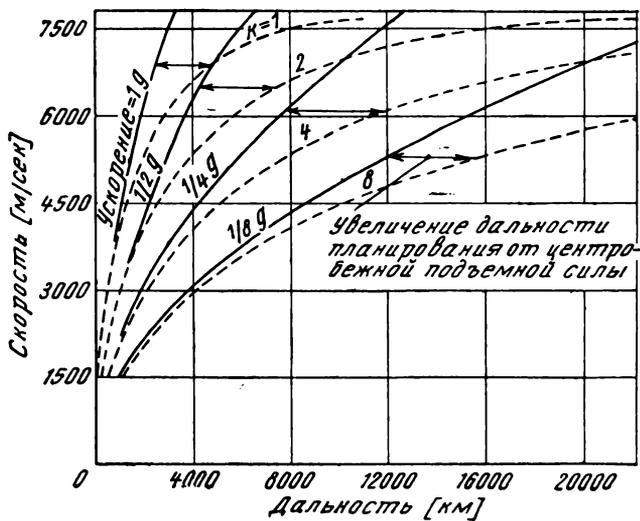
представленным в графической форме на фиг. 4. Как видно из графика, при достижении скорости, близкой к орбитальной, потребность в аэродинамической подъемной силе небольшая.

Отношение Y/mg представляет собой также нормальное ускорение летательного аппарата и, следовательно, является мерой перегрузок, действующих на пассажиров и экипаж.

На фиг. 5 показано расстояние, требующееся для разгона до заданной скорости в полете по траекториям с постоянным ускорением (постоянной перегрузкой). Наибольшее расстояние для транспортных перевозок равно половине длины траектории полета вокруг земного шара или 20 400 км.



Фиг. 4. Влияние подъемной силы, создаваемой центробежными силами



— дальность с постоянным ускорением,
 - - - дальность с постоянным аэродинамическим качеством
 Фиг. 5. Дальности планирования с ускорением и установившегося планирования

Следовательно, максимальная располагаемая дальность при разгоне равна приблизительно половине этого расстояния и, как видно из графика на фиг. 5, при перегрузках, которые может выдержать человек, максимальная скорость будет не намного больше орбитальной. Еще одно ограничение максимальной скорости по перегрузкам возникает при скорости, превышающей орбитальную, когда величина направленной от центра Земли нормальной составляющей перегрузки становится значительной. Например, из уравнения (1) следует, что перегрузка при крейсерской скорости, равной $1,7 V_{орб}$, равна двум. Все эти соображения показывают, что для полета вокруг земного шара по траекториям с малыми перегрузками скорость не должна превышать $1,5 V_{орб}$.

На фиг. 5 показана также зависимость дальности планирования от скорости в установившемся планировании с постоянным аэродинамическим качеством (т. е. планирование, при котором аэродинамическая и центробежная подъемные силы уравновешивают вес аппарата). Значения аэродинамического качества, приведенные на фиг. 5, являются обратными величинами перегрузок и показывают влияние центробежной подъемной силы на увеличение дальности планирования. Замедление ракетоплана на режиме планирования ng выражается

$n = (1 - V^2)/K$, так что, если не принимать во внимание величину центробежной подъемной силы (т. е. при $1 - \bar{V}^2 = 1$), соответствующие дальности разгона и планирования будут равными. Это явление становится значительным при скорости, близкой к орбитальной, так что при максимальной скорости, близкой к орбитальной, дальность планирования будет большей составляющей общей дальности полета.

Возможен также полет на режиме планирования по другим конечным траекториям, например по баллистической или траектории рикошетирования, однако считают, что в лучшем случае эффективность этих траекторий (выраженная в скорости разгона, требующейся для достижения заданной дальности) лишь незначительно выше эффективности траектории установившегося планирования, и, кроме того, обе эти траектории связаны с большими отрицательными перегрузками.

Возможные типы скоростных транспортных летательных аппаратов можно классифицировать по двум параметрам скорости: максимальной расчетной скорости и максимальной скорости полета с работающими ВРД. Качественное влияние этих параметров приведено на фиг. 6.

С точки зрения максимальной расчетной скорости летательные аппараты можно классифицировать следующим образом:

1. Максимальная скорость < 3000 м/сек — обычный самолет с незначительной центробежной подъемной силой и конечным планированием.
2. Максимальная скорость > 3000 м/сек, но меньше скорости суборбитального ракетоплана — самолет с суборбитальной крейсерской скоростью, значительной центробежной подъемной силой и заключительным планированием.
3. Максимальная скорость равна скорости суборбитального ракетоплана — суборбитальный ракетоплан, крейсерский режим отсутствует.
4. Максимальная скорость больше скорости суборбитального ракетоплана. Потенциальная дальность планирования после разгона превышает оставшуюся дальность полета, в связи с чем требуется применение тормозных устройств. Возможно, что конечный этап полета будет представлять собой полет с замедлением с постоянной отрицательной продольной перегрузкой, регулируемой с помощью воздушных тормозов. Аппарат может лететь до начала замедления либо на крейсерском режиме с максимальной скоростью с работающими двигателями (за исключением этапа крейсерского полета с орбитальной скоростью, когда силовая установка не работает), либо на режиме установившегося планирования после достижения максимальной скорости при разгоне. Верхний предел возможных величин скорости и дальности определяется принятыми перегрузками.

Можно предположить, что на всех этапах полета со скоростями меньше максимальной скорости полета, достижимой с ВРД, тяга создается ВРД, а при больших скоростях — ракетными двигателями. Тогда максимальную скорость полета с работающими ВРД можно считать расчетным параметром, определяющим силовую установку аппарата.

Если максимальная скорость полета с работающим ВРД равна нулю, то тяга на всех этапах полета создается ракетными двигателями.



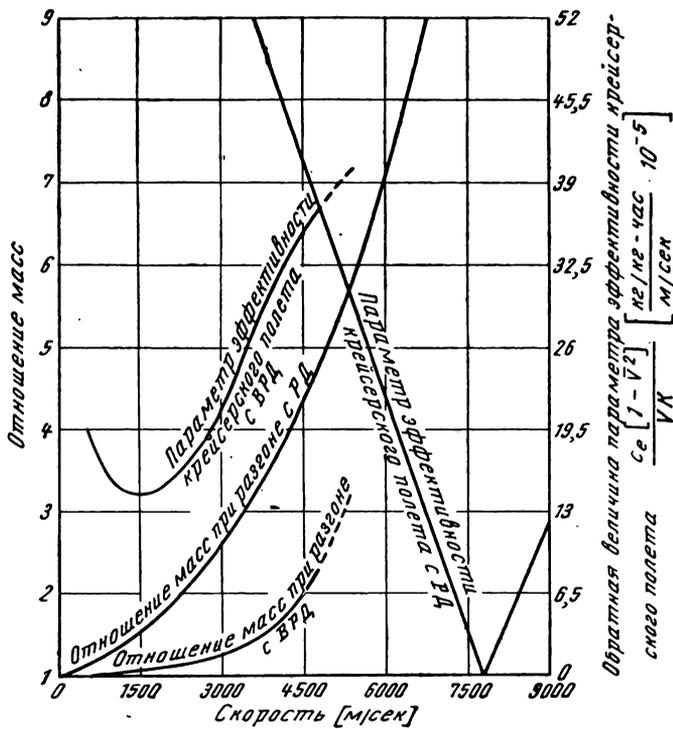
Фиг. 6. Возможные профили полета транспортных летательных аппаратов

Если максимальная скорость полета с ВРД больше нуля, но меньше максимальной скорости полета аппарата, то тяга при разгоне до максимальной скорости, возможной с ВРД, создается ВРД, а тяга при дальнейшем разгоне и крейсерском полете — ракетными двигателями.

Если максимальная скорость полета с работающими ВРД равна максимальной скорости полета аппарата, то тяга на всех этапах полета создается ВРД.

Полет летательных аппаратов перечисленных типов может состоять из четырех этапов: разгона с работающими ВРД, разгона с работающими РД, крейсерского полета (с работающими ВРД или РД) и конечного этапа планирования. Прежде чем рассматривать полет в целом, следует коротко рассмотреть основные особенности каждого этапа полета.

На фиг. 7 показаны кривые зависимости относительной массы аппарата на этапе разгона и параметра эффективности крейсерского полета* от

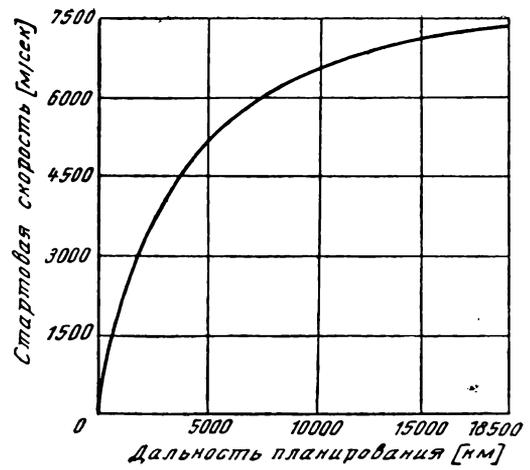


Фиг. 7. Зависимость отношений масс на этапах разгона и параметра эффективности крейсерского полета от скорости (значения аэродинамического качества и удельного расхода топлива, как на фиг. 9; избыточное ускорение с работающими ВРД равно 0,3 g, с работающими РД—1 g)

скорости, а на фиг. 8 приведен график зависимости дальности планирования от скорости. При построении этих кривых предполагалось, что удельный расход топлива ВРД и расчетная максимальная величина аэродинамического качества изменяются в зависимости от скорости, как показано на фиг. 9.

В уравнениях, положенных в основу графиков, принята постоянная величина аэродинамического качества, и в каждом отдельном случае используется величина, представляющая собой максимальную скорость полета на рассматриваемом этапе, что позволяет до некоторой степени отразить изменение аэродинамического качества в зависимости от ско-

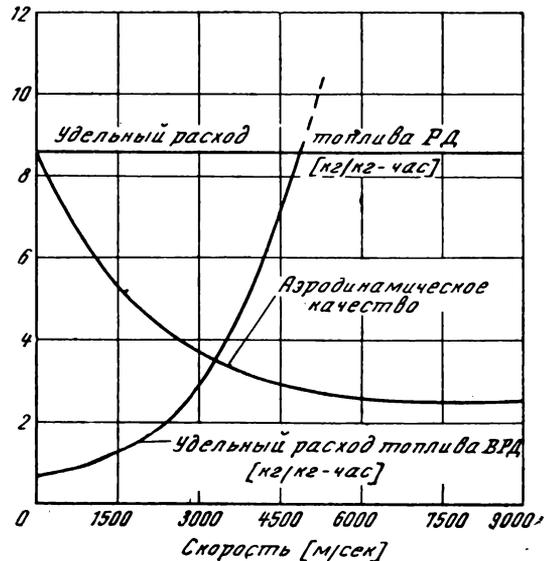
* Выведен на основе формулы дальности Бреге.



Фиг. 8. Зависимость дальности планирования от стартовой скорости (значение аэродинамического качества, как на фиг. 9)

рости. Эти кривые показывают, что отношение масс на этапе разгона с работающими ВРД меньше, чем на этапе разгона с работающими ракетными двигателями; кроме того, на графике показана кривая параметра эффективности крейсерского полета (для удобства выражения в графической форме приведены обратные величины этого параметра).

Эффективность крейсерского полета с работающими ВРД достигает максимального значения при скорости, соответствующей числу $M = 6$. При меньшей скорости она уменьшается, при большей скорости она также уменьшается в связи с уменьшением аэродинамического качества и повышением удельного расхода топлива. В крейсерском полете с работающими РД удельный расход топлива постоянный и центробежная подъемная сила становится значительной. Поэтому параметр эффективности крейсерского полета с работающими РД быстро увеличивается до достижения орбитальной скорости. График на фиг. 8 учитывает изменение аэродинамического качества в зависимости от скорости, используемое в последующих вычислениях.

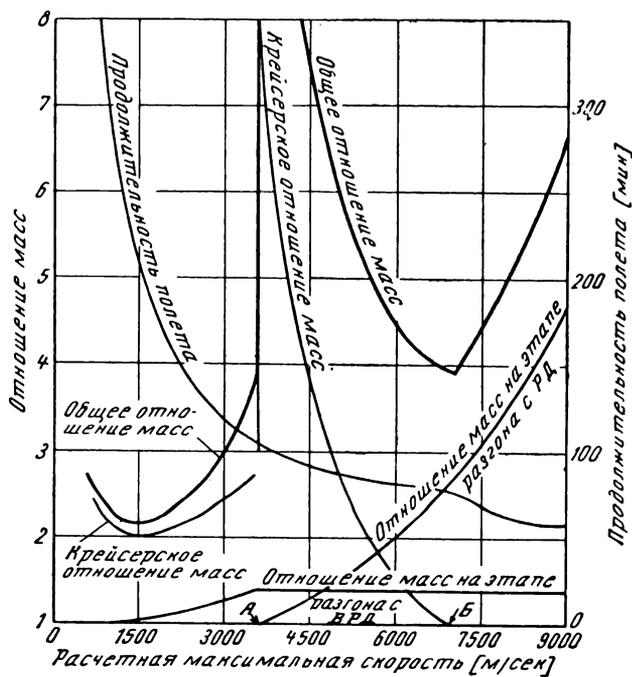


Фиг. 9. Предполагаемые аэродинамическое качество и удельный расход топлива ракетоплана

Теперь можно объединить отдельные этапы полета, чтобы получить общее отношение масс для заданной дальности в значениях максимальной скорости полета с работающими ВРД и максимальной скорости полета аппарата. Это позволяет провести приближенное сравнение различных возможных типов летательных аппаратов, так как допустимый относительный вес аппарата без топлива обратно пропорционален отношению масс.

На фиг. 10 показан график зависимости общего отношения масс (произведение отношения масс на отдельных этапах полета) и времени полета от максимальной скорости при дальности полета 18 500 км. Различные величины максимальной скорости соответствуют разным типам летательных аппаратов, упомянутым выше. Общее отношение масс имеет наименьшую величину при скорости, соответствующей числу $M=6$, и скорости суборбитального ракетоплана. Минимальная величина отношения масс при скорости, соответствующей числу $M=6$, близка к скорости, соответствующей максимальному значению параметра эффективности крейсерского полета, так как в этом диапазоне скоростей доминирующим является отношение масс в крейсерском полете. Таким образом, при увеличении максимальной скорости до максимальной скорости полета с работающими ВРД (в данном случае 3660 м/сек) увеличивается отношение масс вследствие меньшей эффективности крейсерского полета.

Прерывность (общего отношения масс) в точке, соответствующей скорости 3660 м/сек, вызывается переходом от тяги, создаваемой ВРД, к тяге, создаваемой РД, при этом самолет с несколько большей скоростью имеет большую дальность крейсерского полета с работающими РД и соответственно большие отношения масс. По мере дальнейшего увеличения скорости величина отношения

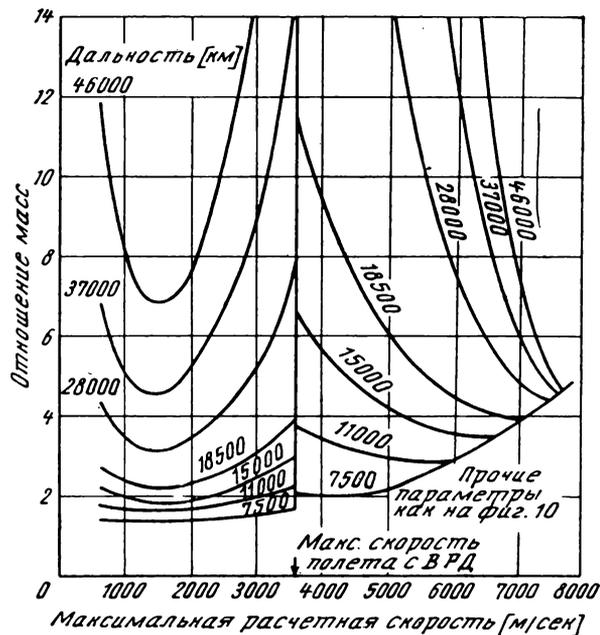


А — максимальная скорость полета с работающими ВРД;
Б — скорость ракетоплана

Фиг. 10. Отношение масс и продолжительность полета ракетоплана при дальности полета 18 500 км (условия, как на графике фиг. 7; максимальная скорость полета с работающими ВРД 3660 м/сек)

масс уменьшается, и при скорости ракетоплана она достигает минимума. Это объясняется главным образом наличием центробежной подъемной силы, которая не только увеличивает параметр эффективности крейсерского полета, но и уменьшает дальность крейсерского полета благодаря увеличению дальности планирования.

Таким образом, отношение масс в крейсерском полете, которое при скорости 3660 м/сек является самой большой составляющей, быстро уменьшается, и при скорости ракетоплана равно единице. По мере дальнейшего увеличения скорости отношение масс быстро увеличивается, так как отношение



Фиг. 11. Влияние дальности полета на общее отношение масс

масс на этапе разгона с работающим РД возрастает, а отношение масс в крейсерском полете не уменьшается. Самолеты, обладающие скоростью полета, находящейся между скоростью, соответствующей максимальной эффективности крейсерского полета, и скоростью ракетоплана, имеют большие величины отношения масс, так как они характеризуются малым аэродинамическим качеством, большим удельным расходом топлива и не используют с максимальной выгодой центробежную подъемную силу.

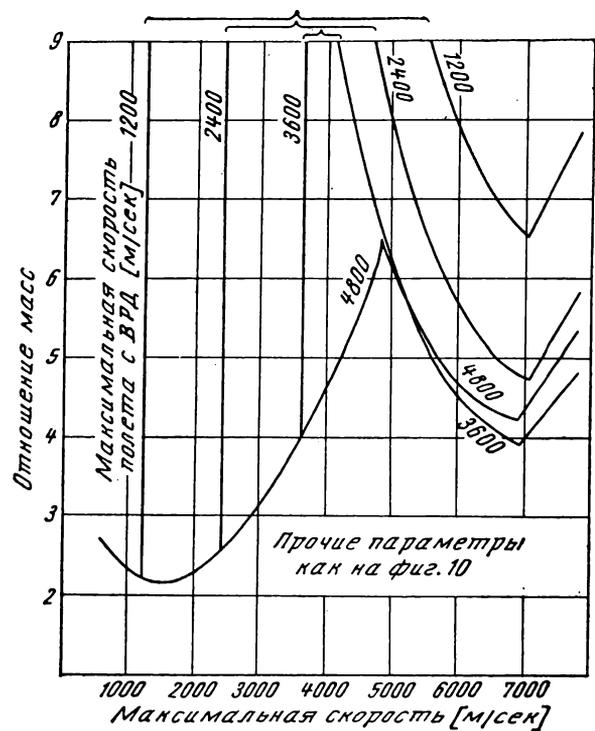
На фиг. 11 показана зависимость отношения масс от дальности полета, а на фиг. 12 — зависимость этого же показателя от максимальной скорости полета с работающими ВРД. Во всех случаях минимальное отношение масс достигается при скорости ракетоплана и скорости, соответствующей максимальной эффективности крейсерского полета, но при увеличении дальности или максимальной скорости полета с работающими ВРД отношение масс ракетоплана улучшается по сравнению с соответствующими типами самолетов, летающих на крейсерских режимах. Точная форма кривых отношения масс зависит от принятых допущений, однако приведенный на графиках общий характер кривых достаточно четко выражен, чтобы отразить большие изменения этих допущений.

На фиг. 10 показана также зависимость продолжительности полета от максимальной скорости. Следует отметить, что ракетопланы обеспечивают значительную экономию времени по сравнению с самолетами с минимальным отношением масс, летающими на крейсерских режимах ($1\frac{1}{4}$ час по сравнению с 3 час), и даже наиболее скоростной самолет дает незначительную экономию времени по сравнению с ракетопланами. Это объясняется тем, что продолжительность полета ракетоплана близка к минимально возможной с учетом приемлемых предельных перегрузок (минимальное время при предельной продольной и нормальной перегрузках, равных единице, 46 мин). Качественный вывод можно сделать и на основе фиг. 6, так как продолжительность полета обратно пропорциональна площади под кривой зависимости скорости и дальности, а изменения площади значительно меньше при скорости, близкой к орбитальной, чем при меньших скоростях, в связи с ограничениями перегрузок.

Исходя из соображений отношения масс и продолжительности полета, двумя наиболее перспективными транспортными аппаратами большой дальности можно считать суборбитальный ракетоплан и самолет с ВРД, рассчитанный на крейсерскую скорость полета, соответствующую приблизительно числу $M=6$. Хотя ракетопланы обладают значительно большей скоростью, на первых порах они, видимо, будут иметь более высокие прямые эксплуатационные расходы, чем самолеты, что дает возможность предполагать, что оба типа аппаратов будут находиться в эксплуатации одновременно, но что стоимость билетов будет разной. В прошлом это предположение являлось предметом споров, но его нельзя игнорировать, поскольку оно может оказать отрицательное влияние на сроки создания первого транспортного ракетоплана.

Имеются две категории пассажиров (определяемые главным образом тем, кто оплачивает проезд): пассажиры, выбирающие наиболее дешевый тип летательного аппарата независимо от его скорости, и пассажиры, выбирающие наиболее скоростной летательный аппарат независимо от стоимости. В связи с этим существуют требования к двум основным типам летательных аппаратов: наиболее дешевому и обладающему наибольшей скоростью. До настоящего времени в истории развития авиации оба типа самолетов имели приблизительно одинаковые характеристики, поскольку техника дозвуковых самолетов достигла такого уровня развития, что эксплуатационные расходы в данное время более или менее независимы от расчетной скорости самолета, и поэтому преимуществам самолета с точки зрения скорости придается решающее значение, а увеличение расходов, связанное с этим, во внимание не принимается.

Это положение также объясняет один интересный факт в истории экономики гражданской авиации: все конкурентоспособные транспортные самолеты большой дальности совершали полет со скоростью, близкой к максимальной для существовавшего в указанное время уровня развития техники, и не было ни одного конкурентоспособного самолета большой дальности, скорость которого была бы значительно меньше, чем у современных ему самолетов. Это объясняет быстрый переход от самолета

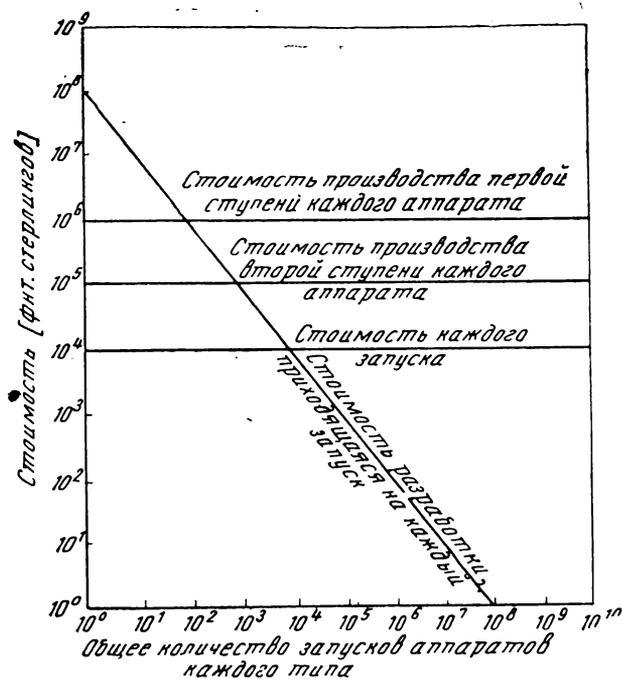


Фиг. 12. Влияние максимальной скорости полета с работающими ВРД на общее отношение масс

тов с ПД к самолетам с ГТД, сравнительно небольшой успех самолетов большой дальности с ТВД и невозможность установить существенно различающиеся тарифы для самолетов с ТРД.

Появление сверхзвуковых и гиперзвуковых транспортных самолетов может привести к тому, что самолеты, обладающие большой скоростью, перестанут быть самыми дешевыми, что является необходимым условием для эксплуатации двух типов самолетов с разным тарифом. Если на одном маршруте будут эксплуатироваться самолеты, обладающие как большой, так и малой скоростью, то при условии сравнимых уровней безопасности, надежности и комфорта количество пассажиров, выбирающих тот или другой тип самолета, будет в значительной степени зависеть от разницы в стоимости билетов, что, в свою очередь, будет определять требуемый объем производства каждого типа самолета. Кроме того, значение скорости полета как меры конкурентоспособности «тихоходного» самолета будет меньше, чем для существующих самолетов, так как большинство пассажиров, несомненно, выберут скоростной самолет, если время будет иметь для них большое значение. Это аналогично положению с пассажирскими пароходами, для которых скорость имеет меньшее значение, чем это было до развития воздушных сообщений. Это означает, что «тихоходные» самолеты будут проектироваться главным образом исходя из соображений экономичности, а скорость полета будет второстепенным фактором.

Все эти соображения приведены для того, чтобы показать, что высокая стоимость ракетопланов не исключает их рентабельности. Если бы, например, наиболее экономичным современным самолетом был самолет, рассчитанный на скорость, соответствующую числу $M=6$, т. е. самолет, имеющий наименьшее отношение масс (фиг. 10), и если бы



Фиг. 13. Стоимость запуска двухступенчатого аппарата-носителя

такой аппарат совершал полеты по маршруту протяженностью 18 500 км с одной стоянкой продолжительностью полчаса, ракетоплан обладал бы по сравнению с ним вдвое большей скоростью и обеспечивал бы экономию времени 2 час, что даже при существенной разнице в стоимости проезда могло бы быть достаточным для того, чтобы ракетопланы охватили значительный объем воздушных перевозок.

Минимальная дальность полета ракетопланов, обеспечивающая их конкурентоспособность и являющаяся фактором, в значительной степени определяющим их рентабельность, будет во многом зависеть от того, сколько пассажиров будут готовы заплатить за относительно небольшую экономию времени, а такой фактор трудно предугадать.

Развитие ракетопланов. После рассмотрения ракетоплана как транспортного самолета следует рассмотреть его связь с возможными проектами аппаратов-носителей, с которыми он имеет некоторые сходные проблемы проектирования. Прямые эксплуатационные расходы на пассажиро-километр для исходного ракетоплана равны приблизительно 3,7 пенса, таким образом, стоимость перевозки одного пассажира на расстояние 18 500 км будет 250 фунтов стерлингов. Это эквивалентно стоимости разгона нагрузки весом ~91 кг до скорости, равной $0,9 V_{орб}$ (скорость в конце разгона, принятая в данной статье за основу для расчетов), что, в свою очередь, эквивалентно стоимости вывода на орбиту нагрузки весом ~45 кг.

Следовательно, для исходного ракетоплана «эквивалентная» стоимость вывода на орбиту килограмма нагрузки будет ~5,5 фунта стерлингов, что приблизительно вдвое меньше существующей стоимости запуска. Однако принятое для этих расчетов количество запусков приблизительно в 3—4 раза больше, чем проводится в настоящее время (предполагается производство 50 ракетопланов,

каждый из которых может совершить 14 000 полетов). Таким образом, между существующими ракетами-носителями и ракетопланами имеется большой разрыв как в области техники, так и по количеству запусков, в связи с чем возникает вопрос о возможности создания промежуточных летательных аппаратов.

До настоящего времени все спутники запускались с помощью многоступенчатых ракет-носителей одноразового применения, по сравнению с которыми исходный ракетоплан имеет три преимущества: повторно применяемую первую ступень, повторно применяемую вторую ступень и силовую установку из ВРД.

Для того чтобы исследовать влияние этих усовершенствований на стоимость запуска, можно рассмотреть гипотетический двухступенчатый носитель, стоимость разработки которого равна 10^8 фунтам стерлингов, стоимость производства первой ступени 10^6 фунтов стерлингов, стоимость производства второй ступени 10^5 фунтов стерлингов и стоимость одного полета 10^4 фунтов стерлингов (последняя включает в основном стоимость топлива и технического обслуживания). Предполагается, что стоимость разработки, приходящаяся на каждый запуск, равна стоимости разработки, деленной на количество запусков, а количество запусков представляет собой произведение количества построенных аппаратов и количества запусков каждого аппарата.

Предполагается также, что стоимость производства, приходящаяся на каждый запуск, равна общей стоимости производства, деленной на количество запусков. На фиг. 13 приведены результаты расчета стоимости запуска данного носителя.

Если обе ступени несохраняемые, то стоимость разработки является наибольшей статьей расходов при общем количестве запусков менее 100, а стоимость производства первой ступени — наибольшей статьей расходов при общем количестве запусков, превышающем 100. Если первая ступень используется более 10 раз, то стоимость разработки будет наибольшей статьей расходов при количестве запусков менее 1000, а стоимость производства второй ступени наибольшей статьей расходов при количестве запусков, превышающем 1000. Если первая ступень используется более 100 раз, а вторая ступень более 10 раз, стоимость разработки будет наибольшей статьей расходов при количестве запусков менее 10 000, а стоимость эксплуатации — при количестве запусков, превышающем 10 000. Таким образом, сохранение первой ступени оправдано в том случае, когда наибольшей статьей расходов является стоимость ее производства, а сохранение второй ступени — когда наибольшей статьей расходов является стоимость ее производства.

Применение силовой установки из ВРД позволяет уменьшить вес топлива и получить более прочную и жесткую конструкцию, что должно уменьшить расходы на топливо и техническое обслуживание, и, следовательно, применение ВРД оправдано в тех случаях, когда наибольшей статьей расходов является стоимость эксплуатации (при этом предполагается, что применение ВРД не дает существенного снижения стоимости производства и не оказывает большого влияния на отношение веса конструкции к весу платной нагрузки).

Этот пример простой, но если величины стоимости для различных типов летательных аппаратов определены правильно, то он показывает, что количество запусков, оправдывающее применение сохраняемых первой и второй ступеней и силовой установки из ВРД, будет 100, 1000 и 10 000 соответственно, что указывает на следующее последовательное развитие проектов летательных аппаратов:

1. Крылатый вертикально взлетающий сохраняемый носитель, служащий первой ступенью, с двигателями, работающими на водороде. Наличие крыла при входе в атмосферу и посадке обеспечит низкую стоимость подготовки аппарата к следующему запуску и повлечет более длительные сроки разработки; вертикальный взлет позволит использовать существующие вторые ступени, а водородное топливо позволит получить больший относительный вес конструкции (соответствующий степени совершенства системы сохранения аппарата) и большую скорость при отделении второй ступени. Такой аппарат положит начало созданию более совершенных носителей, он будет дешевле существующих несохраняемых ракет-носителей при количестве запусков, превышающем 100—200, и при использовании опыта, приобретенного при разработке и испытаниях экспериментального самолета Норт Америкен Х-15, его разработка может быть завершена сравнительно быстро при относительно небольших затратах. Количество запусков, требующееся для обеспечения рентабельности такого аппарата, по-видимому, будет соответствовать возможным требованиям к запускам различных спутников (навигационных, связных, метеорологических, разведывательных и др.).

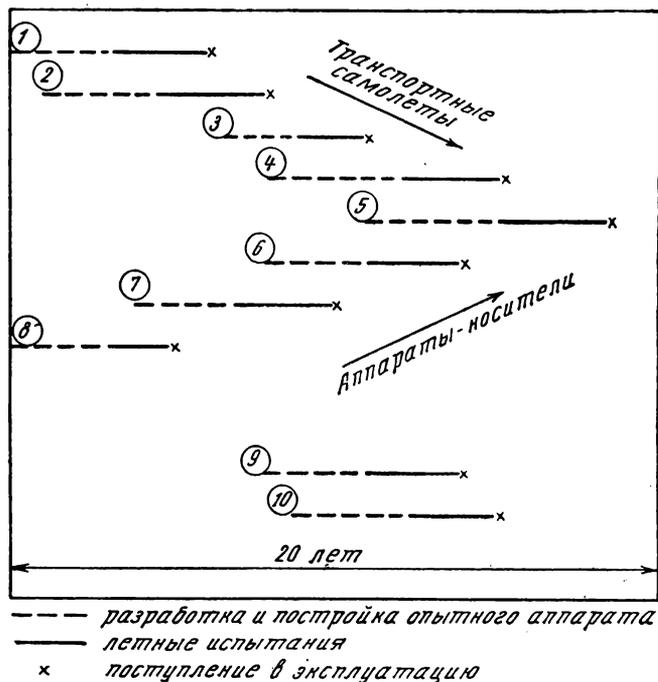
2. Двухступенчатый крылатый воздушно-космический самолет с РД, сходный по концепции с проектируемыми в настоящее время. Количество запусков, обеспечивающее рентабельность этой системы (около 1000), будет, по-видимому, соответствовать требованиям к снабжению космических станций.

3. Аппарат с ВРД, совершающий горизонтальный взлет и предназначенный для замены первой ступени аппарата 2. Такой аппарат в сочетании со второй ступенью предыдущего аппарата можно применять в качестве усовершенствованного воздушно-космического транспортного аппарата, а при использовании оптимизированной второй ступени — в качестве транспортного ракетоплана. Количество запусков, требующееся для обеспечения рентабельности этого аппарата (около 10 000), считается большим по сравнению с существующими масштабами запусков космических аппаратов и небольшим по сравнению с налетом существующих транспортных самолетов. В настоящее время может быть построено 100 транспортных самолетов одного типа, каждый из которых может совершить по 10 000 полетов, так что общее число полетов может достигнуть 10^6 . Следует отметить, что для этого аппарата наибольшей статьей расходов будут расходы на топливо и техническое обслуживание. Таким образом, транспортный ракетоплан может быть первым аппаратом, оправдывающим разработку такого носителя, который, вероятно, будет первой системой с экономикой, сходной с экономикой самолетов.

Основные особенности перечисленных типов летательных аппаратов приведены в табл. 3.

Изложенные выше соображения относятся к носителям типа воздушно-космических транспортных летательных аппаратов, предназначенных для доставки сравнительно небольших грузов при большой частоте запусков. Такие аппараты можно применять для запуска и обслуживания гражданских спутников, перевозок между Землей и космическими станциями, в качестве транспортного ракетоплана для наземного сообщения и на конечных этапах межпланетных полетов. Однако будут и большие неделимые грузы, непригодные для транспортировки с помощью таких аппаратов (космические станции, межпланетные летательные аппараты, аппараты для исследований глубокого космоса). Для доставки грузов этого типа предлагаются тяжелые носители со стартовым весом около 10 000 т. Примерами таких носителей являются проектируемые аппараты «Ромбус» и «Нексус», представляющие собой одноступенчатые аппараты с двигателями, работающими на водороде, возвращающиеся в атмосферу по баллистической траектории и совершающие посадку с помощью парашютов. Поскольку аппараты-носители этого типа имеют особое назначение и требуемая частота их запусков будет небольшой, они, по-видимому, будут скорее дополнять воздушно-космические транспортные аппараты, чем конкурировать с ними, и их разработка может вестись параллельно.

Предполагаемый график разработки описанных выше усовершенствованных летательных аппаратов (фиг. 14) показывает, что существующие два направления их развития — увеличение скорости полета и повышение экономичности ракет-носителей — сливаются при разработке ракетоплана.



1—сверхзвуковой гражданский самолет «Конкорд» ($M=2$); 2—американский сверхзвуковой гражданский самолет ($M=3$); 3—развитие американского сверхзвукового гражданского самолета ($M=4$); 4—летательный аппарат с минимальным отношением масс ($M=6$); 5—транспортный ракетоплан; 6—аппараты-носители с ВРД; 7—аппарат с сохраняемой второй ступенью с РД; 8—аппарат с сохраняемой первой ступенью с РД; 9—мощные ракеты-носители; 10—межпланетный летательный аппарат с ядерной силовой установкой.

Фиг. 14. Предполагаемые сроки разработки усовершенствованных воздушно-космических аппаратов

Сравнительный анализ стоимости носителей

Количество запусков	Возможное назначение	Наиболее экономичный аппарат-носитель	Ограничивающая статья расходов	Требуемый уровень развития техники
1—100	Вывод на орбиту научно-исследовательских и опытных спутников	Все ступени одноразового применения; РД	Общая стоимость производства	Ракетные силовые установки, легкая конструкция, малогабаритные системы и наведение
100—1000	То же и гражданские спутники	Первая ступень сохраняемая, вторая несохраняемая; РД	Стоимость производства второй ступени	То же; водородное топливо и конструкция с крылом для возвращения в атмосферу
1000—10 000	То же и снабжение космических станций	Обе ступени сохраняемые; РД	Стоимость топлива и технического обслуживания	То же; более совершенная крылатая конструкция
> 10 000	То же и транспортный ракетоплан	Обе ступени сохраняемые; первая ступень с ВРД	Стоимость топлива и технического обслуживания	То же; усовершенствованные ВРД

Journal of the RAS № 655.

ВХОД В АТМОСФЕРУ МАНЕВРИРУЮЩИХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Научно-исследовательские центры NASA им. Эймса и им. Лэнгли проводят исследования гиперзвуковых летательных аппаратов, способных маневрировать в атмосфере при снижении с орбиты. Особое внимание уделяется аппаратам с несущим корпусом. Аппарат этого типа не имеет крыла, но форма его такова, что он развивает некоторую подъемную силу и, следовательно, может выполнять ограниченные маневры и обычную «самолетную» посадку. Первый аппарат такого типа M2-F1, имеющий форму полуконуса (фиг. 1), был построен по программе NASA в 1963 г.

На фиг. 2 — 4 показаны возможные варианты использования аппаратов с несущими корпусами, предназначенных для входа в атмосферу. На фиг. 2 показан транспортный аппарат, способный доставить людей и грузы на космическую станцию и обратно; такой аппарат выгоден при частой связи с такой станцией; при полетах реже одного раза в месяц неманеврирующий аппарат, использующий при посадке парашютную систему, будет дешевле. На фиг. 3 показан истребитель со складывающимся крылом, рассчитанный на установку в головной

части ракеты-носителя; крыло разворачивается при входе истребителя в атмосферу. На фиг. 4 показан аппарат, предназначенный для экспедиции на Марс; аппарат должен иметь аэродинамическое качество, достаточное для обеспечения приемлемой ширины коридора входа в атмосферу.

Успешные испытания планера M2-F1 привели к тому, что NASA отобрало 29 проектов аппаратов различной конфигурации для второго этапа исследований. На этом этапе предполагалось построить летательные аппараты металлической конструкции для исследования отдельных проблем (фиг. 5). Проекты этих аппаратов были разработаны по программе изыскания оптимальной полуконической формы корпуса, создающего подъемную силу. Аппараты серии «М» исследовались в центре им. Эймса, аппарат HL-10 — в центре им. Лэнгли.

Основным преимуществом аппаратов с несущим корпусом является сравнительно малый нагрев при входе в атмосферу, но их аэродинамическое качество, даже при самых благоприятных условиях, значительно меньше, чем у крылатого аппарата, зато при гиперзвуковой скорости полета на аппараты с несущими корпусами воздействуют значительно меньшие тепловые нагрузки. Это объясняется тем, что по форме эти аппараты приближаются к сфере, которая, как известно, имеет минимальное отношение площади поверхности к объему, а уменьшение этого параметра является наиболее эффективным средством уменьшения аэродинамического нагрева конструкции. Еще одно преимущество аппарата с корпусом, создающим подъемную силу, по сравнению с крылатым аппаратом заключается в том, что установка его на ракете-носителе (для старта с Земли) не ухудшает аэродинамической устойчивости ракеты. Тем не менее для выполнения некоторых задач в будущем могут потребоваться крылатые аппараты.

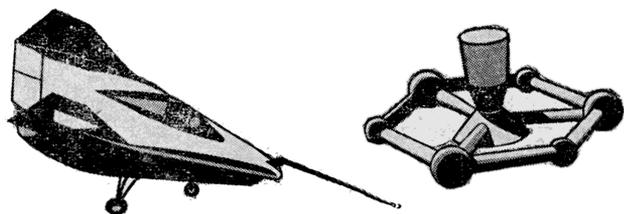
При разработке летательных аппаратов с корпусами, создающими подъемную силу, поставлена



Фиг. 1. Планер M2-F1

задача обеспечить при входе в атмосферу с гиперзвуковой скоростью аэродинамическое качество в диапазоне от 1,0 до 1,5. Такой диапазон аэродинамического качества позволяет создать аппарат, сочетающий преимущества самолета и ракеты. Аппарат может иметь достаточно малую относительную толщину, чтобы совершать планирующую посадку, и в то же время достаточно затупленную форму, чтобы использовать абляционную теплозащиту. При аэродинамическом качестве больше 1,5 тепловые

аэродинамическое качество 1,2. На фиг. 6 приведена зависимость дальности бокового маневра от аэродинамического качества аппарата. Аппарат



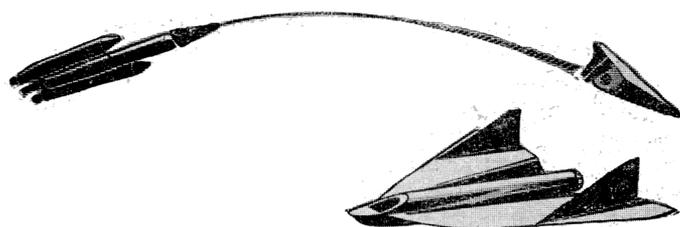
Фиг. 2. Транспортный аппарат для доставки людей и грузов на орбитальную станцию и обратно

нагрузки возрастают настолько, что потребный вес абляционного покрытия становится непомерно большим. Для достижения аэродинамического качества больше 1,5 могут потребоваться крылатые аппараты.

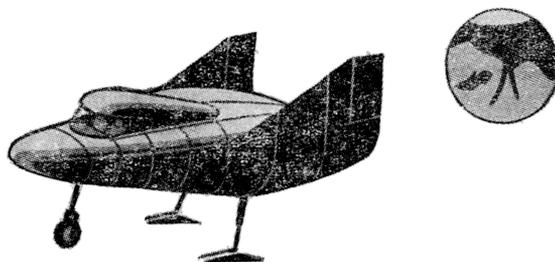
Хотя аппараты с несущим корпусом находятся в стадии конструктивной проработки, идея создания таких аппаратов далеко не нова. Впервые она была высказана в 1957 г. в научно-исследовательском центре им. Эймса, где изучались общие проблемы входа в атмосферу и проводились изыскания аппарата, который имел бы дальность бокового маневра после входа в атмосферу, равную смещению места посадки за время одного витка, т. е. около 1600 км.

Первоначальные исследования были направлены на решение проблемы уменьшения до допустимого уровня перегрузок при входе аппарата в атмосферу. Аппарат, имеющий нулевое аэродинамическое качество, испытывает при входе в атмосферу перегрузку от 8 до 10. Увеличение аэродинамического качества аппарата даже до 0,5 позволяет уменьшить перегрузку на всей траектории снижения до двух. Для аппарата с таким небольшим аэродинамическим качеством была выбрана конусообразная форма в основном из соображений обеспечения устойчивости. Однако для осуществления абляционной теплозащиты при входе в атмосферу носовая часть конуса была затуплена в соответствии с рекомендациями, сделанными для носовых конусов межконтинентальных баллистических снарядов. Таким образом, аппарат получил форму полуконуса. Угол 30° выбран из условия устойчивости, при этом было установлено, что максимальный угол полуконуса не должен быть больше 45° , так как при больших углах величина c_x^a отрицательная, что приводит к колебаниям при входе в атмосферу.

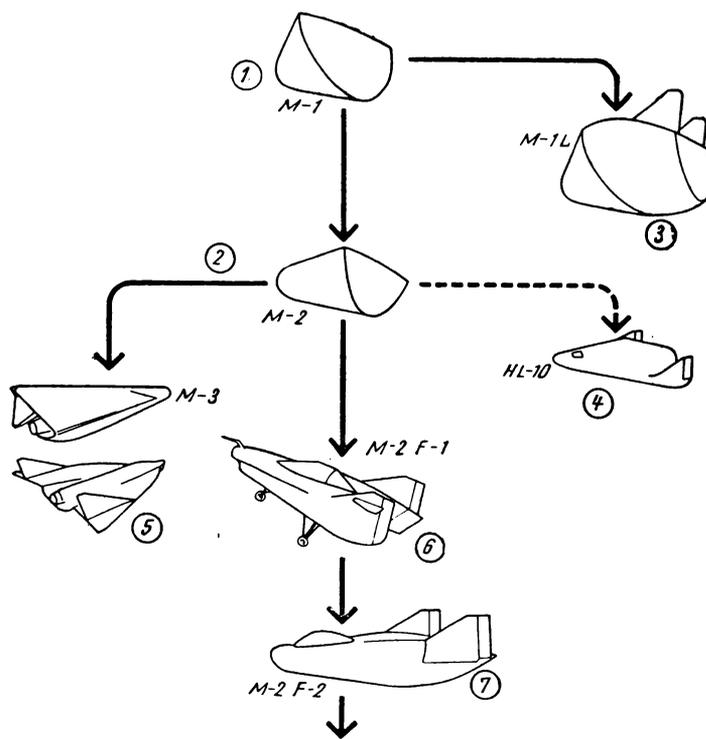
Испытания простых полуконических тел в аэродинамической трубе подтвердили предположения об их хорошей устойчивости при гиперзвуковой скорости. Расчеты показали, что для достижения дальности бокового маневра 1600 км необходимо



Фиг. 3. Истребитель с несущим корпусом и складывающимся крылом



Фиг. 4. Аппарат для экспедиции на Марс



1—угол полуконуса 30° ; аэродинамическое качество при гиперзвуковой скорости 0,5; 2—для повышения аэродинамического качества при гиперзвуковой скорости до 1,2 и увеличения дальности бокового маневра угол полуконуса уменьшен до 13° ; аэродинамическое качество при дозвуковой скорости ≈ 3 ; 3—для достижения желаемой величины аэродинамического качества при дозвуковой и трансзвуковой скорости аппарат имеет наддувную кормовую часть; 4—аппарат с плоским дном, имеющий аэродинамическое качество при гиперзвуковой скорости > 1 и дозвуковой скорости > 4 ; 5—со сложными крылом, аэродинамическое качество при гиперзвуковой скорости ≈ 1 ; в полете с дозвуковой скоростью при развернутом крыле и опущенных концевых частях крыла аэродинамическое качество ≈ 10 ; 6—аппарат с профилированной кормовой частью, имеющий аэродинамическое качество при дозвуковой скорости около 3; добавлены два щитка для управления по тангажу; 7—хвостовая часть вытянута, добавлены щитки на нижней поверхности

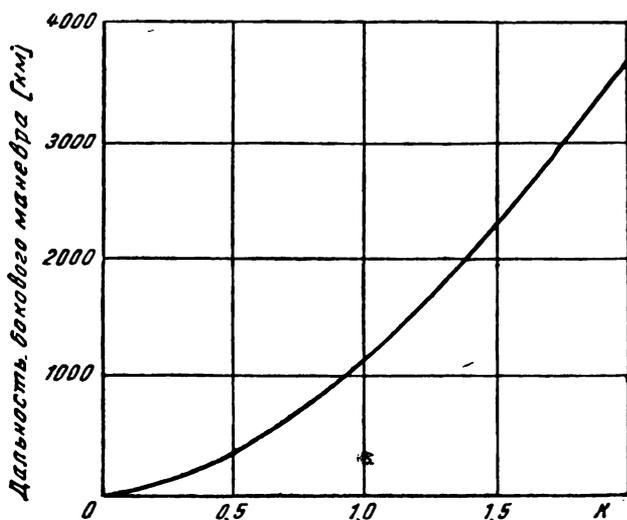
Фиг. 5. Летательные аппараты с корпусом полуконической формы, создающим подъемную силу

М-1 с углом полукуноса 30° имел при гиперзвуковой скорости аэродинамическое качество 0,5; усовершенствованный аппарат М-2 с углом полукуноса $\sim 13^\circ$ имел аэродинамическое качество 1,2. Однако, кроме хорошей устойчивости при гиперзвуковой скорости и заданной дальности бокового маневра, аппарат должен иметь достаточную устойчивость при дозвуковой скорости, чтобы обладать приемлемыми посадочными характеристиками.

В результате анализа дозвукового режима полета сначала была определена конфигурация аппарата, обеспечивающая аэродинамическое качество при дозвуковой скорости, равное шести. Эта величина была получена в основном за счет сужения хвостовой части аппарата и установки килей типа концевых шайб. Позднее форму аппарата пришлось несколько изменить с учетом условий полета с гиперзвуковой скоростью. В частности, испытания модели при больших числах M показали, что форма аппарата должна быть изменена для обеспечения продольной устойчивости в диапазоне предполагаемых углов атаки при входе в атмосферу с гиперзвуковой скоростью. В результате этих изменений аэродинамическое качество аппарата при дозвуковой скорости уменьшилось до трех; полагают, что эта величина достаточна для получения удовлетворительных посадочных характеристик.

На аппарате были установлены элевоны и поверхности для путевого и продольного управления. Элевоны, используемые для поперечного и продольного управления положением аппарата при наборе высоты и пикировании, установлены на киле с наружных сторон. Этот аппарат, предназначенный для летных испытаний, получил обозначение М2-F1.

С целью уточнения посадочных характеристик аппарата М2-F1 был построен полномасштабный планер с обшивкой из фанеры толщиной 2,4 мм. Внутренние силовые элементы планера склеены из пластин толщиной 2,4 мм и имеют площадь поперечного сечения 645 мм^2 . Общий вес аппарата М2-F1 с летчиком и катапультируемым сиденьем 500 кг. Длина планера около 6 м, ширина в кормовой части 3 м (исключая элевоны). Общая площадь элевонов около $1,1 \text{ м}^2$, килей $\sim 3 \text{ м}^2$.



Фиг. 6. Зависимость дальности бокового маневра аппарата от величины аэродинамического качества при входе в атмосферу с востока на запад с экваториальной орбиты

В качестве аварийной системы в конце фюзеляжа установлен небольшой ракетный двигатель, который может развить тягу в несколько десятков килограммов в течение 10 сек. Этого достаточно для увеличения аэродинамического качества с трех до восьми.

Летные испытания планера начались в сентябре 1963 г. Планер, буксируемый самолетом Дуглас С-47, был поднят на высоту 4 км. На этой высоте планер отделился и планировал на посадку.

В течение нескольких месяцев состоялась серия успешных полетов, в которых участвовали пилоты NASA и ВВС. Осуществимость программы создания «несущих корпусов», предназначенных для входа в атмосферу, была доказана. Из общих затрат, составляющих 510 тыс. долларов, на теоретические исследования и испытания в аэродинамической трубе было затрачено 480 тыс. долларов. Остальная сумма была истрачена на постройку планера и проведение летных испытаний.

Одной из причин успеха планера М2-F1 была разработка в NASA специальных методов посадки летательных аппаратов с небольшим аэродинамическим качеством. Эти методы, по-видимому, будут использоваться при полетах будущих аппаратов типа несущего корпуса. Техника посадки с выключенным двигателем отрабатывалась в аэродинамических трубах и на моделирующих устройствах, а затем совершенствовалась в процессе летных испытаний. Испытания проводились с самолетами F-104, F-102 и X-15; аэродинамическое качество изменялось в диапазоне от 2,8 до 4,8. В соответствии с установленной процедурой снижение в начальной фазе (до контрольной точки недалеко от начала посадочной полосы) выполняется с большой постоянной вертикальной скоростью; при определенных величинах высоты и скорости полета производится выравнивание аппарата с постоянной перегрузкой, после чего он летит на небольшой высоте к точке приземления.

В результате летных испытаний было установлено, что аппарат имеет недостаточный запас боковой устойчивости, в связи с чем в последующей модификации аппарата был установлен демпфер поперечных колебаний. Кроме того, выявилась необходимость улучшения обзора при посадке, для чего было решено передвинуть вперед фонарь кабины летчика. Смещение кабины вперед было желательно также ввиду предполагавшихся в дальнейшем испытаниях цельнометаллического планера путем подвески его под самолетом В-52 на пилоне, используемом для самолета X-15. Трудности, связанные с теплозащитой конструкции, заставили отказаться от элевонов, для чего пришлось изменить конструкцию хвостовой части аппарата, — длина ее увеличена на 10,8% по сравнению с длиной аппарата F1. Были добавлены два щитка на нижней поверхности аппарата, которые должны были работать как балансировочные устройства, а две верхние длинные и узкие поверхности управления в хвостовой части аппарата предполагалось использовать как элевоны.

Конструкция руля направления была также изменена: на аппарате F1 руль направления, расположенный вдоль всей задней кромки килея, имел слишком большую эффективность; на аппарате новой модификации руль сделан разрезным — внут-

ренная секция его остается неподвижной и отклоняется только внешняя секция.

Модифицированный аппарат, получивший обозначение M2-F2 (фиг. 7), был построен фирмой Нортроп и передан NASA в июне 1965 г. Длина аппарата 6,75 м, ширина 2,9 м и высота 2,8 м; нормальный вес 2270 кг и с заполненными водой балластными баками около 4080 кг. Предполагаемая посадочная скорость ~ 280 км/час (вес аппарата M2-F1 был ~ 450 кг, а посадочная скорость 139 — 148 км/час). Для увеличения аэродинамического качества при заходе на посадку и выравнивании аппарат M2-F2 будет снабжен ракетными двигателями с тягой, регулируемой в пределах 227 — 450 кг, работающими на перекиси водорода. Применение ракетных двигателей может увеличить аэродинамическое качество аппарата с 3 до 10 в зависимости от положения аппарата и времени включения двигателей.

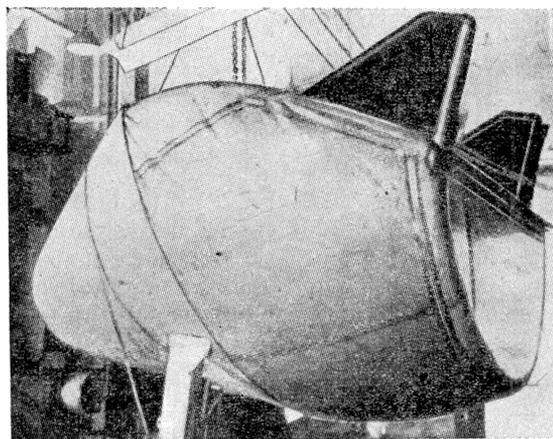
Первые полеты аппарата M2-F2 без отделения от самолета B-52 намечались на конец 1965 г. Полеты с отделением от самолета B-52 на высоте 13 700 м при скорости 800 км/час предполагалось начать в январе — феврале 1966 г.

Хорошие результаты испытаний аппарата M-2 привели к возобновлению интереса к аппарату M-1. Более затупленная форма аппарата M-1 приводит к уменьшению дальности бокового маневра, однако он подвергается действию меньших тепловых нагрузок при входе в атмосферу, чем аппарат более вытянутой формы, и может иметь лучшие посадочные характеристики. Было решено изучить возможность добавления к аппарату M-1 хвостовой части для улучшения маневренности. Испытания в аэродинамических трубах при больших числах M показали, что в результате добавления хвостовой части центр объема аппарата M-1 смещается назад на существенно большую величину, чем аэродинамический фокус, поэтому приходится ограничивать полезную нагрузку. Как одно из решений этой проблемы, было предложено установить надувную хвостовую часть, которая в полете со сверхзвуковой скоростью размещается в сложенном виде в задней части аппарата, а после входа в атмосферу выпускается и надувается для достижения аэродинамического

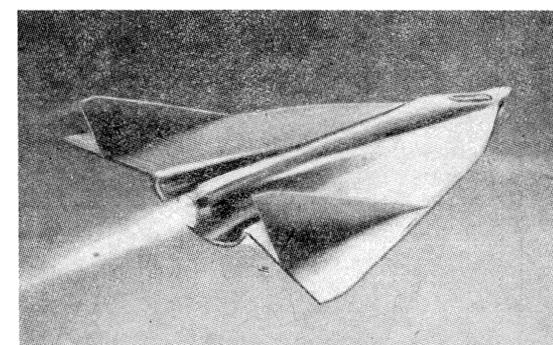
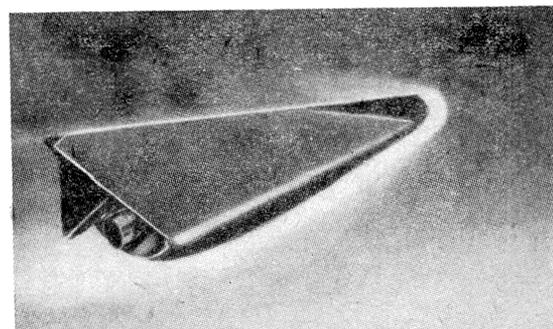
качества, необходимого для посадки. Окончательная модификация аппарата M-1 получила обозначение M-1L; надувная хвостовая часть аппарата с подвижными поверхностями управления показана на фиг. 8. Общая длина аппарата 4,3 м.

Аппарат M-3 резко отличается от других аппаратов серии «М». Он представляет собой попытку использования концепции «несущего корпуса» для создания усовершенствованного истребителя. Аппарат имеет складывающееся крыло и может запускаться с помощью ракеты-носителя, такой как «Титан» 3, что делает его значительно менее уязвимым по сравнению с существующими истребителями.

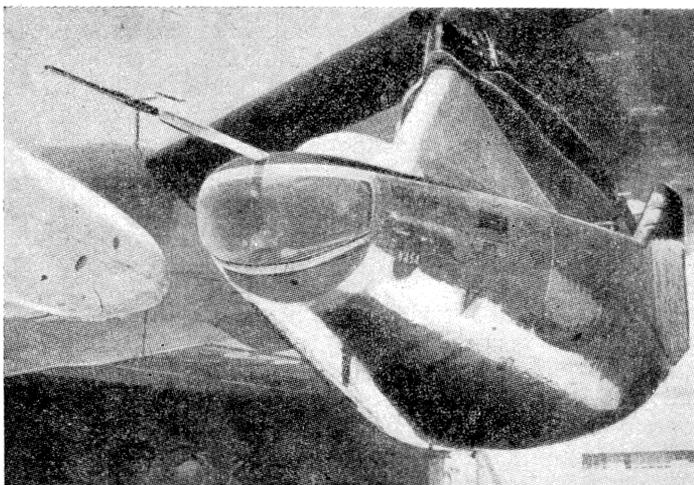
Аппарат M-3 (фиг. 9) спроектирован в соответствии с принципом увеличения подъемной силы вследствие интерференции, разработанным в центре им. Эймса для бомбардировщика B-70. Вход аппарата в атмосферу осуществляется с крылом,



Фиг. 8. Надувная хвостовая часть аппарата M-1L



Фиг. 9. Рисунок аппарата M-3: вверху — со сложенным крылом, внизу — с развернутым крылом



Фиг. 7. Экспериментальный аппарат M2-F2, подвешенный под крылом самолета-носителя Боннг В-52

сложенным на верхней поверхности фюзеляжа в зоне минимального нагрева конструкции; аэродинамическое качество при этом ≈ 1 . При развернутом крыле отклоненные концевые части его создают интерференцию, способствующую увеличению подъемной силы. При этом крыло и корпус образуют более или менее плоскую поверхность, а днище фюзеляжа скруглено и аэродинамическое качество аппарата при дозвуковой скорости равно ~ 10 ; предполагаемая дальность полета после входа в атмосферу около 1300 км.

Аппарат HL-10 (фиг. 10 и 11) построен фирмой Нортроп по контракту с NASA. Аппарат передан NASA 18 января 1966 г. Постройка аппарата была начата в июне 1965 г. Аппарат предназначен для решения проблем управления будущих маневрирующих космических аппаратов, возвращающихся в атмосферу. Первый полет аппарата намечен на 1966 г.

Аппарат M2-F1, выполненный из фанеры, совершил в 1963 г. около 500 удачных полетов, сначала при буксировке автомобилем, затем самолетом C-47 с последующим отделением и свободным планированием с высоты 3000 м. Аппарат M2-F1 еще проходит испытания.

Аппараты M2-F2 и HL-10 будут сбрасываться с самолета Боинг В-52 на высоте 13 700 м при скорости до 850 км/час ($M = 0,8$). Аппараты рассчитаны на установку ЖРД для проведения более сложных испытаний в будущем. Оба аппарата разработаны NASA и имеют форму полуконуса с тупой носовой частью с вертикальными и горизонтальными поверхностями управления. Аппарат HL-10 разработан в научно-исследовательском центре им. Лэнгли и отличается от аппарата M2-F2, разработанного в научно-исследовательском центре им. Эймса, более выпуклой верхней поверхностью и более плоской нижней поверхностью.

Аппарат HL-10 имеет три кили (на аппарате M2-F2 — два) и примерно на 1,5 м шире и более чем на 0,6 м выше от земли до верхней части центрального кили, чем аппарат M2-F2. Аппараты отличаются также органами управления.

Продольное и поперечное управление аппаратом HL-10 будет осуществляться с помощью элевонов, расположенных между концевыми и центральными киллями. На центральном киле имеется разрезной руль управления для путевого управления, служащий также воздушным тормозом. Все

поверхности управления связаны с системой повышения устойчивости относительно трех осей. На верхней поверхности каждого элевона имеется закрылок, каждый киль имеет две отклоняющиеся секции у задней кромки, две рулевые поверхности управляемые и служат для изменения донного сопротивления. Для подвески к самолету В-52 будет использоваться специальный держатель длиной 6,7 м, представляющий собой сочетание кессонной балки и фермы с алюминиевым обтекателем, в котором размещаются баллоны системы наддува кабины и кислород для летчика до отделения аппарата от самолета В-52.

После запуска и окончания маневра аппарат должен совершить посадку на режиме планирования, время планирования 3,5 мин; посадочная скорость 260—390 км/час; для посадки могут быть использованы ракетные двигатели с тягой 450 кг и продолжительностью работы 12 сек. При дозвуковой скорости аппарат имеет аэродинамическое качество около четырех.

Характеристика аппарата HL-10

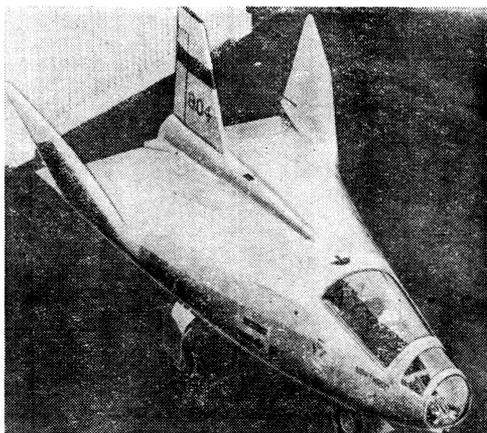
Длина	6,76 м
Ширина	4,6 "
Высота	3,48 "
Минимальный вес (посадочный вес, с пустыми балластными баками)	2390 кг
Максимальный вес (с полными балластными баками)	3630 кг
Удельная нагрузка на несущую поверхность	120—245 кг/м ²

В качестве одного из способов посадки аппарата HL-10 рассматривалась посадка на «корпус». Небольшая модель сбрасывалась с монорельсового подъемника (фиг. 12). Аппаратура, установленная внутри модели, измеряла перегрузку в момент касания земли и на пути торможения.

Проектные исследования аппаратов типа несущих корпусов ведутся также самолетостроительными фирмами США. На фиг. 13, например, показан аппарат Дуглас «Астро» с треугольным крылом и аппарат фирмы Мартин с плоской нижней поверхностью. Кроме того, исследуются аппараты чечевицеобразной формы.

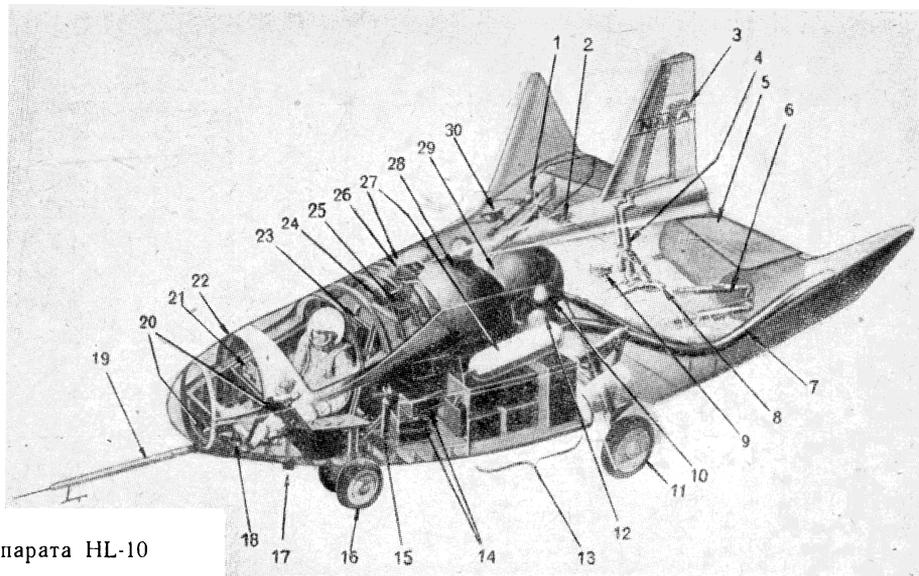
Испытания в ударных трубах показали, что температура на поверхности несущего корпуса при входе в атмосферу будет не очень высокой. Поэтому есть основания полагать, что вместо дорогостоящих в настоящее время жаропрочных сплавов можно будет использовать более дешевые сплавы, такие как Рене 41. Исследования типичной траектории входа в атмосферу аппарата М-2, проведенные в центре им. Эймса, показали, например, что температура торможения колеблется от 1650 до 2100°С в зависимости от угла атаки и величины аэродинамического качества. При максимальном аэродинамическом качестве 1,2 и угле атаки 12° тепловой поток в критической точке достигает $190 \cdot 10^3$ ккал/м², что не превышает возможностей существующих абляционных покрытий. При условии ограничения температуры внутренней обшивки 315°С достаточным будет покрытие из фенолнайлона в количестве около 44 кг/м², чтобы обеспечить охлаждение методом уноса массы и теплозащиту конструкции.

Не меньшее значение, чем величина температуры торможения, имеет распределение температуры по поверхности аппарата в полете. Чтобы темпера-



Фиг. 10. Общий вид аппарата HL-10

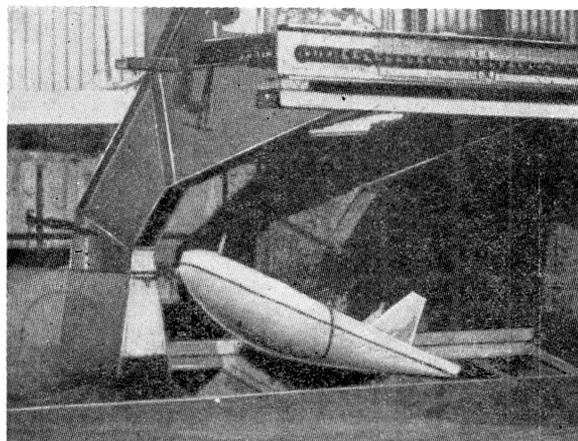
1—держатель и регулируемый узел системы подвески к самолету В-52 (два); 2—узел крепления к самолету В-52; 3—руль направления; 4—приводы руля направления; 5—элевон; 6—приводы элевона (два с каждой стороны); 7—трубопровод системы сбрасывания балласта; 8—хвостовая опора с самолета F9F; 9—электрическая розетка для питания от бортсети самолета В-52; 10—воздушный баллон заднего балластного бака; 11—основная стойка шасси с самолета F-5 и колесо (с самолета Т-38); 12—воздушный баллон переднего балластного бака; 13—контейнеры с оборудованием (слева); аккумулятор, бак и насосы гидросистемы (справа); 14—статические преобразователи (два); 15—ветрянка; 16—модифицированная носовая стойка шасси и колесо с самолета Т-38; 17—УКВ антенна; 18—органы управления; 19—державка ПВД; 20—вентилаторы системы противозапотевания; 21—правая панель летчика; 22—противокапотажный грелбень; 23—катапультируемое сиденье фирмы Вебер; 24—гироскоп положения; 25—скоростной гироскоп; 26—передний узел крепления к самолету В-52; 27—воздушные баллоны герметизации кабины; 28—передний балластный бак; 29—воздушный балластный бак; 30—штуцеры кислородной и воздушной систем



Фиг. 11. Компонентная схема аппарата HL-10

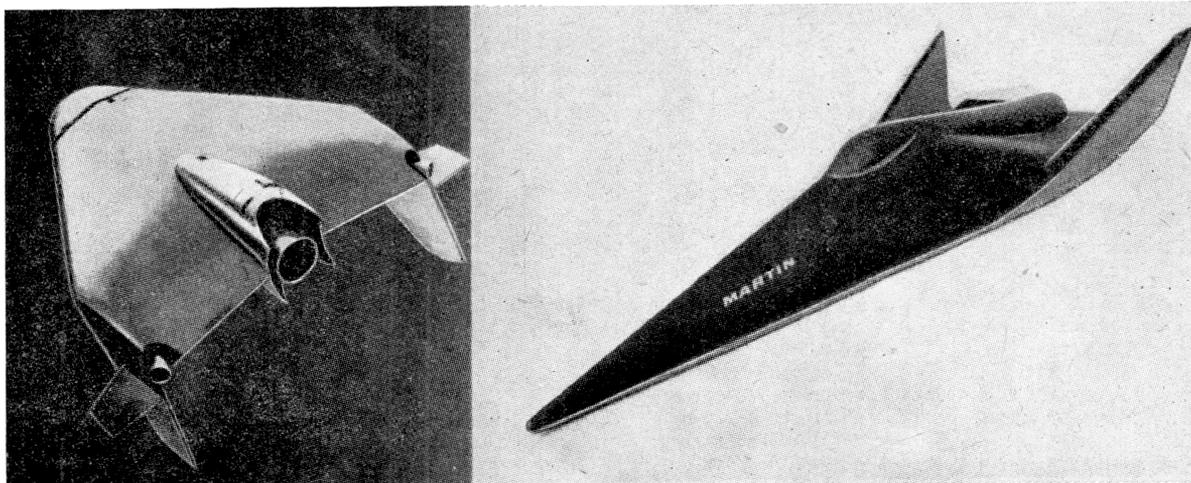
тура наиболее сильно нагревающейся части нижней поверхности не превышала предельно допустимой для жаропрочного сплава (1100°C), аппарат должен входить в атмосферу с небольшим углом атаки, что может привести к уменьшению дальности бокового маневра на 500—650 км. Эта проблема может быть решена выбором надлежащего профиля полета. Например, аппарат может входить в атмосферу с небольшим углом атаки, имея аэродинамическое качество 0,8, и лететь на этом режиме до тех пор, пока не будет пройден пик аэродинамического нагрева. Если после этого увеличить угол атаки с целью повышения аэродинамического качества, то можно достигнуть дальности бокового маневра 1600 км без увеличения теплого потока. Конструкция, предлагаемая для аппарата М-2, испытывалась именно на таком режиме полета.

В первоначальном варианте стенка корпуса толщиной ~ 50 мм состояла из наружной обшивки из сплава Рене 41 толщиной 0,25 мм, слоя специальной изоляции толщиной 25 мм и 25-миллиметровой сотовой алюминиевой конструкции. Вес 1 м^2 стенки корпуса аппарата без сотовой конструкции составлял 7,5 кг и с сотовой конструкцией — 22 кг.

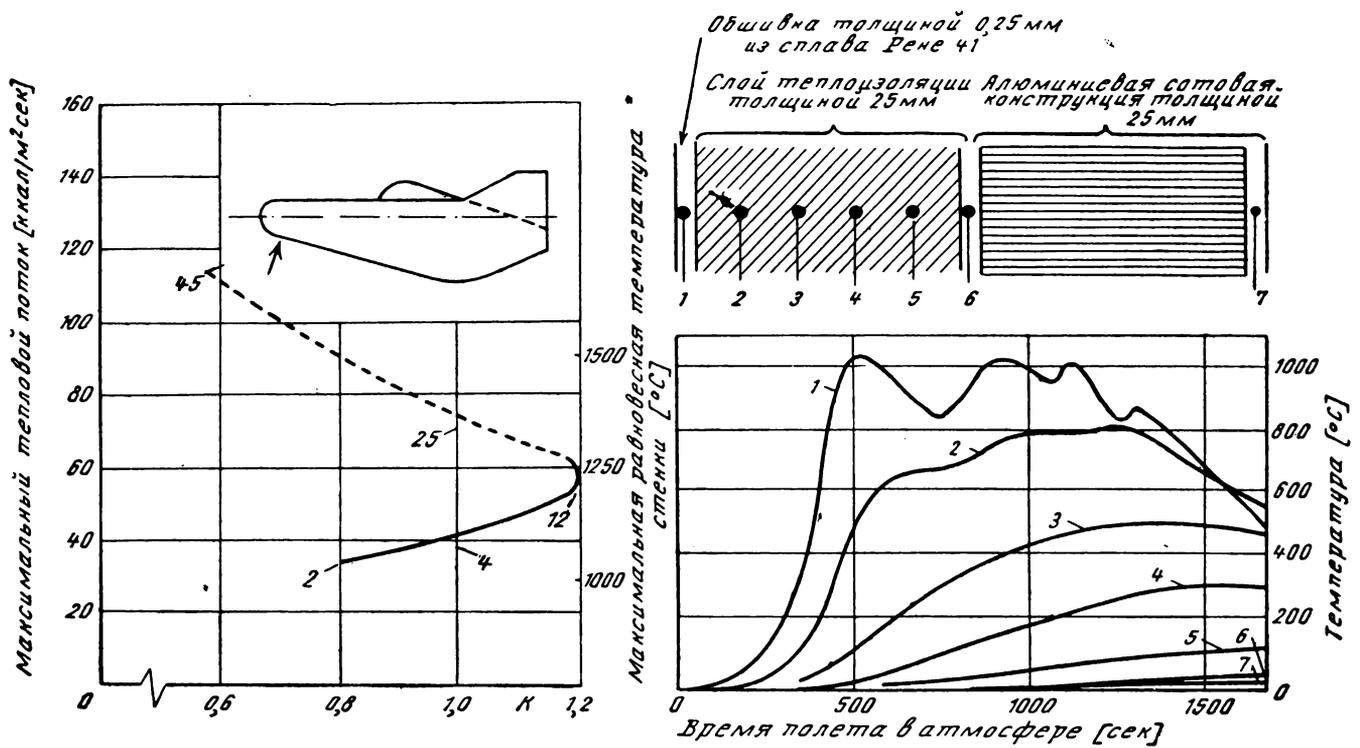


Фиг. 12. Устройство для отработки посадки на корпус аппарата HL-10

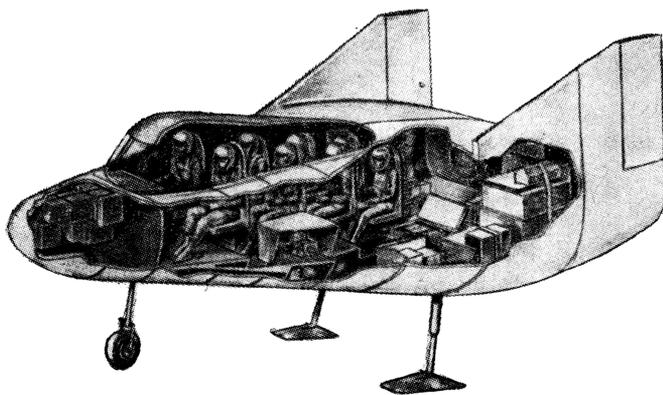
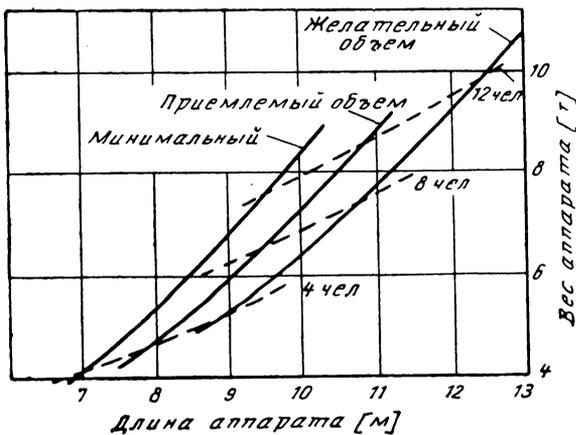
Как видно из графика фиг. 14, температура внешней поверхности при указанном выше профиле полета в атмосфере не превышает 1100°C и температура внутренней поверхности не превышает 95°C .



Фиг. 13. Проекты аппаратов с несущими корпусами: слева — аппарат «Астро» фирмы Дуглас, справа — аппарат фирмы Мартин



Фиг. 14. Зависимость удельного теплового потока на нижней поверхности корпуса от аэродинамического качества для аппарата М-2 (слева); изменение температуры в различных точках конструкции при оптимальном профиле полета аппарата в атмосфере (справа)



Фиг. 15. Аппарат, предназначенный для экспедиции на Марс, состоящей из восьми человек. На графике показана зависимость между весом и длиной аппарата при различной численности экипажа и различном объеме кабины на одного космонавта. Приведенные данные относятся к аппарату М-2; скорость при входе в атмосферу 8000 м/сек

Исследования NASA в настоящее время проводятся с учетом конкретных задач. Изучаются транспортные аппараты на 4—12 человек, предназначенные для входа в атмосферу с орбиты спутника Земли или для возвращения на Землю экспедиции с Марса. В первом случае скорость входа в атмосферу принимается равной ~ 8 км/сек, во втором — 18,5—21,5 км/сек. В исследованиях NASA рассматриваются кабины трех типов, обеспечивающие различную степень комфорта: с минимальным объемом $1,85$ м³ на одного космонавта, приемлемым объемом $3,25$ м³ и желательным объемом $5,5$ м³.

Размеры восьмиместного транспортного аппарата, предназначенного для связи с орбитальными станциями с кабиной объемом около 26 м³, будут мало отличаться от размеров исследуемых сейчас аппаратов. Например, длина такого аппарата будет около $9,5$ м. Для каждого члена экипажа будет предусмотрено кресло шириной 1 м, и, кроме того, в кабине будет проход шириной $0,5$ м. Система обеспечения жизнедеятельности космонавтов, реактивная система управления и электронная аппаратура будут размещены в носовой или хвостовой части аппарата. В кабине аппарата, предназначенного для длительных экспедиций, необходимо предусмотреть позади сидений место для гимнастических упражнений, а также емкости для запасов пищи и воды.

Вес такого аппарата может быть сравнительно небольшим. При указанном выше приемлемом объеме кабины на одного космонавта вес аппарата, рассчитанного на восемь человек, составит 6600 кг и аппарата, рассчитанного на 12 человек, — 8200 кг. Если кабина будет удовлетворять желательным нормам по объему, вес аппарата составит 7700 и $10\,000$ кг соответственно.

Весы аппаратов, предназначенных для экспедиции на Марс, будут, конечно, значительно больше;

например, аппарат с несущим корпусом будет, вероятно, на 3600 кг тяжелее аналогичного аппарата, предназначенного для связи с орбитальными станциями.

На фиг. 15 приведен рисунок аппарата на восемь человек, предназначенного для экспедиции на Марс. Предполагаемая длина аппарата 9 м, вес 10 т.

Основное различие в требованиях, предъявляемых к аппаратам для полета на Марс и аппаратам для связи с орбитальными станциями, состоит в необходимой ширине коридора входа в атмосферу. При возвращении на Землю аппарат для полета на Марс должен совершить переход с открытой гиперболической орбиты на закрытую орбиту; это накладывает жесткие ограничения на ширину коридора входа в атмосферу. При ограничении перегрузки $n \leq 10$ аппарат с нулевым аэродинамическим качеством имеет практически нулевую ширину коридора входа в атмосферу. При скоростях входа в атмосферу, какие может иметь аппарат для полета на Марс, для аппарата типа «Аполлон» с аэродинамическим качеством, равным 0,5, высота коридора входа в атмосферу 1,6 — 3,2 км, тогда

как для аппарата с аэродинамическим качеством больше 1,0 — 1,5 эта высота от 16 до 32 км.

Ввиду ограничений такого характера, а также очень больших тепловых нагрузок при входе в атмосферу аппараты с затупленными носовыми частями, используемые в современных космических программах, не могут быть применены для полетов на Марс с возвращением на Землю. При входе аппарата в атмосферу наибольшая теплопередача происходит из-за прямого облучения обшивки от раскаленного воздуха, окружающего аппарат. Поэтому более выгодной формой аппарата с точки зрения теплозащиты будет вытянутая стреловидная форма с заостренной носовой частью, обеспечивающая распределение тепловых потоков с меньшими пиками температур. С этой целью можно модифицировать существующие аппараты с корпусами, создающими подъемную силу, или разработать аппараты изменяемой геометрии.

Space/Aeronautics, V, 1964;
Aviation Week, 18/X 1965;
Interavia № 5774; № 5929;
Flight № 2955.

ПИЛОТИРУЕМЫЙ ОРБИТАЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ „ЯНУС“

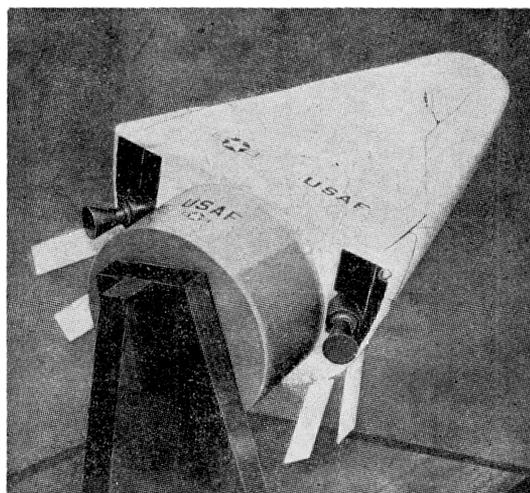
За последние десять лет было исследовано, разработано и создано несколько аппаратов различного назначения, входящих в атмосферу. Форма таких аппаратов военного назначения совершила эволюцию от аппаратов с затупленной носовой частью, закрытой теплозащитным экраном, и аппаратов с головной частью в виде конуса со сферическим носком, переходящего в цилиндр, с теплозащитой методом уноса массы до наиболее современной формы в виде слегка затупленного конуса. Изменение формы происходило одновременно с совершенствованием методов теплозащиты и повышением требований к аппаратам военного назначения.

Аналогично проходила эволюция пилотируемых баллистических аппаратов от капсулы «Меркурий» до аппаратов типа «Джеминай» и «Аполлон»; разрабатываются аппараты, использующие подъемную силу для расширения коридора входа в атмосферу, уменьшения перегрузок и обеспечения маневра. В целях расширения маневренности и улучшения посадочных характеристик таких аппаратов был создан самолет X-15 и разрабатывался проект ракетоплана «Дайна-Сор». Эти пилотируемые аппараты проектировались на основе компромиссных решений, учитывающих требования в отношении полезного объема, нагрузки, хороших характеристик входа в атмосферу и посадочных характеристик. В настоящей статье описан новый подход к решению этих проблем, основанный на идее многоступенчатости аппарата.

Первая ступень космического аппарата «Янус» (фиг. 1) представляет собой корпус затупленной конической формы, создающий подъемную силу. На этом корпусе сверху устанавливается самолет с треугольным крылом. Несущий корпус имеет достаточный полезный объем для космических полетов, обеспечивает теплозащиту при входе в атмосферу

и обладает хорошей маневренностью. После входа в атмосферу, характеризуемого интенсивным нагревом и большими перегрузками, самолет отделяется от аппарата-носителя и продолжает полет к выбранному месту посадки. Кроме того, самолет может использоваться как средство спасения экипажа в аварийной ситуации при запуске.

По умеренной предварительной оценке космический аппарат с экипажем из трех человек, рассчитанный на двухнедельный полет по низкой орбите, должен иметь следующие размеры: длину 8,2 м, ширину 4,9 м, высоту 3 м, полезный объем 24 м³. Общий вес аппарата будет около 7300 кг, причем 1800 кг будет приходиться на самолет с бортовым оборудованием и экипажем.



Фиг. 1. Модель двухступенчатого космического аппарата «Янус»

Аэродинамическое качество аппарата может изменяться в пределах 0,35 — 0,75, что позволяет увеличить дальность полета на этапе входа в атмосферу на 2200 км или уменьшить на 1500 км относительно номинальной точки посадки. При использовании управления по крену дальность маневрирования в поперечном направлении 740 км. Кроме того, дальность маневрирования в любом направлении может быть увеличена на 370 км путем использования самолета.

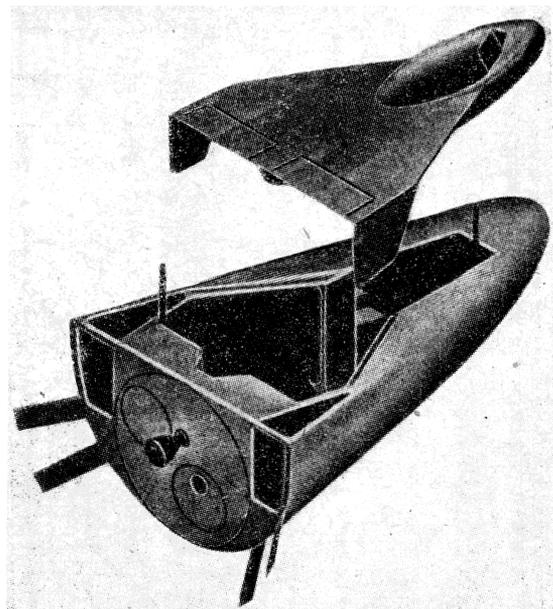
При разработке аппарата «Янус» исходили из предположения, что он будет запускаться с мыса Кеннеди по азимуту 110°, с помощью ракет-носителей, которые будут созданы к середине 1960-х годов; место посадки — территория США южнее 42° с. ш.

Конструкторы стремились не ограничивать возможности аппарата выполнением каких-либо специальных заданий.

Первая ступень космического аппарата «Янус» имеет в плане форму затупленного конуса с углом при вершине 24°. При виде сбоку затупление больше, так как передняя часть аппарата несколько вытянута книзу с целью увеличения объема для размещения оборудования. Конструкция аппарата рассчитана на диаметр переходной части ракеты-носителя 3 м. Угол стреловидности треугольного крыла самолета по передней кромке 62°. При стыковке самолета с аппаратом кили на концах крыла размещаются в негерметизированных углублениях в корпусе аппарата (фиг. 2). Выступающий над верхней поверхностью крыла фонарь кабины обеспечивает обзор при полетах в космосе и атмосфере. Фюзеляж и ТРД самолета полностью утоплены в конструкции аппарата.

Все внутренние отсеки космического аппарата между передней и задней герметическими перегородками, включая фюзеляж самолета, герметизированы.

Электронное оборудование, источники питания, системы обеспечения жизнедеятельности, теплооб-



Фиг. 2. Рисунок космического аппарата «Янус». Аппарат отделен от аппарата-носителя.

менники и другое несъемное оборудование размещены в носовой части аппарата. В средней и задней частях аппарата находятся помещения для экипажа и отсеки со специальным оборудованием. В хвостовой части аппарата за герметической перегородкой имеется шлюзовая камера, используемая для входа и выхода из космического аппарата на земле и в космосе. Окна в обеих дверях шлюзовой камеры обеспечивают дополнительный обзор в полете по орбите. Система сохранения аппарата (с парашютами и аварийным оборудованием) размещена в негерметизированном отсеке за задней перегородкой. Аварийные ракетные двигатели и тормозной двигатель также установлены в негерметизированном хвостовом отсеке. Четыре управляемых щитка, укрепленные на шарнирах по периферии хвостовой части аппарата, используются для балансировки при входе в атмосферу.

Аэродинамическая форма космического аппарата выбиралась с учетом следующих требований. Аэродинамическое качество должно быть достаточным для осуществления бокового маневра, обеспечивающего широкий выбор места посадки. Система балансировки должна предусматривать возможность изменения качества. Во время входа в атмосферу полет при отрицательных углах атаки нежелателен из-за опасности перегрева фонаря кабины. Аппарат должен быть аэродинамически устойчив при входе в атмосферу и на всех других этапах полета с дозвуковой, околозвуковой и гиперзвуковой скоростью.

Аппарат, имеющий форму полуконуса с плоской верхней поверхностью, может быть легко стыкован с самолетом. В принятой схеме верхняя поверхность треугольного крыла самолета образует часть верхней поверхности аппарата. Это облегчает отделение самолета от аппарата, причем аэродинамические формы последнего по существу остаются неизменными. Однако проблемы, связанные с обеспечением необходимого аэродинамического качества, устойчивости, балансировки и теплозащиты, заставили конструкторов отойти от формы правильного полуконуса. Были проведены исследования для определения оптимального угла при вершине конуса, степени затупления носка и обводов корпуса. Одновременно была разработана компоновка составного аппарата, обеспечивающая легкую стыковку самолета с аппаратом. Стало очевидным, что выбор малого угла при вершине конуса приведет к большой стреловидности крыла самолета, тогда как при большом угле могут возникнуть трудности, связанные с обеспечением продольной устойчивости и балансировки самолета. В результате угол при вершине конуса был выбран равным 24°.

Фюзеляж самолета с силовой установкой в стыкованном аппарате полностью утоплены в конструкцию носителя, что упрощает проблему герметизации аппарата. Чтобы предохранить фонарь самолета от перегрева во время входа в атмосферу, было решено обеспечить в полете с гиперзвуковой скоростью расположение верхней поверхности аппарата под положительным (или в крайнем случае нулевым) углом атаки.

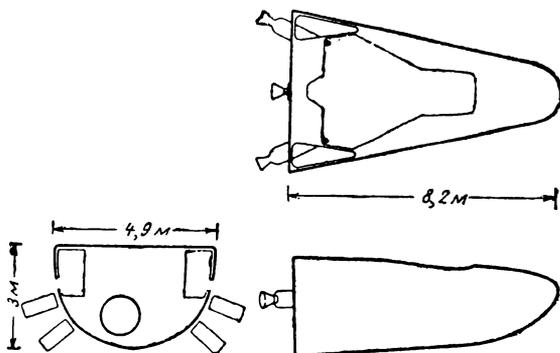
Балансировка аппарата при входе в атмосферу осуществляется с помощью щитков, установленных на хвостовой части снизу. Если щитки установить ближе к верхней поверхности аппарата, то при по-

ложительных углах атаки они будут в спутной струе и будут недостаточно эффективны. Однако при слишком низком расположении щитков их отклонение приводит к возникновению большого момента на пикирование, что при малых значениях аэродинамического качества может явиться причиной выхода на отрицательные углы атаки. Чтобы избежать этого, было решено придать носовой части аппарата форму, какая обычно дается передней части санок. Такая форма способствует увеличению момента на кабрирование корпуса, парирующего момента на пикирование.

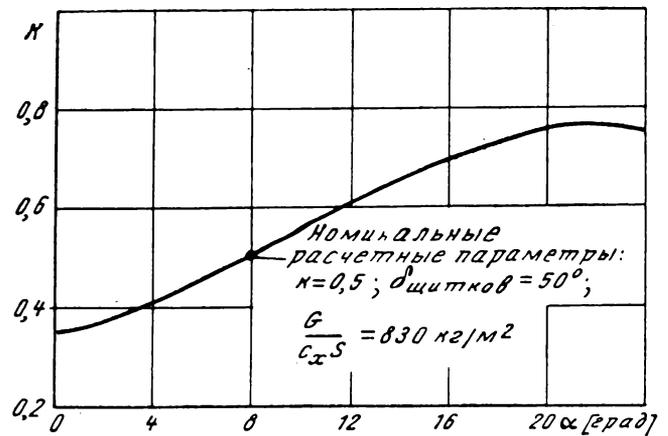
Схема аппарата показана на фиг. 3. Возможно, что с точки зрения аэродинамики эта форма не является оптимальной, однако при балансировке аппарата в полете с гиперзвуковой скоростью она обеспечивает аэродинамическое качество до 0,75; минимальное аэродинамическое качество сбалансированного аппарата при нулевом угле атаки 0,35. Эти расчетные величины хорошо согласуются с экспериментальными данными. Величины момента тангажа оценивались по результатам экспериментальных работ NASA с моделью аналогичной конфигурации. Зависимость аэродинамического качества сбалансированного аппарата от углов атаки приведена на фиг. 4. Весовой анализ показал, что можно обеспечить расположение ц. т. на расстоянии от носка, равном 54% длины аппарата. В этом случае запас устойчивости на гиперзвуковом режиме полета около 12%, а на околозвуковом режиме — около 5%.

Корпус аппарата имеет двойные стенки (фиг. 5), причем внутренняя стенка для герметической части аппарата выполнена из листового алюминия; стенки разделяются поперечными рамами Z- и I-образных сечений с высотой около 15 см, расположенными с шагом около 46 см. Наружная обшивка аппарата выполнена из слоистых алюминиевых панелей с сотовым наполнителем. Внешняя панель наружной обшивки закрыта теплозащитным экраном из абляционного материала. Пространство между наружной и внутренней стенками корпуса заполняется легким волокнистым или вспененным теплоизоляционным материалом.

Теплозащитный экран предохраняет алюминиевую слоистую конструкцию при входе аппарата в атмосферу от нагрева до температуры более 315°C. Применение легкого заполнителя между наружной и внутренней стенками корпуса снижает температуру внутренней герметичной стенки до 21°C. Рама также рассчитана на температуру 21°C, поэтому в местах соприкосновения с наружной обшивкой они имеют теплоизоляционные прокладки.



Фиг. 3. Схема аппарата-носителя



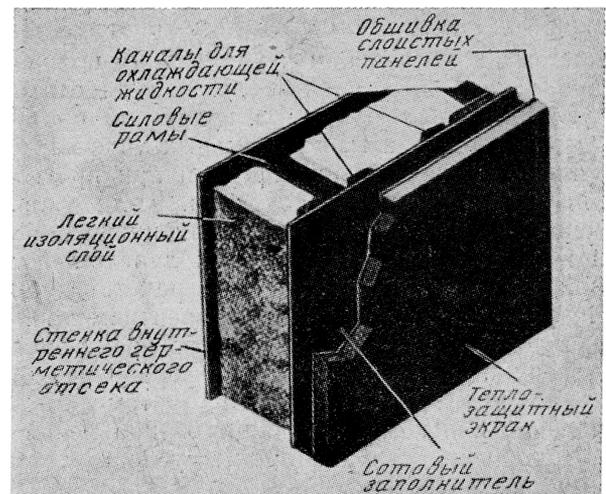
Фиг. 4. Зависимость аэродинамического качества от балансирующего угла атаки (с учетом сопротивления фонаря кабины самолета)

Большой перепад температур (более 280°C) между наружной и внутренней стенками при жестком соединении последних привел бы к значительным термическим напряжениям в каркасе и слоистых конструкциях. Поэтому для крепления наружной обшивки к каркасу разработаны гибкие соединения. Герметическая внутренняя стенка имеет жесткие крепления. Температурный режим работы конструкции космического аппарата в период двухнедельного полета по орбите обеспечивается циркуляцией жидкости в каналах системы охлаждения.

Наиболее важными проблемами с точки зрения конструкции являются проблема предотвращения утечки воздуха в местах сочленения самолета и аппарата и проблема отделения самолета. Оптимальные решения этих проблем еще не найдены. Самолет опирается на конструкцию аппарата крылом и крепится с помощью системы замков и конических срезных штифтов, входящих в отверстия вдоль передней кромки крыла. Система уплотнения может быть с надувным шлангом или сильфонного типа.

Предложенная для аппарата система отделения самолета состоит из трех пневмопиромеханизмов; одного — в носовой части самолета и двух — у концов крыла на заднем лонжероне.

Система энергоснабжения состоит из кислородно-водородных топливных элементов общей мощ-



Фиг. 5. Конструкция стенки корпуса аппарата-носителя

ностью при непрерывной работе 2,5 кВт; этого достаточно для функционирования бортовых систем. Кроме того, топливные элементы обеспечивают экипаж водой и связаны через теплообменник с системой регулирования температуры.

Регулирование температуры теплозащитного экрана и внутренних отсеков аппарата осуществляется путем циркуляции жидкости по системе трубопроводов, встроенных в основные элементы конструкции аппарата. Управление циркуляцией жидкости позволяет контролировать температурный режим аппарата и делает его менее чувствительным к положению аппарата в пространстве и к внутренним источникам тепла. Кроме того, у задней стенки аппарата имеются пассивные излучатели с покрытиями, обладающими весьма различными характеристиками поглощения и излучения, что позволяет поддерживать желаемый температурный режим внутренних отсеков.

Система жизнеобеспечения регулирует температуру и давление воздуха. Регулятор состава воздуха поддерживает содержание в воздухе 47% кислорода и 53% азота при давлении 0,53 ат, молекулярный фильтр удаляет CO₂, вода отделяется вымораживанием. Конструкция обеспечивает защиту от ударов метеоритов.

Силовая установка и система стабилизации учитывают возможность аварийного прекращения полета, обеспечивают сход с орбиты, ориентацию на орбите и демпфирование колебаний тангажа и рысканья при входе в атмосферу. Аварийная система состоит из двух РДТТ со ступенчатым управлением тягой, установленных под углом 25° к оси аппарата (векторы тяги проходят через ц. т. аппарата). Величина начальной тяги определяется из условия обеспечения скорости отделения самолета от аппарата 38 м/сек при максимальном скоростном напоре. Суммарный импульс достаточен для набора высоты 1500 м и ухода в сторону на 900 м. Управление вектором тяги при этом осуществляется путем вторичной инжекции. Если решение о прекращении полета принимается на активном участке траектории после запуска второй ступени ракеты-носителя, то следует использовать также тормозной РДТТ. В полете по орбите и на этапе входа в атмосферу управление положением самолета и демпфирование осуществляются реактивной системой управления с ракетными двигателями, работающими на двухкомпонентном топливе.

Система стабилизации и управления положением аппарата в пространстве должна работать на следующих этапах полета: в полете по орбите и при изменении орбиты, на активных участках траектории, при входе в атмосферу и при прекращении полета в аварийной ситуации. Были выбраны три способа управления: вторичная инжекция топлива в сопла основных ракетных двигателей аварийной системы; модуляция тяги ракетных двигателей, работающих на двухкомпонентном топливе, и управление с помощью щитков во время входа в атмосферу и при полете в атмосфере. Предусмотрена возможность ручного и автоматического управления или комбинированного управления как в нормальных эксплуатационных условиях, так и в аварийной ситуации.

В полете по орбите или при входе в атмосферу сигналы ошибки подаются в систему управления

летчиком или поступают от соответствующих датчиков. В полете по орбите управление положением аппарата в пространстве осуществляется реактивными двигателями, работающими на режиме малой тяги. При включении тормозного ракетного двигателя сигналы ошибки выдаются гиросtabilизированной платформой и двигатели, управляющие положением аппарата, работают на режиме максимальной тяги. Во время входа в атмосферу демпфирование осуществляется этими же двигателями (работающими на режиме максимальной тяги) по сигналам, поступающим от скоростных гироскопов, причем соответствующие сигналы рассогласования посылаются в систему управления щитками. В случае аварии на участке вывода на орбиту управляющие сигналы формируются специальным аварийным вычислителем, который посылает их к гироскопам системы ориентации, чтобы обеспечить уход аппарата в сторону от неисправной ракеты-носителя; при этом сигналы от системы ручного управления подаются на датчик моментов и могут складываться с сигналами автоматической системы или парировать их. Моменты управления создаются путем отклонения вектора тяги ракетных двигателей аварийной системы.

Система управления и навигации состоит из гироскопов с четырьмя степенями свободы и вычислителя общего назначения. Эфемериды и данные положений аппарата корректируются системой слежения за звездами. Вычислитель обеспечивает индикацию различных данных для экипажа, например данных, используемых при включении тормозного ракетного двигателя или при работе со специальной аппаратурой.

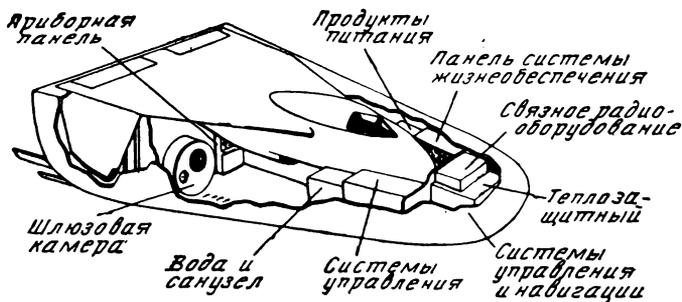
Система связи состоит из УКВ станции для голосовой связи и передатчи телеметрических данных при запуске, полете по орбите и входе в атмосферу; во время входа в атмосферу используется трехсантиметровый диапазон частот, чтобы уменьшить эффект запираения станции вследствие ионизации. Приемное оборудование обеспечивает голосовую связь и прием команд для бортового вычислителя. Например, уточненные данные эфемерид или команда на включение тормозного двигателя могут быть введены в вычислитель непосредственно с земли.

Ниже приведена весовая сводка аппарата-носителя. Размещение систем показано на фиг. 6.

Весовая сводка аппарата (экипаж 3 чел., продолжительность полета две недели)

	[кг]
Конструкция и теплозащитный экран	2500
Система регулирования температуры	270
Тормозные двигатели	500
Система управления и навигации	90
Система стабилизации и управления положением в пространстве	360
Система связи	65
Источники питания	420
Система жизнеобеспечения	380
Оборудование кабины экипажа	245
Оборудование для обеспечения посадки	470
Итого	5300 кг

Самолет космического аппарата «Янус» имеет треугольное крыло размахом 4 м и площадью 14,5 м², длина самолета 6,4 м (фиг. 7). Угол стреловидности крыла по передней кромке 62°. Небольшой ТРД Континентал 356-23 установлен в хвосте-



Фиг. 6. Компонировочная схема космического аппарата «Янус»

вой части фюзеляжа; воздухозаборник расположен в нижней части фюзеляжа. Имеются элевоны на крыле и рули направления на киях. Кили, установленные на концах крыла, выступают вниз и используются для крепления посадочных лыж; имеется носовое колесо. Расчетная высота полета, на которой должно происходить отделение самолета от аппарата, 9000 м; расчетная скорость при отделении соответствует числу $M = 0,6$. Однако отделение допускается на любой высоте не выше 15 000 м.

Самолет совершает полет с дозвуковой скоростью. Это значительно упрощает проблемы балансировки, устойчивости и управляемости и позволяет использовать для уменьшения шарнирных моментов поверхностей управления обычные аэродинамические компенсаторы или серворули. Поскольку самолет не рассчитан на автономный взлет, требования к силовой установке снижаются и конструкция самолета упрощается; например, отпадает необходимость в убирающемся шасси.

Характеристика самолета

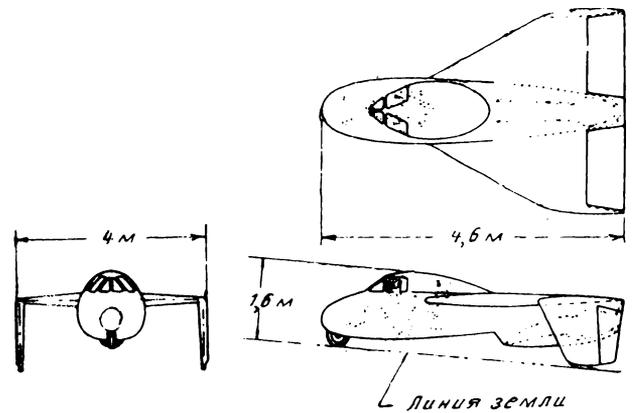
Вес пустого	1260 кг
Экипаж (3 чел.)	330 "
Топливо (290 л)	230 "
Стартовый вес	1820 "
Номинальная тяга двигателя у земли	1090 "
Удельный расход топлива на режиме максимальной мощности	0,98 кг/кг-час
Сухой вес двигателя	185 кг
Максимальная дальность	370 км
Крейсерская скорость	685 км/час
Крейсерская высота	9000 м
Удельная нагрузка на крыло	125 кг/м ²
Посадочная скорость	208 км/час

Огибающая летных характеристик самолета показана на фиг. 8.

Самолет имеет очень хорошие характеристики для треугольного крыла столь малого удлинения. Это объясняется эффектом концевой шайбы килей; повышающим аэродинамическое качество на крейсерском режиме до 7,2 (с учетом потерь на балансировку). Кроме того, предполагается, что при таком размещении килей боковая управляемость будет хорошей во всем диапазоне режимов полета. Общие пилотажные качества и управляемость в полете с крейсерской скоростью, по-видимому, будут сравнимы с характеристиками современных реактивных тренировочных самолетов.

В нормальных эксплуатационных условиях программа полета будет предусматривать четыре этапа: запуск, полет по орбите, вход в атмосферу, снижение и посадку.

Перед запуском экипаж занимает места в аппарате, проходя через люк в переходной секции ракеты-носителя и шлюзовую камеру аппарата и поды-



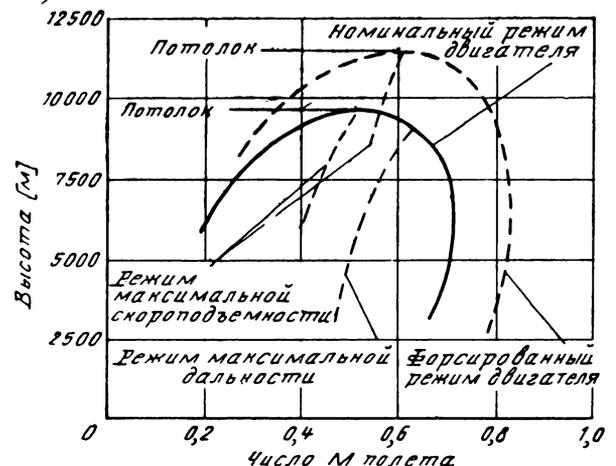
Фиг. 7. Компонировочная схема самолета

маясь по ступенькам в полу аппарата-носителя. Сиденья можно вдвигать в самолет или выдвигать из него по направляющим, что исключает необходимость применения второго комплекта сидений. При возникновении аварийной ситуации, требующей прекращения полета, сиденья автоматически вдвигаются в кабину самолета, после чего кабина герметизируется.

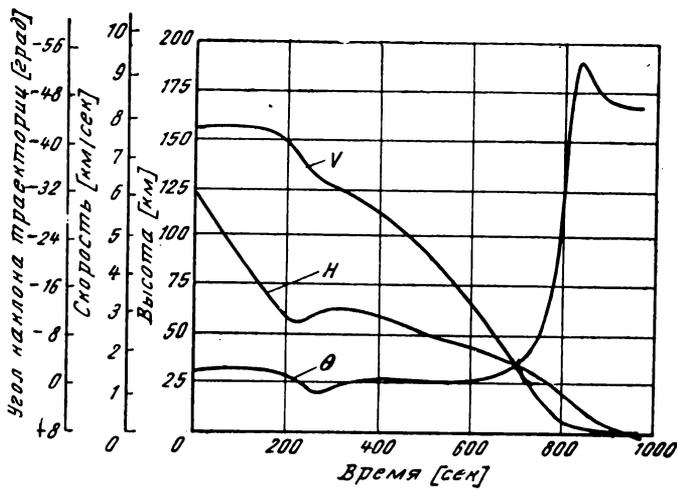
После включения двигателей второй ступени ракеты-носителя два ракетных двигателя системы спасения на начальном этапе полета могут быть сброшены. Это позволяет увеличить вес нагрузки, выводимой на орбиту, на величину, равную 90% веса сбрасываемых двигателей (при выполнении некоторых заданий эти двигатели можно сохранить и использовать для маневрирования на орбите).

Космический аппарат «Янус» предназначен для выполнения различных заданий в полете по орбите. В аппарате под нижней частью крыла самолета имеется свободное пространство высотой 2,1 м, которое может быть использовано для размещения оборудования и перемещения членов экипажа; последние могут свободно переходить из кабины самолета в аппарат и обратно. На пульте управления в аппарате будут установлены основные органы управления и приборы, необходимые для выполнения различных операций в полете по орбите, включая сход с орбиты и ориентацию для входа в атмосферу.

В нормальных условиях сход с орбиты осуществляется по команде летчика. Перед включением тормозного двигателя необходимо соответствующе-



Фиг. 8. Огибающая летных характеристик самолета



Фиг. 9. Траектория входа в атмосферу (установившееся планирование). Начальные условия траектории входа; $H_0 = 122$ км; $V_0 = 7700$ м/сек; $\theta_0 = -2^\circ,3$; $K = \text{var.}$

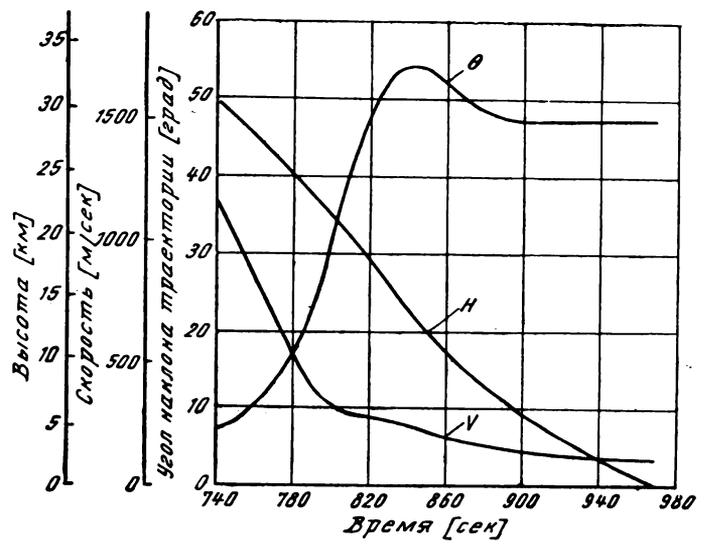
$$\left(\frac{G}{c_x S}\right)_0 = 820 \text{ кг/м}^2$$

шим образом ориентировать аппарат. Данные, необходимые для ориентации аппарата и точного выбора времени включения двигателя, обеспечиваются индикатором, непрерывно указывающим возможные места посадки в зависимости от момента включения и направления вектора тяги двигателя. Ориентация осуществляется на активном участке с помощью системы управления и стабилизации.

После приложения тормозного импульса аппарат снижается в течение ~ 14 мин до плотных слоев атмосферы. В это время бортовой вычислитель определяет величину аэродинамического качества, необходимую для посадки в заданном районе, с учетом величины приложенного импульса. Затем аппарат ориентируется для планирующего полета, и щитки отклоняются в положение, обеспечивающее выбранную величину аэродинамического качества.

Номинальная траектория входа в атмосферу имеет на начальном участке угол наклона около 2° . Благодаря подъемной силе аппарат продолжает лететь на большой высоте и этап торможения «растягивается», что обеспечивает снижение максимальных перегрузок с восьми (при отсутствии подъемной силы) до двух.

В эксплуатационных условиях траектория входа в атмосферу может иметь серию «горок» в отличие от траектории установившегося планирования. Это приведет к возникновению четырех или пяти пиков нагрева и нескольких пиков перегрузок, что значительно усложнит задачи навигации. Чтобы избежать этого, необходимо перевести аппарат в режим установившегося планирования непосредственно после схода с орбиты. Однако это возможно только при очень малом угле входа в атмосферу, неприемлемом с точки зрения точности современных средств навигации, поэтому начальный участок номинальной траектории входа в атмосферу аппарата «Янус» имеет угол наклона больше требуемого для установившегося планирования. В связи с этим подъемную силу предполагается модулировать для выравнивания траектории и обеспечения режима установившегося планирования. Результирующая траектория, показанная на фиг. 9, имеет только два пика скоростного напора



Фиг. 10. Конечный участок траектории снижения

и перегрузки, причем скоростной напор не превышает 1220 кг/м^2 , а перегрузка 1,9.

При входе в атмосферу система управления положением аппарата в пространстве работает по двум командным сигналам: отклонение щитков, изменяющих балансировочный угол атаки, происходит по сигналам ошибки в положении аппарата, в то время как реактивные двигатели, обеспечивающие демпфирование колебаний, работают по сигналам от скоростных гироскопов. Такая система управления имеет большую точность и надежность при меньшем весе, чем одноканальная система.

Приблизительно через 700 сек после схода с орбиты угол наклона траектории начинает резко увеличиваться: вход в атмосферу можно считать завершенным. На конечном участке снижения (фиг. 10) аппарат летит с околозвуковой скоростью на высоте около 15 000 м; на меньших высотах скоростной напор не превышает 730 кг/м^2 , поэтому диапазон высот ниже 15 000 м считается безопасным для отделения самолета от аппарата-носителя. Включение ТРД допускается на высотах не выше 13 700 м при числе $M = 0,9$. На этих режимах летчик сам определяет момент отделения самолета. После отделения самолета автоматически или по радиокоманде выпускаются посадочные парашюты.

Отмечаются следующие преимущества составного космического аппарата «Янус»: нечувствительность к навигационным ошибкам и ошибкам при входе в атмосферу; малая посадочная скорость и высокая точность посадки; большой полезный объем; возможность сохранения аппарата со вспомогательными системами (при необходимости аппарат может быть разрушен); повышенные характеристики аварийной системы спасения; дублирование функций самолетом и аппаратом.

Все эти особенности делают возможным эффективное использование аппарата «Янус» для выполнения разведывательных задач, инспектирования или обслуживания спутников, а также для транспортных перевозок, сборки или ремонта космических станций на орбите. Кроме того, аппарат «Янус» может быть использован в программах космических исследований и в системах связи, управления и раннего обнаружения.

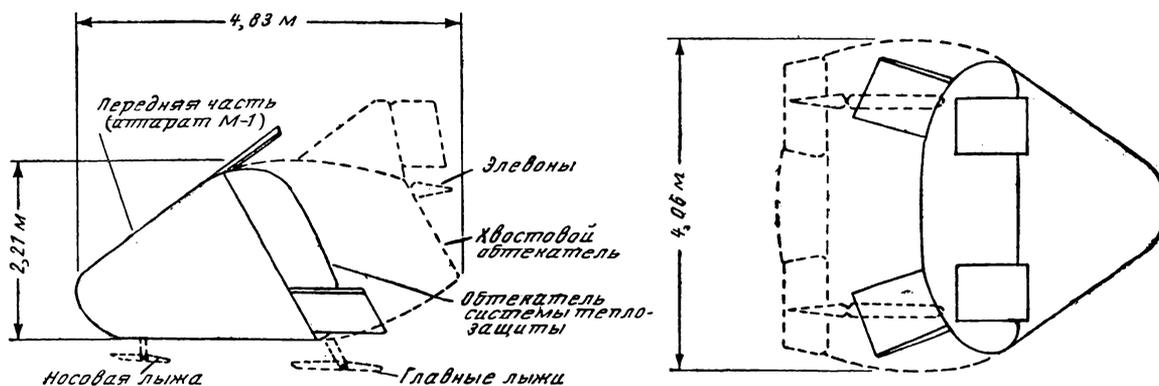
АППАРАТ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ, ВХОДЯЩИЙ В АТМОСФЕРУ С ГИПЕРЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ

В статье описана конструкция надувной хвостовой части бескрылого летательного аппарата М-1, разработанного NASA по программе исследования характеристик возвращающихся космических аппаратов с подъемной силой, создаваемой корпусом. Аппарат М-1 имеет форму затупленного кругового полуконуса с углом раствора 60° . В полете выпуклая часть корпуса обращена к набегающему потоку и создает подъемную силу, благодаря чему аппарат при входе в атмосферу с гиперзвуковой скоростью имеет небольшое аэродинамическое качество; это способствует уменьшению перегрузок, возникающих при торможении аппарата в атмосфере, и обеспечивает возможность маневрирования в ограниченных пределах без сколько-нибудь значительного увеличения веса системы теплозащиты аппарата.

Достигнуть компромиссных величин аэродинамического качества и (в конечном счете) веса теплозащиты можно, руководствуясь прежде всего соображениями гиперзвуковой аэродинамики, в соответствии с которыми аппарат должен иметь

личивается почти на 15%. Нижняя поверхность хвостовой части имеет форму параболоида вращения, соосного с конусом основной конструкции. Верхняя поверхность хвостовой части плоская в середине, а в боковой проекции представляет собой плавное параболическое продолжение носовой части. Элевоны, вертикальные стабилизирующие поверхности и поверхности управления имеются сзади, сверху и по бокам надувной части аппарата.

На фиг. 3 показана последовательность разворачивания хвостовой части аппарата. После этапов полета на гиперзвуковом, сверхзвуковом и, возможно, околосвуковом режимах (при входе в атмосферу) поверхности управления аппарата отклоняются на пикирование. При этом выпускается стабилизирующий парашют и сбрасываются обтекатели системы теплозащиты и основные поверхности управления. Система привязи стабилизирующего парашюта, выпускаемого приблизительно из середины задней поверхности, рассчитана на завершение поворота аппарата в пространстве на угол



Фиг. 1. Схема аппарата М-1L

большую площадь донной части при относительно тупой и компактной форме в целом. Такая аэродинамическая форма, типичная для гиперзвуковых аппаратов, приводит к неизбежному ухудшению летных характеристик при дозвуковой скорости. Однако если аппарат будет иметь легкую надувную хвостовую часть, выпускаемую после входа в атмосферу и уменьшения скорости до дозвуковой, то это обеспечит увеличение подъемной силы и снижение донного сопротивления и, следовательно, возможность управления дозвуковым полетом и горизонтальной посадкой аппарата.

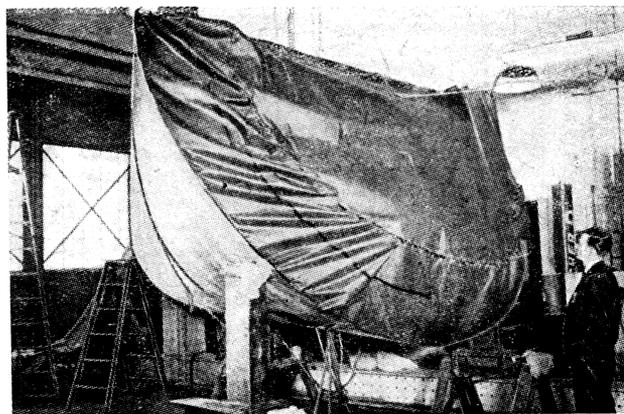
Ниже будут рассмотрены конструкция хвостовой части и система подачи давления, разработанные для аппарата М-1. Модифицированный аппарат с изменяемой геометрией получил обозначение М-1L.

Аэродинамическая форма аппарата М-1L (фиг. 1 и 2) обрабатывалась в центре NASA им. Эймса; предварительные исследования мягкой разворачивающейся хвостовой части проводились фирмой Гудьир. Размеры, указанные на фиг. 1, относятся к пилотируемому варианту аппарата со стартовым весом 2100 кг.

При разворачивании хвостовой части длина аппарата приблизительно удваивается, а ширина уве-

продольного наклона от 30° до 40° . Посадочные устройства и надувная хвостовая часть выпускаются при скорости, соответствующей числу M около 0,7, на высоте $\sim 15\,000$ м.

Хвостовая часть должна разворачиваться в основном в зоне спутной струи передней части аппарата, и стропы привязной системы парашюта пропускаются через направляющие ролики с целью



Фиг. 2. Модель аппарата М-1L во временной упаковке

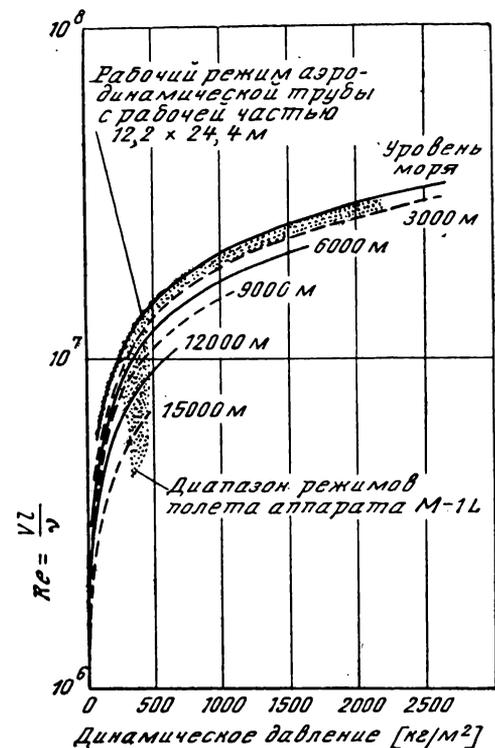
удержать хвостовую часть в положении, соответствующем нулевой подъемной силе, до тех пор, пока эта часть аппарата не будет полностью сформирована под действием внутреннего давления. Сразу после этого тормозное стабилизирующее устройство отделяется от аппарата, и, слегка изменив угол тангажа на кабрирование, космонавт может привести аппарат в положение для последнего маневра перед заходом на посадку.

Аэродинамическая модель аппарата М-1Л, подобная натурному планеру, показанному на фиг. 1, отработывалась путем испытаний в аэродинамической трубе с рабочей частью размерами $12,2 \times 24,4$ м при скоростном напоре до 490 кг/м^2 . На фиг. 4 в общих чертах проиллюстрировано подобие по числу Re и скоростному напору, которого можно достигнуть в испытаниях с такой моделью. Большой скоростной напор на малых высотах будет возникать на этапе посадки, которая будет выполняться с выключенным двигателем при большой скорости снижения. Максимальная перегрузка при выравнивании будет около двух.

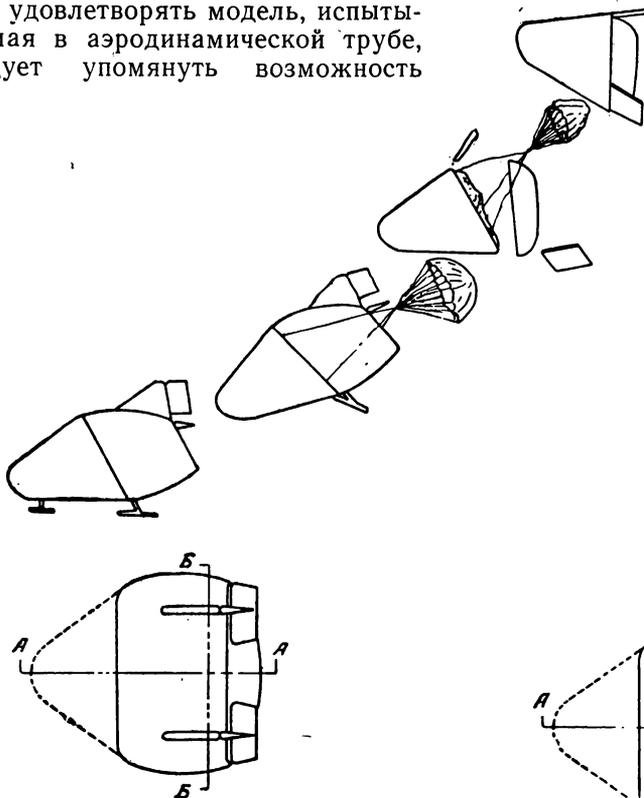
Для согласования аэродинамических характеристик аппарата М-1Л с убранной и развернутой хвостовой частью необходимо, чтобы объемы хвостовой части в развернутом и убранном положении относились приблизительно как $7,5 : 1$. Допустимые искажения контура хвостовой части (по сравнению с теоретическим) на любом режиме полета должны быть установлены, исходя из соответствия аэродинамических характеристик аппарата с мягкой хвостовой частью характеристикам жесткой модели. Это соответствие должно быть проверено путем испытаний моделей в аэродинамической трубе.

Среди прочих требований к изменяемой геометрии, которым должна удовлетворять модель, испытываемая в аэродинамической трубе, следует упомянуть возможность

развертывания хвостовой части при различных узлах и при скоростном напоре до 490 кг/м^2 . При выпускании хвостовой части на высоте 15000 м конструкция будет подвергаться воздействию температур до -70°C и скоростного напора, вероятно, меньше 490 кг/м^2 . Таким образом, при испытаниях в трубе температурные условия работы аппарата не выдерживаются.



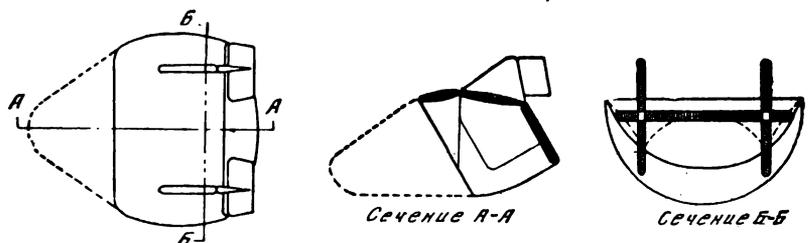
Фиг. 4. Зависимость между числом Re и скоростным напором



Фиг. 3. Возможная последовательность операций при развертывании хвостовой части аппарата М-1

Конструкция хвостовой части основана на использовании упругих панелей «Эрмат», разработанных фирмой Гудъир. Панели «Эрмат» (фиг. 5) состоят из двух слоев ткани, пропитанной смолой или пластмассой, между которыми вплетены отрезки пряжи; длина этих отрезков и определяет форму надувной конструкции после подачи давления. Известно, что надувные конструкции могут принимать лишь форму сферы, цилиндра или других тел вращения. Применение же панелей «Эрмат» позволяет использовать мягкие конструкции для образования плоских поверхностей, сложных профилей и поверхностей двойной кривизны.

В конструкции хвостовой части аппарата М-1Л панели «Эрмат» используются по всей поверхности, за исключением нижней, которая представляет собой часть тела вращения и образуется путем пода-



Фиг. 5. Конструкция хвостовой части

чи давления в отдельную камеру из тонкой оболочки.

Вообще говоря, конструкцию хвостовой части можно рассматривать как модифицированный монокок. Верхняя оболочка (из панелей «Эрмат»), работающая на сжатие, сравнительно толстая и жесткая, и поэтому большая часть нижней оболочки располагается ниже нейтральной оси конструкции и работает на растяжение под действием нормальных изгибающих нагрузок. Срезающее усилие по вертикали воспринимается нижней оболочкой, а скручивающие усилия — конструкцией хвостовой части в целом, работающей как кессон. Нагрузки от килей, также выполненных из панелей «Эрмат», передаются основной конструкции хвостовой части. Для повышения жесткости несущая конструкция соединена с задней перегородкой хвостовой части.

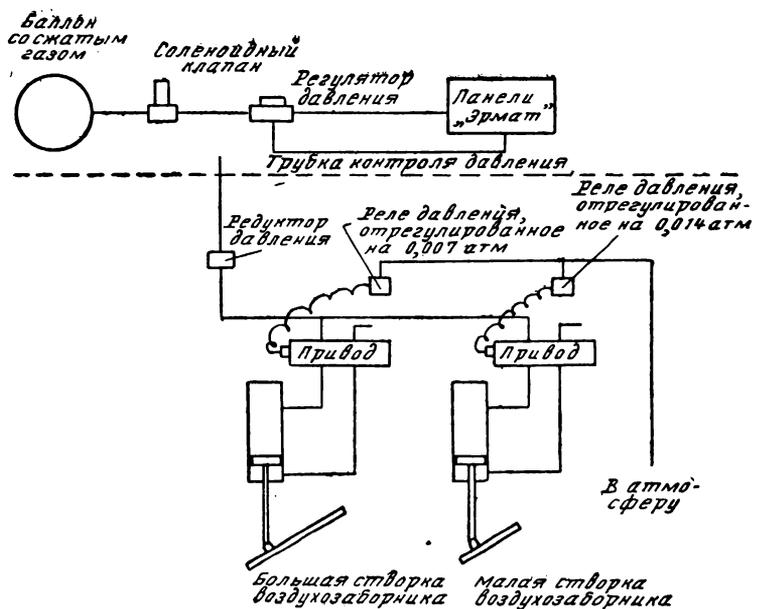
Продувочная модель хвостовой части была изготовлена из высокопрочной дакроновой пряжи, пропитанной неопреном. При изготовлении аппарата для летных испытаний будет использован, по-видимому, какой-нибудь другой эластомер, так как неопрен непригоден для работы в условиях низких температур.

Панели «Эрмат» для хвостовой части аппарата сконструированы с пятикратным запасом прочности и рассчитаны на внутреннее рабочее давление 1,4 атм. При таком давлении величина момента, при котором начинается образование складок на верхней поверхности хвостовой части, будет на 25% больше максимального момента, создаваемого аэродинамическими нагрузками, даже при учете давления 0,018 атм в нижней оболочке хвостовой части. При испытаниях в аэродинамической трубе максимальный момент от аэродинамических нагрузок соответствовал приблизительно двукратной перегрузке и возникал при достижении максимального коэффициента подъемной силы при динамическом давлении 490 кг/м².

Испытания образцов панелей «Эрмат» из высокопрочной дакроновой пряжи плотностью 7,5 узелка на см² показали, что панели выдерживают импульсы давления несколько более 490 кг/м².

При проведении статических испытаний конструкция хвостовой части устанавливалась в перевернутом положении, наклонялась под некоторым углом и частично наполнялась ледом для приближенного моделирования максимальной аэродинамической нагрузки. Прогиб измерялся при 50 и 100% расчетной нагрузки, при этом было установлено, что верхняя несущая поверхность при любых углах атаки искажается не более чем на 6,5 мм по сравнению с теоретическим контуром.

Опыт, накопленный фирмой Гудъир в процессе разработки надувных тормозных устройств, показывает, что скачкообразные ударные нагрузки, возникающие при быстром наполнении, намного превышают нагрузки от вибраций, возникающих при более медленном разворачивании надувных конструкций. Следует также заметить, что удельная прочность ткани в месте соединения хвостовой части с основной конструкцией аппарата очень высока. К тому же тросы, связывающие внутреннюю конструкцию килей с основной конструкцией аппарата, исключают возможность концентрации напряжений в узле крепления нижней оболочки вследствие ви-



Фиг. 6. Система наполнения хвостовой части сжатым газом и схема управления створками воздухозаборника

браций, возникающих при разворачивании хвостовой части.

Предстоит еще проверить надувную конструкцию на флаттер.

Давление в хвостовой части аппарата М-11 создается двумя источниками. Для наполнения конструкции используется запас сжатого газа, обеспечивающий давление 1,4 атм ± 0,1 атм. Для наполнения нижней оболочки используется набегающий поток воздуха, подающийся через заборник, расположенный в нижней передней кромке хвостовой части; давление поддерживается в пределах 0,014 атм ± 0,004 атм. Ввиду большого объема нижней камеры использование наружного воздуха позволило уменьшить вес бортовой системы наполнения почти в два раза. Система наполнения рассчитана на разворачивание хвостовой части и создание полного рабочего давления в течение 6 сек; через 2 сек после начала операции давление составляет половину рабочего. Система состоит из четырех практически одинаковых подсистем, одна из которых схематически изображена на фиг. 6.

В каждой подсистеме имеется контейнер с запасом газа под давлением 210 кг/см², соленоидный клапан и редуктор давления с вынесенным датчиком давления. Процесс наполнения начинается с команды на открытие соленоидных клапанов (нормальное положение клапанов закрытое), через которые сжатый газ поступает к редукторам давления. Клапаны остаются открытыми до тех пор, пока давление в хвостовой части не достигнет рабочего. В этот момент клапаны закрываются и в дальнейшем открываются автоматически, когда это необходимо для поддержания заданного перепада давления при изменении высоты полета или при возникновении диффузионной утечки.

К одной из вышеописанных четырех подсистем на участке между соленоидным клапаном и редуктором давления подсоединена система управления створками заборника наружного воздуха. В эту систему входят редуктор давления, два четырехходовых клапана и два пневматических цилиндра

двойного действия, открывающие или закрывающие створки воздухозаборника. Два реле давления измеряют перепад давления между внутренней полостью оболочки и внешней атмосферой и управляют работой четырехходовых клапанов, переключая их на открытие или закрытие створок. Для точного регулирования давления нужны две створки. Большая створка площадью около 225 см^2 обеспечивает быстрое повышение давления. Учитывая реакцию системы, привод створки следует отрегулировать на закрытие створки при давлении значительно ниже $0,014 \text{ атм}$ во избежание чрезмерных колебаний давления в оболочке. В связи с этим реле давления для закрытия створки устанавливается приблизительно на $0,007 \text{ атм}$. Меньшая створка, обеспечивающая значительно более медленное повышение давления, управляет другим реле давления, отрегулированным приблизительно на $0,014 \text{ атм}$. Использование двух таких створок позволяет поддерживать заданное давление в пределах $\pm 0,004 \text{ атм}$.

В таблице приведена весовая сводка конструкции и системы наполнения хвостовой части продувочной модели аппарата М-1L. В таблицу не включены веса поверхностей управления и тросов системы управления, которые по консервативной оценке могут составить $\sim 23 \text{ кг}$.

В варианте аппарата для летных испытаний вес системы наполнения будет уменьшен приблизительно до 27 кг благодаря использованию более легкого бортового оборудования и некоторого уменьшения емкости баллонов с сжатым газом, которые в продувочной модели переразмерены. Если учесть это уменьшение веса и принять вес системы тормозных

Весовая сводка хвостовой части продувочной модели аппарата М-1L

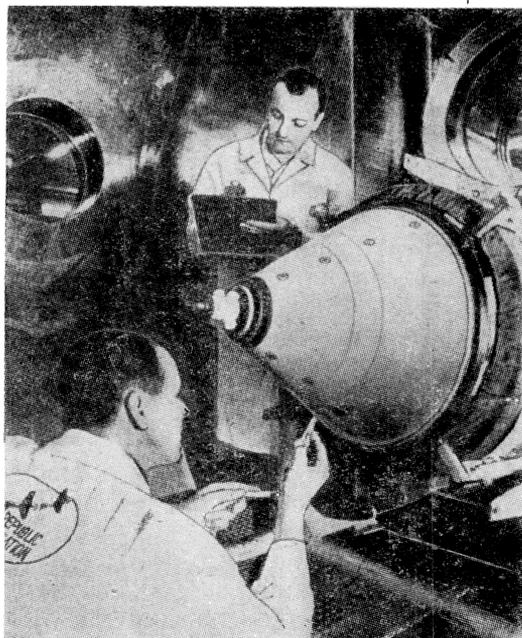
Элемент конструкции	Вес [кг]
Обшивка хвостовой поверхности из панелей „Эрмат“	11,8
Внутренняя конструкция килей	12,3
Кили из панелей „Эрмат“	5,5
Обшивка верхней поверхности из панелей „Эрмат“ с несущим тросом	42,2
Мягкая обшивка пижней поверхности	8,6
Арматура системы наполнения	2,7
Система тросов	1,8
Ленты, накладки и пр.	9,5
Крепления	4,6
<hr/>	
Конструкция хвостовой части	99
Система наполнения	82
<hr/>	
Общий вес	181

парашютов $\sim 7 \text{ кг}$ и дополнительный вес конструкции, необходимый для увеличения допустимой перегрузки до трех, $\sim 16 \text{ кг}$, то суммарный вес системы управления полетом на дозвуковом режиме и посадочной системы (исключая вес шасси и оборудования для отделения панелей системы теплозащиты) будет составлять не более 7% взлетного веса аппарата М-1L, равного 2130 кг .

AIAA, Paper № 64—291.

ПРОГРАММА „ФАЙР“

В 1964 г. был проведен первый эксперимент по программе «Файр», предусматривающий изучение входа в атмосферу аппаратов, имеющих вторую



Фиг. 1. Общий вид аппарата «Файр» в вакуум-камере

космическую скорость. Эта программа проводится в связи с разработкой программы «Аполлон», согласно которой намечается послать аппарат с людьми на Луну с последующим возвращением на Землю. Аппарат весом 90 кг был выведен на баллистическую траекторию ракетой-носителем «Атлас» D; до входа в атмосферу аппарат с помощью РДТТ «Антарес» достиг скорости $\sim 40\,000 \text{ км/час}$.

Согласно программе, аппарат должен был совершить полет по баллистической траектории в течение 32 мин ; основные операции проводились в начале и почти в самом конце полета. Между проведением этих операций аппарат летал по инерции в течение 21 мин . После запуска ракеты-носителя «Атлас» выполнялись, согласно программе, обычные последовательные операции, такие как выключение стартовых двигателей, отделение их и выключение маршевого двигателя ракеты-носителя. После выключения маршевого двигателя сбрасывался теплозащитный экран.

Отделение аппарата произошло через $5,1 \text{ мин}$ после достижения высоты 306 км на расстоянии 788 км от места запуска по траектории. Отделение аппарата с РДТТ «Антарес» от ракеты-носителя «Атлас» проводилось с помощью взрывных болтов и тормозных двигателей ракеты-носителя.

Управление аппаратом в полете по инерции осуществлялось инерциальной системой управления и стабилизации. Шесть реактивных сопел для управ-

ления положением в пространстве работали на азоте, хранящемся в четырех сферических баках под давлением 210 кг/см^2 .

Через 15 мин 41 сек после запуска аппарат достиг апогея $\sim 800 \text{ км}$, пролетев по траектории 4000 км . После полета по инерции, длившегося 21 мин, скорость аппарата была увеличена до требовавшейся при входе в атмосферу. Это должно было происходить в следующей последовательности: через 26 мин 14 сек включались с помощью временного механизма три РДТТ для раскрутки аппарата; в момент времени 26 мин 17 сек отделялся обтекатель; в 26 мин 20 сек включался РДТТ «Антарес» 2; РДТТ работал 30 сек, через 27 мин 20 сек полета происходило отделение аппарата от РДТТ.

В этот момент пиротехнический патрон освободил пружину, которая при расширении отделяла аппарат от переходника РДТТ. Аппарат отделялся от корпуса РДТТ и переходника со скоростью $1,8 \text{ м/сек}$, а через 6 сек на переходнике включалась небольшая тормозная ракета для обеспечения надежного отделения.

В это время аппарат, входящий в атмосферу, двигался по траектории снижения под углом 15° к горизонтали со скоростью $\sim 40\,000 \text{ км/час}$.

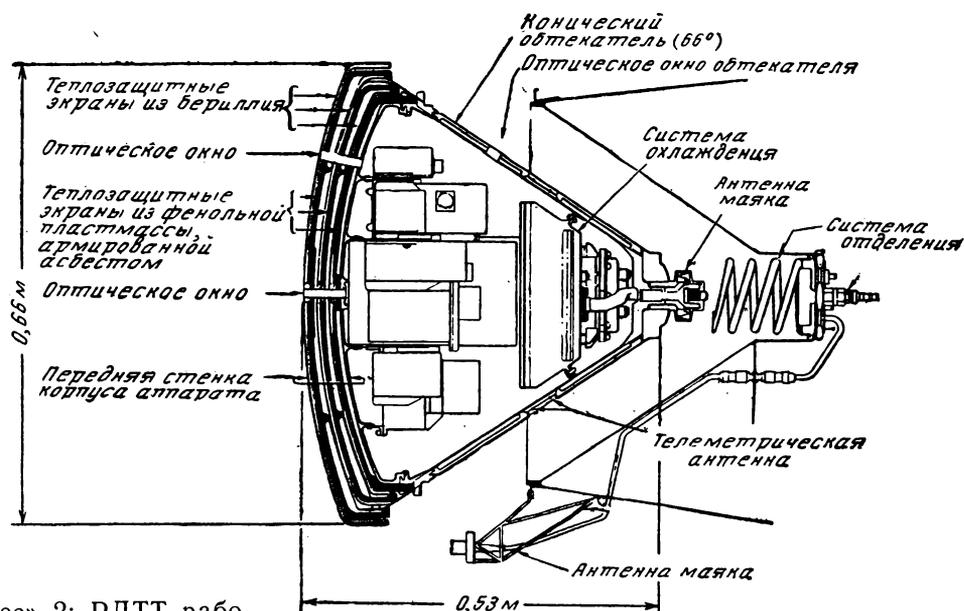
Подсчитано, что падение аппарата в океан должно было произойти через 32 мин 17 сек после запуска на расстоянии $\sim 8400 \text{ км}$ от места запуска.

Через час после входа аппарата «Файр» в атмосферу предполагалось запустить ракету-зонд «Ника-Апаш», чтобы исследовать атмосферные условия в то время.

Аппарат (фиг. 1) представляет собой по форме усеченный конус со сферическим основанием, имеющий диаметр $0,66 \text{ м}$ (по основанию) и длину $0,53 \text{ м}$. Переходник, соединяющий аппарат с РДТТ «Антарес» 2, весит $22,7 \text{ кг}$.

Сферическая носовая часть аппарата (фиг. 2) состоит из трех бериллиевых калориметров (устройств для измерения поглощенного тепла), между которыми проложены три абляционных теплозащитных слоя из фенольной пластмассы, армированной асбестом. Все слои, за исключением двух последних, сгорают, или отделяются в период интенсивного нагрева аппарата при входе в атмосферу, длящийся 45 сек.

Выбор слоистой конструкции был продиктован тем, что материал, из которого изготовлен калориметр — бериллий, может выдерживать интенсивный нагрев во время входа аппарата в атмосферу только в течение нескольких секунд. Поэтому используются три калориметра: один — во время начального периода входа в атмосферу, второй — при максимальном нагреве и третий — к концу периода нагрева. Два теплозащитных слоя отделяются в заранее установленное время, чтобы подвергнуть воздействию горячих газов следующий калориметр.



Фиг. 2. Схема аппарата

Внутри корпуса аппарата установлены три измерителя радиации. Два из них измеряют общее количество лучистой энергии, а третий представляет собой комбинацию измерителя общей и спектральной энергии. Они измеряют нагрев аппарата при входе в атмосферу за счет излучения от горячих газов.

Лучистая энергия поступает к приборам через окна со стеклом из кварца. Одно окно расположено в центре носовой стенки — в зоне полного торможения; второе — почти у кромки передней стенки; третье — на конической хвостовой части.

Измеритель общей и спектральной энергии предназначен для измерения лучистой энергии таким образом, чтобы можно было получить данные о химическом составе газов. Этот прибор будет измерять излучение в зоне полного торможения в диапазоне длин волн от 2000 до 6000 \AA .

Помимо этих приборов в каждом теплозащитном слое передней стенки, на конической хвостовой части корпуса аппарата и внутри корпуса смонтированы 258 термомпар, так что аппарат в целом представляет собой калориметр.

Конический обтекатель изготовлен из листов сплава алюминия и стекловолокна с покрытием из фенольной пластмассы, армированной асбестом. Внутри корпуса аппарата расположена следующая аппаратура: электронное оборудование регистрации данных и их первичной обработки; два телеметрических передатчика на твердых схемах; устройство для записи данных измерений, полученных от приборов, на магнитную ленту в период затемнения радиопередатка, чтобы передать их с 45-секундной задержкой; маяк для радиолокационного слежения, работающий в диапазоне частот С; система определения положения аппарата в пространстве, состоящая из трех скоростных гироскопов и пяти линейных акселерометров; датчики давления; электронное устройство, соединенное с телеметрическим передатчиком, передающим информацию в реальном масштабе времени, для сбора данных при затухании радиосигналов, обусловленном наличием плазменной оболочки вокруг аппарата при его входе в

атмосферу; генератор кода времени для указания времени, прошедшего с момента запуска; система охлаждения.

При этом запуске аппарат достиг скорости 41 500 км/час и передал по телеметрической системе большое количество данных.

В соответствии с программой NASA осуществила 22 мая 1965 г. с помощью ракеты «Атлас» D запуск второго аппарата. Изготовленный фирмой Рипаблик аппарат (весом 90 кг), входящий в плотные слои атмосферы, является частью скоростного

блока, состоящего из систем, разработанных фирмами Линг—Темко—Воут, и ракетного двигателя «Антарес», который разгоняет аппарат по направлению к Земле до скорости 40 000 км/час. Температура нагрева аппарата при этом достигает 11 000° С.

Аппарат упал в Атлантический океан на расстоянии 8000 км от мыса Кеннеди через 32 мин после запуска.

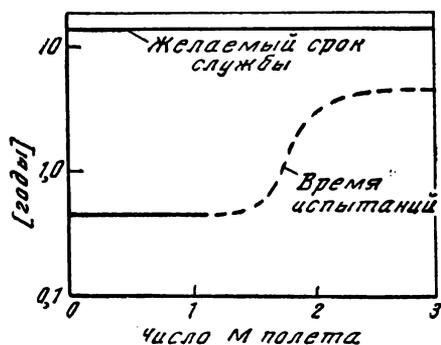
Flight № 2876;
Interavia № 5754.

МАТЕРИАЛЫ И КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Непрерывному усовершенствованию конструкции скоростных летательных аппаратов способствовали следующие факторы: применение более эффективных конструкционных материалов; достижения в области технологии производства; использование опыта эксплуатации, новых методов расчета и данных испытаний; применение новых методов проектирования.

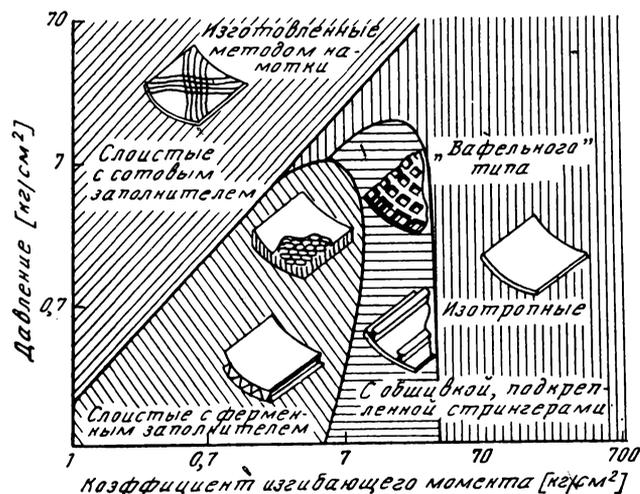
Дозвуковые и сверхзвуковые самолеты. Отличительной особенностью современного самолетостроения является внимание, уделяемое вопросам надежности и экономичности эксплуатации в течение всего срока службы, исчисляемого тысячами часов полета. Проводятся испытания по определению характеристик распространения трещин в конструкции, испытания по определению остаточной прочности конструктивных элементов с трещинами, а также разрабатываются методы изготовления конструкций из новых материалов. В настоящее время принято выбирать конструкционные материалы по характеристикам усталостной прочности, прочности на растяжение при наличии трещин, по сопротивлению коррозии и проч. вместо того, чтобы применять критерий минимального веса при заданной статической прочности.

Были проведены большие работы по оценке материалов и методов изготовления конструкции сверхзвуковых транспортных самолетов. Установлено, что титановые сплавы являются перспективными для создания эффективной конструкции сверхзвуковых транспортных самолетов, хотя некоторые вопросы, связанные с их применением, в частности вопросы коррозии под напряжением, требуют более полных исследований.



Фиг. 1. Изменение длительности испытаний летательных аппаратов в зависимости от числа М полета

Нерешенным вопросом для сверхзвуковых самолетов остается также проведение испытаний при повышенных температурах. Так как методы проектирования с учетом требований усталостной прочности разработаны не так полно, как методы проектирования, исходя из требований статической прочности, то в последнее время принято подвергать натурную конструкцию самолета действию нагрузок, воспроизводящих совокупность нагрузок, возникающих в полете. Однако время, необходимое для проведения таких испытаний с воспроизведением условий сверхзвукового полета, когда на напряжения, создаваемые внешними нагрузками, «накладываются» циклы температурных напряжений, резко возрастает (фиг. 1). Трудоемкость и большая



Фиг. 2. Конструкции минимального веса при различных внутренних давлениях и изгибающих моментах

стоимость таких испытаний подчеркивают необходимость продолжать работы по созданию методов увеличения усталостной прочности и прочности при повышенных температурах.

Ракеты-носители. Тенденция к применению ракет-носителей большого диаметра стимулировала пересмотр всего комплекса вопросов, связанных с проектированием и изготовлением оболочек. Полуэмпирические методы проектирования, применение которых было вызвано недостатками имеющихся методов расчета оболочек, подвергаются критическому анализу вследствие необычных соотношений между размерами оболочек, а также вследствие слож-

ных силовых и температурных условий в процессе запуска.

График на фиг. 2 показывает основные типы конструкций минимального веса и их условия нагружения. На этом графике рассматриваются только цилиндрические оболочки и два основных случая нагружения: действие внутреннего избыточного давления и действие изгибающего момента. Однако этот график дает представление о разнообразии применяемых конструкций оболочек.

Метод изготовления герметизированных (работающих при избыточном давлении) конструкций путем намотки нитей из стекловолокна позволяет получить эффективную конструкцию корпусов РДТТ. Большая удельная прочность стекловолокна при действии растягивающих нагрузок, а также возможность рационального распределения материала, обеспечиваемая методом намотки, позволяет использовать этот метод для изготовления различных оболочек, работающих при внутреннем избыточном давлении. Отмечается растущий интерес к определению характеристик оболочек, изготовленных методом намотки, в области, расположенной правее границы, указанной на фиг. 2. В этой области больших изгибающих нагрузок, в которой конструкция должна также эффективно воспринимать сжимающие и касательные напряжения, имеет важное значение жесткость материала. В последнее время были разработаны методы расчета характеристик жесткости конструкций из материалов, усиленных волокнами. С помощью этих методов можно произвести оценку характеристик конструкции применительно к условиям, в которых может произойти потеря устойчивости от выпучивания (вместо разрушения от растяжения).

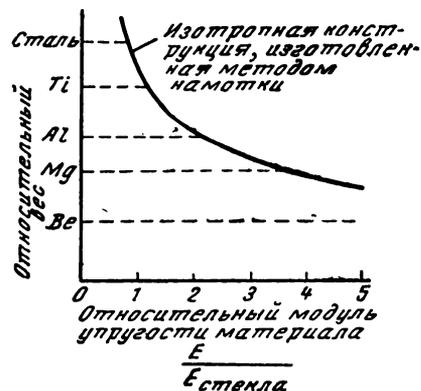
На фиг. 3 приведено сравнение весовых характеристик монококовых оболочек, изготовленных из смол, усиленных волокнами, и неусиленных оболочек, изготовленных из различных металлов. Расчеты, по результатам которых построен этот график, охватывают широкий диапазон значений модуля упругости, включая значения, превышающие в пять раз модуль упругости применяемого в настоящее время стекловолокна. Соотношения размеров оболочек соответствуют типичным конструкциям ракет-носителей, которые разрушались от сжатия в результате потери устойчивости в упругой области. Этот вид разрушения показан на фотографии испытанной масштабной модели.

В этих условиях нагружения оболочки, усиленные стекловолокном (этим оболочкам по оси абсцисс на фиг. 3 соответствует единица), по весовым характеристикам могут конкурировать со стальными и титановыми оболочками. Однако для того, чтобы характеристики оболочек, усиленных стекловолокном, превосходили характеристики оболочек из алюминиевых и магниевых сплавов, модуль упругости волокон должен быть значительно повышен.

Бериллий обладает необычно большим модулем упругости и малым удельным весом. Этот металл, производство которого связано с большими трудностями, в настоящее время уже начинает применяться в конструкции ракеты «Эджена». В процессе разработки находятся также новые композиционные материалы со значительно большим модулем упругости, чем тот, который имеют пластики, армированные стекловолокном. Однако данные о харак-

теристиках конструкций, изготовленных из этих материалов, пока отсутствуют.

Ограниченные данные о результатах испытаний на сжатие оболочек, изготовленных методом намотки нитей, выявили наличие некоторых видов разрушения от среза матрицы из смолы, которые могут препятствовать получению прочности, определенной по расчету. Эти испытания обращают внимание на

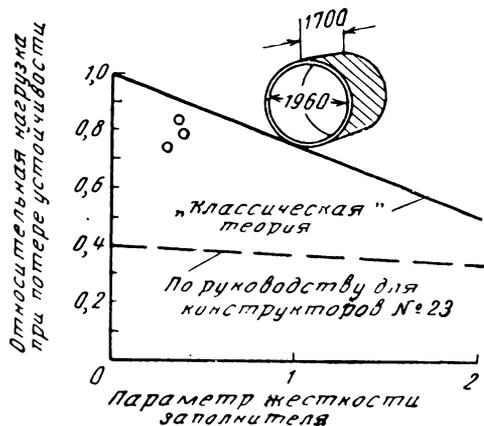


Фиг. 3. Типичный график изменения относительного веса оболочек, работающих на сжатие, из различных материалов в функции относительного модуля упругости

то, что обычные материалы с матрицей из смолы не всегда позволяют полностью использовать возможности, обеспечиваемые высокопрочным армирующим материалом. Потребуется еще провести большие работы, прежде чем удастся эффективно использовать очень высокие характеристики материалов в виде волокон для создания легких конструкций, которые могут быть использованы в конструкции летательных аппаратов, эксплуатирующихся в широком диапазоне условий внешней среды и условий нагружения.

На фиг. 2 следует также отметить значительный прогресс в двух различных областях, связанных с использованием оболочек, изготовленных из обшивки, подкрепленной стрингерами, и с использованием слоистых оболочек в конструкции ракет-носителей. Речь идет о методах изготовления и о новых методах расчета и использования данных испытаний. Известно, что высокая стоимость производства и недостаточная надежность препятствуют более широкому применению слоистых материалов в конструкции летательных аппаратов. Новые методы изготовления, включающие диффузионную сварку, могут помочь преодолеть некоторые из этих недостатков. В последнее время были изготовлены высококачественные слоистые панели с наполнителем ферменной конструкции в опытной серии с применением роликовой сварки, обеспечивающей надежное соединение элементов слоистых панелей. Сообщается, что стоимость такой панели будет лишь незначительно превосходить удвоенную стоимость материалов, из которых она изготовлена.

На фиг. 4 приведены также результаты некоторых новых испытаний слоистых панелей большого диаметра с сотовым наполнителем. На этом графике показана кривая изменения осевой нагрузки, вызывающей потерю устойчивости, в функции параметра гибкости сотового наполнителя. Можно констатировать, что прочность правильно сконструированной оболочки недооценивается современными



Фиг. 4. Изменение относительной нагрузки (N/N_0), вызывающей потерю устойчивости, в функции параметра жесткости N_0/D_0 наполнителя по результатам испытаний оболочек большого диаметра

расчетными методами. Приведенная на этом графике кривая (пунктирная линия) построена по результатам испытаний, согласно которым тонкостенные монококовые цилиндрические оболочки обычно разрушаются при нагрузке, составляющей лишь часть расчетной разрушающей нагрузки, определенной с помощью обычной теории цилиндрических оболочек. Однако слоистые оболочки, даже если соотношение их размеров такое же, как и у больших ракет-носителей, не относятся к классу тонкостенных цилиндрических оболочек. Слоистые цилиндрические оболочки являются потенциально весьма эффективными для многих конструкций ракет-носителей, и поэтому необходимо разработать более надежные основы для их проектирования.

Рассматривается также вопрос о применении в конструкции ракет-носителей оболочек, подкрепленных продольными стрингерами. В самолетостроении в течение длительного времени было принято располагать стрингеры на внутренней поверхности оболочки. В конструкции же ракет-носителей, для которых требования аэродинамики не являются столь существенными, как для самолетов, стрингеры в некоторых случаях располагают на наружной поверхности, чтобы избежать вредного «взаимодействия» их со шпангоутами. Проведенные в последнее время испытания оболочек, аналогичных показанным на фиг. 5, позволили установить, что расположение стрингеров на наружной поверхности обшивки более выгодно, чем их расположение на внутренней поверхности.

Результаты прочностных испытаний цилиндрических оболочек со стрингерами, расположенными на наружной поверхности обшивки, сравнивались с результатами испытаний цилиндрических оболочек, имевших идентичное поперечное сечение, но со стрингерами на внутренней поверхности обшивки. Испытывались оболочки с двумя значениями отношения длины (L) к радиусу (R) (фиг. 6).

Ниже приводятся значения отношения критических напряжений при расположении стрингеров снаружи (σ_{cro}) и внутри σ_{cri}

L/R	$\sigma_{cr 0} / \sigma_{cri}$
2,4	2,02
4,0	2,36

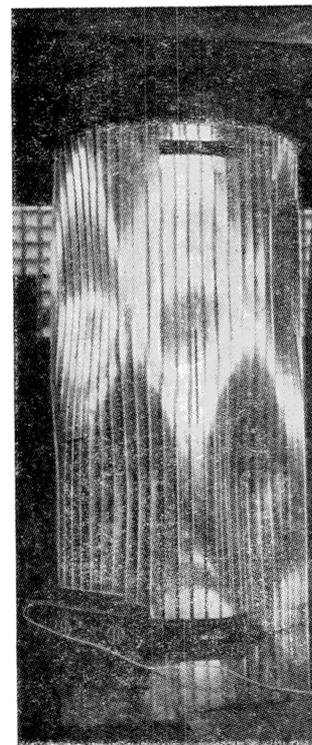
Можно констатировать, что при расположении стрингеров на наружной поверхности обшивки критическое напряжение сжатия более чем в два раза превосходит критическое напряжение для оболочки со стрингерами, расположенными на внутренней поверхности. Произведенные в последнее время теоретические исследования подкрепленных цилиндрических оболочек, выполненные с учетом эксцентриситета расположения стрингеров относительно срединной плоскости стенок оболочки, качественно подтвердили результаты упомянутых выше испытаний. Эти данные не следует рассматривать как утверждение, что любая подкрепленная цилиндрическая оболочка со стрингерами удвоит прочность, будучи «вывернутой» наружу. Однако достигаемое при этом увеличение прочности оказывается весьма значительным, и это оправдывает проведение дальнейших испытаний.

Исследования в области прочности привели также к разработке нового критерия отсутствия общей потери устойчивости оболочек, подкрепленных кольцевыми шпангоутами, усовершенствованию метода исследования условий местной потери устойчивости сферических оболочек, а также к значительно лучшему пониманию особенностей установления граничных условий для оболочек. Применение быстродействующих вычислительных машин сыграло важную роль в этом направлении и позволило решить весьма сложные вопросы расчета оболочек, которые раньше не могли быть исследованы из-за очень большого времени, затрачиваемого на расчет.

Гиперзвуковые самолеты. Гиперзвуковые самолеты, которые могут явиться одним из этапов развития космических летательных аппаратов многократного использования, в настоящее время находятся в стадии проектных разработок. В последние годы этому вопросу уделяется значительное внимание. Создание гиперзвуковых самолетов связано с большими трудностями, так как они предназначаются для работы в условиях очень интенсивного аэродинамического нагрева и од-



Фиг. 5. Схема криволинейной панели с монолитными стрингерами на наружной поверхности



Фиг. 6. Оболочка со стрингерами на наружной поверхности, испытанная на осевые нагрузки

новременно должны иметь очень малый относительный вес конструкции. Ниже анализируются три возможные схемы конструкции гиперзвуковых самолетов (фиг. 7). В каждой из этих схем предусматривается использование жидкого водорода в качестве топлива, причем конструкция должна вы-

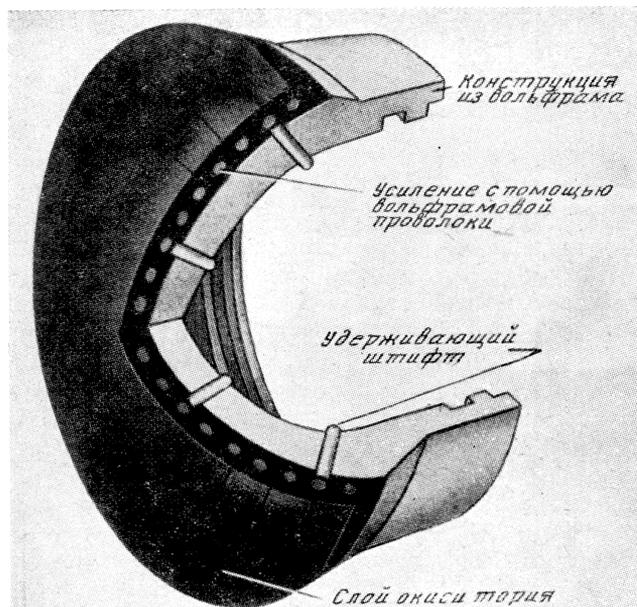
держивать в течение длительного времени температуру в диапазоне 816—1370°С. При использовании «горячей» монококовой конструкции топливные баки отделены от внешних силовых элементов с помощью теплоизоляции и системы продувания двуокиси углерода.

Система продувания необходима для предотвращения нагнетания воздуха в процессе заправки топлива на земле. Отложения твердой двуокиси углерода, которые образуются на элементах теплоизоляции, обеспечивают охлаждение при сублимации в полете.

В двух остальных схемах топливные баки являются элементами силовой конструкции, что способствует уменьшению веса, причем как баки, так и основная конструкция имеют тепловые экраны. В конструкции использованы принципы, разработанные для ракетоплана Х-20. В многостеночной конструкции достигается объединение топливных баков, силовой конструкции и изоляции путем применения многослойных гладких или перфорированных листов, образующих «конструктивный барьер», препятствующий передаче тепла.

В настоящее время изготавливаются большие опытные отсеки каждой из описанных выше многостеночных конструкций, чтобы с их помощью исследовать вопросы производства, а также для испытаний в условиях, воспроизводящих скоростной полет. Для участков конструкции, в которых происходит торможение потока, при создании гиперзвукового самолета может быть использован опыт проектирования высокотемпературных носовых обтекателей и конструкции носка крыла, разработанных для ракетоплана Х-20 и планера по программе ASSET.

На фиг. 8 показана схема конструкции носового обтекателя для гиперзвукового самолета, рассчитанного на температуру 2200—2760°С. В этой конструкции внутренние вольфрамовые элементы защищены стойким против окисления слоем окиси



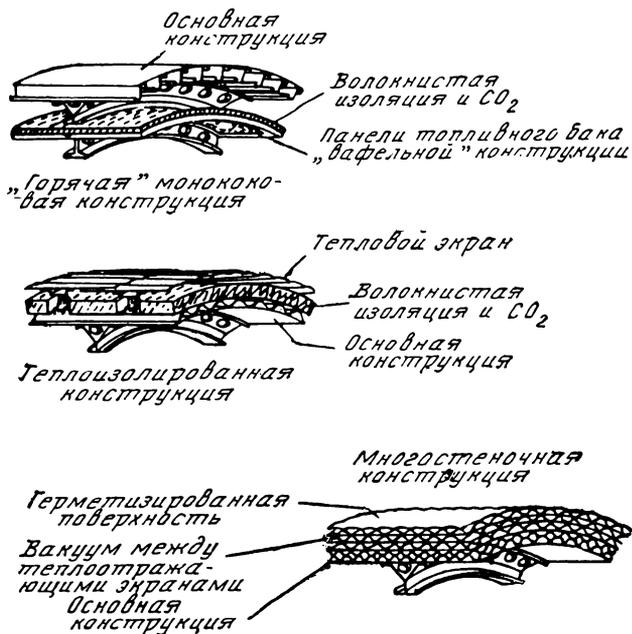
Фиг. 8. Схема конструкции носового обтекателя гиперзвукового самолета, рассчитанного на температуру 2200—2760°С (возможность повторного использования такой конструкции не ясна)

тория. Подкрепление слоя окиси тория и крепление металлических элементов конструкции достигается с помощью вольфрамовой проволоки и большого числа удерживающих выступов. Хотя в процессе температурного цикла происходит растрескивание слоя окиси тория, прочность последнего обеспечивается металлическими усиливающими элементами.

Вопрос о сроке службы высокотемпературных конструкций типа носового обтекателя не вполне ясен. Так как экономичность эксплуатации летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях зависит от возможности повторного использования конструктивных элементов, то большое значение приобретают исследования в области создания испарительного охлаждения и охлаждения путем внутреннего конвективного теплообмена в зонах торможения потока. Однако в настоящее время ощущается несоответствие между полученными экспериментальными данными относительно этих методов охлаждения и практическим применением их для охлаждения больших частей конструкции. До получения по этому и другим аналогичным вопросам более полных данных оценка возможности создания гиперзвукового самолета многократного использования с малым весом конструкции будет преждевременной.

Космические летательные аппараты. Для искусственных спутников Земли, а также для аппаратов, предназначенных для глубокого проникновения в космос, были использованы различные типы конструкции как неизменяемой, так и изменяемой геометрии. В процессе проектирования этих конструкций были получены новые сведения, а данные, накопленные с помощью этих аппаратов, относительно условий полета в космосе в настоящее время обобщаются с целью разработки расчетных критериев при создании новых конструкций.

Кабины космических летательных аппаратов. Применение новых данных для проектирования кабин космических летательных аппаратов, управ-

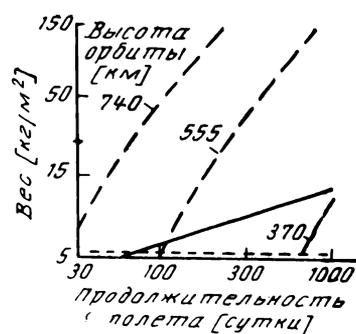


Фиг. 7. Возможные типы конструкции для гиперзвуковых самолетов (с двигателями, работающими на жидком водороде), способные выдержать длительно действующую температуру 816—1370°С

ляемых человеком, позволило построить график потребного веса стенок кабины в функции продолжительности полета (фиг. 9). При построении этого графика учитывалось действие различных факторов — влияние радиоактивных излучений и опасность столкновения с метеоритами. Обеспечение герметичности, по-видимому, требует постоянного номинального веса. Используя современные сведения относительно сопротивления прониканию метеоритов в стенки различной конструкции, можно полагать, что при использовании данных фиг. 9 обеспечивается большая вероятность отсутствия повреждения метеоритом герметизированной кабины. Возможность оценки повреждающего воздействия метеоритов все еще лимитируется отсутствием соответствующих данных при скоростях, близких к скоростям полета метеоритов. Прогресс в этой области может быть достигнут применением методов, используемых в физике при ускорении элементарных частиц, что позволит более точно воспроизводить условия столкновения с метеоритами при испытаниях.

Пунктирные кривые на фиг. 9 определяют вес конструкции кабины, необходимый для защиты от действия захваченных протонов в поясах Ван-Аллена. Вес конструкции, определяемый этими кривыми, найден из условия, чтобы доза облучения кожи человека при движении по орбите с углом наклона 30° не превосходила 200 рад . Вес конструкции в данном случае очень сильно зависит от высоты и продолжительности полета. При современном уровне знаний относительно радиоактивности в космосе и при современной технологии изготовления кабин есть уверенность в том, что конструкция, спроектированная из условий прочности при столкновении с метеоритами, обеспечивает также безопасность против радиоактивных излучений для космических аппаратов с людьми на высотах до $\sim 450 \text{ км}$ при продолжительности полета порядка одного года.

Радиационная опасность также зависит от угла наклона траектории. Опасность, создаваемая захваченными протонами, несколько меньшая при полете по орбитам с большим углом наклона; однако «солнечные» протоны и космические лучи, идущие из глубин Галактики и проникающие в районах магнитных полюсов до малых сравнительно высот, могут составить значительную часть общего потока радиоактивных частиц. Последний фактор может ограничить допустимую продолжительность полета космических аппаратов с людьми в периоды высокой солнечной активности. В настоящее время производятся работы по оценке влияния случайных



Фиг. 9. Весовые характеристики стенок кабин космических летательных аппаратов

- обеспечение заданного давления в кабине;
- опасность столкновения с метеоритом; $P(N=0)=0,995$;
- - - радиационная опасность; угол наклона орбиты 30° , максимальная доза облучения 200 рад

солнечных явлений на требования, предъявляемые к защитным устройствам кабин.

Расширяющиеся конструкции. Анализ литературных данных показывает, что имеются вполне реальные способы для «разворачивания» в космическом пространстве сложенных или упакованных конструкций с приданием им затем жесткости. Для этой цели были предложены и осуществлены различные способы, в частности надувание оболочки газом, хранимым в баллонах, или газом, образующимся при сублимации твердых тел; использование потенциальной энергии «сложенных» конструкций. Была также разработана техника заранее предусмотренной пайки конструктивных элементов, запускаемых в космос в сложенном состоянии. Разрабатываются также новые методы подкрепления матерчатых конструкций с помощью пенопластов, которые активизируются и твердеют в естественных условиях космоса (действие вакуума, солнечное тепло или солнечная радиация). Эти работы предусматривают возможность использования их результатов для создания «космических укрытий» аппаратов, предназначенных для исследования Луны и для создания тормозных устройств при входе в плотные слои атмосферы. Другой областью использования таких конструкций является сооружение больших антенн для передающих устройств или для концентрации солнечной энергии для силовых установок. Такие конструкции имеют весьма точно выдерживаемые геометрические размеры в «развернутом» виде.

Однако необходимо установить, может ли такая эффективность быть обеспечена при диаметре отражателей $15\text{—}30 \text{ м}$, желательном для космических аппаратов.

Аппараты для входа в плотные слои атмосферы. Продолжается разработка проектов космических аппаратов, рассчитанных на вход в плотные слои атмосферы. В связи с новыми, более жесткими требованиями к эксплуатационным характеристикам таких аппаратов для них предусматриваются новые материалы и конструкции.

Пилотируемые летательные аппараты. В конструкции летательного аппарата «Джеминай» используются те же принципы, что и в конструкции космического аппарата «Меркурий». Применение эффективного теплового экрана из эластомера с малым удельным весом вполне оправдано для этого летательного аппарата, обладающего небольшой подъемной силой. Эта конструкция также является этапом на пути создания теплового экрана, который может быть использован для аппаратов, входящих в атмосферу, с большим аэродинамическим качеством.

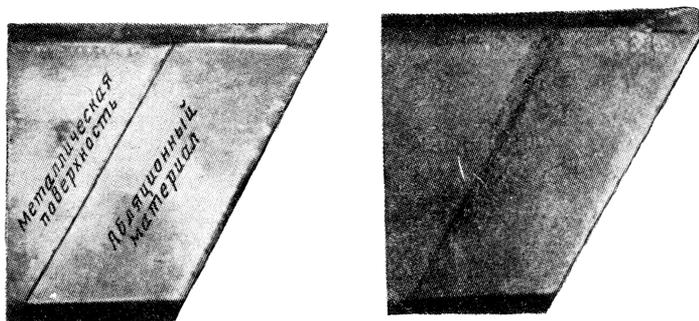
С другой стороны, применение тепловой защиты конструкции для всей поверхности командного отсека аппарата «Аполлон» представляет собой опыт создания конструкции, который связан с преодолением больших производственных трудностей. Речь идет об условиях охлаждения при полете на Луну, а также о многочисленных нарушениях непрерывности конструкции теплового экрана в виде различного рода «надстроек» и лючков.

Разработка этого летательного аппарата, а также опыт проектирования и изготовления ракетоплана X-20 и планера ASSET из жаростойких металлов значительно увеличили объем сведений для со-

здания пилотируемых космических летательных аппаратов.

Имеющиеся данные показывают, что пилотируемые космические аппараты в будущем смогут совершать горизонтальную посадку, а также использоваться повторно. При применении имеющихся в настоящее время материалов повторное использование аппаратов, входящих в плотные слои атмосферы, требует ремонта и восстановления сильно нагреваемых участков поверхности. В настоящее время по этому вопросу получены ценные данные в связи с проведением программы ASSET.

Создание летательных аппаратов с абляционной теплозащитой для обеспечения экономичного ремонта конструкции связано с новыми соображениями, касающимися выбора защитных материалов, в частности, легко наносимых и удаляемых.



Фиг. 10. Фотография подфюзеляжного киля самолета X-15 до и после полета (справа).

В настоящее время проводятся экспериментальные исследования защитных материалов в полете с использованием самолетов X-15. На фиг. 10 показана фотография участка подфюзеляжного киля этого самолета, используемого для исследования абляционных материалов. Слева показан носок киля с предварительно отформованным участком из эластомера; соседний с ним металлический участок поверхности киля не имеет покрытия. В этой конструкции используется гибкий абляционный материал. Он может наноситься на поверхность летательных аппаратов сложной, нерегулярной формы без необходимости поддерживать точные допуски в процессе формования. Использование предварительно отформованных панелей и клеящих веществ, которые твердеют при комнатной температуре, позволяет применять этот материал почти так же, как покрытие пола резиновыми плитами.

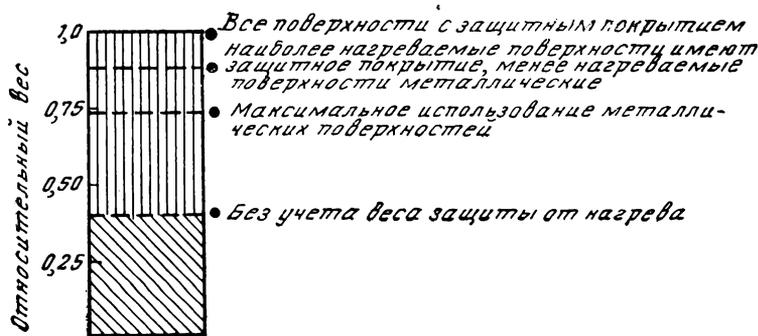
Справа на фиг. 10 показан участок подфюзеляжного киля после полета. Состояние этого участка отражает условия полета самолета X-15. По этим данным нельзя, однако, с определенностью оценить поведение этой конструкции при интенсивном нагреве в условиях входа в плотные слои атмосферы. Все же эти данные могут служить основой для оценки различных способов удаления поврежденного материала.

До того как будет осуществлено более полное исследование материалов на самолете X-15A-2, будет проведена оценка ряда покрытий, наносимых разбрызгиванием и приклейкой, в отношении их эффективности, а также техники и стоимости ремонта.

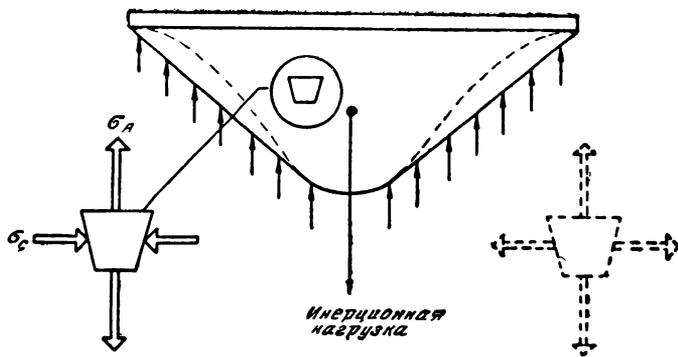
Современные исследования, касающиеся возможности горизонтальной посадки аппаратов, входящих в плотные слои атмосферы, с аэродинамическим качеством при гиперзвуковых скоростях, равным единице, дали некоторые представления относительно возможной конструкции летательных аппаратов этого типа. На диаграмме фиг. 11 приведены относительные веса конструкций трех типов летательных аппаратов, рассчитанных на вход в атмосферу со скоростью ~ 8 км/сек. При применении имеющихся материалов обе схемы, предусматривающие использование для всех поверхностей абляционных материалов, а также одна схема, предусматривающая использование металлических материалов на участках, подверженных меньшему аэродинамическому нагреву, имеют значительно больший вес, чем схема, предусматривающая максимальное использование металлических поверхностей.

В последнем случае считается, что жаростойкие металлы работают при предельной температуре, допускаемой современными покрытиями. Считается также, что для тех участков конструкции, где этот предел превосходит, временная теплозащита обеспечивается слоем защитного материала. Однако этот комбинированный способ теплозащиты в настоящее время еще не изучен. Весовой выигрыш от его применения может оказаться не столь большим, как это следует из фиг. 11. Обеспечение теплозащиты при входе в атмосферу требует значительного увеличения веса конструкции летательных аппаратов, обладающих подъемной силой. Однако проводимые в настоящее время работы по созданию высокотемпературных материалов должны позволить уменьшить вес конструкции. Достижения в области создания новых материалов показывают также, что различие в весах конструкции, в которых применяются эти материалы, должно уменьшаться.

Межпланетные космические аппараты. Необходимость выполнения полетов без людей для получения данных относительно атмосферы и характеристик поверхности ближайших к Земле планет стимулирует разработку нужных для этой цели исследовательских ракет и аппаратов. Неопределенность относительно плотности атмосферы этих планет требует, чтобы вход в их атмосферу производился с помощью аппаратов, имеющих необычно малое значение баллистического коэффициента. Применение таких аппаратов позволит производить измерения характеристик атмосферы той или иной планеты в течение достаточно длительного проме-



Фиг. 11. Сравнение весов входящих в атмосферу летательных аппаратов различной конструкции, рассчитанных на горизонтальную посадку



Фиг. 12. Схема конструкции летательного аппарата для входа в атмосферу планет, в оболочке которой создаются растягивающие напряжения

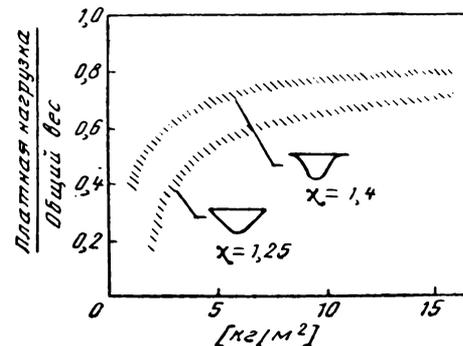
жутка времени, а также облегчает замедление при приемлемой скорости и высоте, прежде чем произойдет удар о поверхность планеты.

Важной проблемой, связанной с применением входящих в атмосферу летательных аппаратов с очень малым значением баллистического коэффициента, является значительное увеличение относительного веса конструкции таких аппаратов. В последнее время были проведены исследования с целью определения новых форм летательных аппаратов, обеспечивающих уменьшение веса конструкции при сохранении большого коэффициента лобового сопротивления и высокой устойчивости.

На фиг. 12 показана схема, использованная при этом исследовании. В обычных конических оболочках с затупленной носовой частью при одновременном действии аэродинамических и инерционных нагрузок, возникающих в процессе замедления, образуются окружные сжимающие напряжения, требующие утяжеления конструкции. Поэтому была предложена более выгодная форма конструкции (показанная на фиг. 12 пунктиром), в боковых стенках которой при действии нагрузок, возникающих в процессе входа в атмосферу, возникают растягивающие напряжения. Сжимающие нагрузки в такой конструкции воспринимаются кольцом (шпангоутом), находящимся в заднем конце. Это позволяет значительно снизить общий вес конструкции. Оболочка такой конструкции работает в основном на растяжение; кроме того, ее площадь меньше площади исходной конической оболочки

при более высоком коэффициенте лобового сопротивления.

На фиг. 13 сравнивается относительная эффективность обычной конструкции (затупленный конус) и конструкции, работающей на растяжение, предназначенных для аппарата, рассчитанного на движение в атмосфере Марса. Рассматриваются конструкции общим весом 45—180 кг, рассчитанные на вход в атмосферу со скоростью ~8 км/сек при любом угле, начиная от 90° и до угла, соответствующего перевернутому положению. По оси абсцисс отложено отношение массы m к произведению площади миделя A и коэффициента лобового сопротивления c_x ; по оси ординат отложено отношение нагрузки к общему весу аппарата. Под нагрузкой в данном случае понимается вес всех частей, кроме силовой конструкции и элементов теплозащиты.



Фиг. 13. Изменение относительной платной нагрузки в функции баллистического коэффициента для обычной и усовершенствованной конструкции аппарата для входа в атмосферу Марса ($G_{полн} = 45 \pm 180$ кг)

Из фиг. 13 видно, что как для обычной, так и для усовершенствованной конструкции при уменьшении баллистического коэффициента возможная нагрузка уменьшается. Однако можно констатировать, что при использовании усовершенствованной конструкции, оболочка которой работает на растяжение, относительная платная нагрузка больше, причем максимальная выгода получается при очень малых значениях баллистического коэффициента.

Astronautics, XII, 1964.

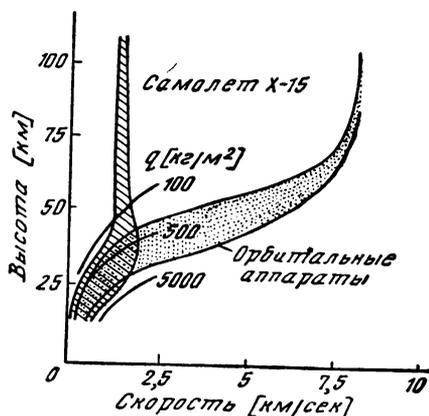
ПРОГРАММА ИССЛЕДОВАНИЙ САМОЛЕТА НОРТ АМЕРИКЕН X-15 И ТЕХНИКА ВХОДА В АТМОСФЕРУ

Настоящая статья содержит результаты исследований входа в атмосферу самолета X-15, и на основании этих данных предлагаются некоторые требования к системам управления аппаратов, обладающих подъемной силой. В статье кратко приведены также некоторые сведения по проблемам наведения после входа в атмосферу, аэродинамического нагрева, техники захода на посадку, посадки и моделирования условий полета. Вопросы управления за пределами атмосферы не рассматриваются.

Хотя самолет X-15 был создан не для исследования проблемы входа в атмосферу орбитальных летательных аппаратов, он тем не менее является первым летательным аппаратом, могущим летать, будучи управляемым, за пределами атмосферы и возвращаться в нее, используя подъемную силу. Было совершено 16 полетов на большую высоту и освоены требуемые для возвращения самолета режимы входа и полета при малых скоростных напорах. Были достигнуты высоты до 108 км при скорости в апогее траектории около 1500 м/сек.

Угол атаки при входе в атмосферу достигал 26° , нормальные перегрузки превышали $5,5$, наибольшая величина скоростного напора $22\,500\text{ кг/м}^2$. В связи с тем, что скорость самолета X-15 намного меньше, чем у орбитальных аппаратов, его траектория при входе в атмосферу значительно круче (фиг. 1 и 2). Это обуславливает более короткое время и в некоторых отношениях более тяжелые условия входа в атмосферу, чем можно было бы ожидать для орбитальных аппаратов. В пределах программы исследований самолета X-15 проводилось возвращение с больших высот с использованием различных типов систем управления. Полученная информация может быть использована при решении проблем входа в атмосферу орбитальных аппаратов.

Всего самолеты X-15 совершили более 90 испытательных полетов, в которых использовались четыре типа реактивного управления, три типа аэродина-



Фиг. 1. Сравнение самолета X-15 и орбитальных летательных аппаратов, использующих подъемную силу по скорости полета; аэродинамическое качество $K=1\div 2,0$

мического управления и две конфигурации вертикального оперения — с подфюзеляжным килем и без нижней части подфюзеляжного киля. Когда выяснилось, что с нижней частью подфюзеляжного киля самолет обладает нежелательными характеристиками управляемости с выключенной системой повышения устойчивости, эта часть киля была снята. Это привело к некоторому ухудшению путевой устойчивости, но, что более важно, самолет в этой конфигурации оставался управляемым летчиком по всей траектории при выключенной системе повышения демпфирования. Два самолета были оборудованы системами аэродинамического управления с системой повышения устойчивости по трем осям. Третий самолет был оборудован самонастраивающейся системой управления МН-96, работающей по сигналам скорости отклонения. Каждый самолет был снабжен реактивными соплами для управления при малых скоростных напорах.

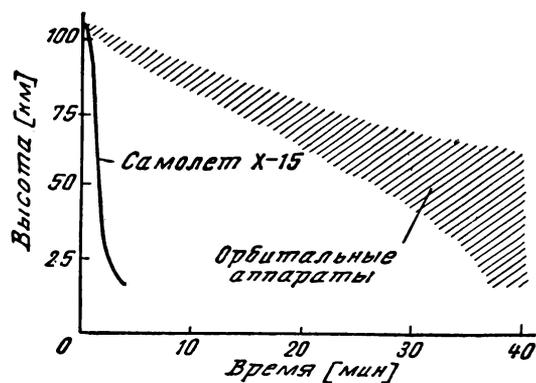
Реактивное управление самолетом X-15 предназначено для обеспечения выдерживания заданного положения самолета в пространстве, когда эффективность аэродинамических поверхностей управления недостаточна. Основная система реактивного управления является командной системой создания тяги, пропорциональной величине отклонения ручки, за исключением нерабочей зоны, равной 15% хода ручки от нейтрального положения. Система

сообщает самолету угловое ускорение по крену 5 град/сек^2 и $2,5\text{ град/сек}^2$ по тангажу и рысканью. Вторая система реактивного управления является модификацией основной с включением демпфирования по скорости. Два типа реактивного управления имеются у летчика при системе управления МН-96: управление вручную по скорости отклонения и контур управления, обеспечивающий выдерживание заданного положения.

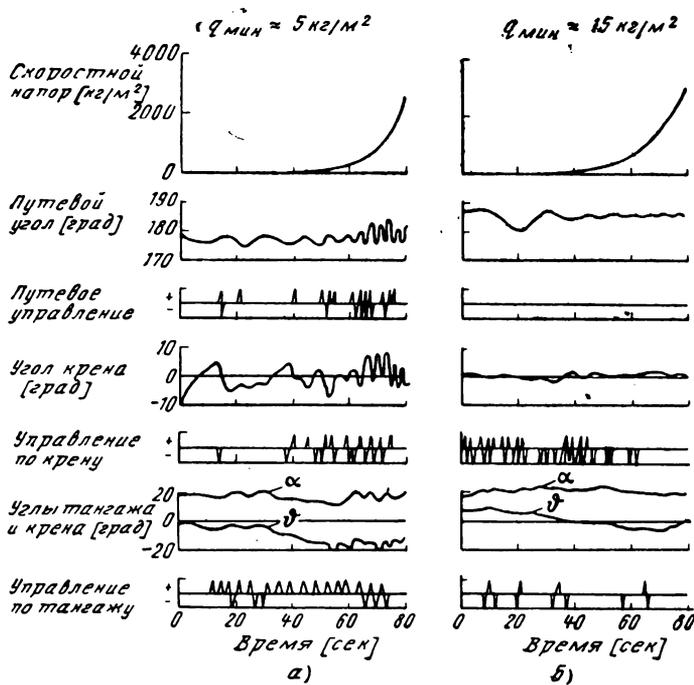
Аэродинамическое управление самолета X-15 обеспечивается поверхностями вертикального оперения для путевого управления и горизонтальным оперением для продольного и поперечного управления. Поверхности управления приводятся необратимыми гидравлическими системами. Усилия управления создаются пружинными автоматами. Увеличение демпфирования относительно трех осей обеспечивается системой повышения устойчивости и самонастраивающейся системой управления. Система повышения устойчивости обеспечивает дополнительное аэродинамическое демпфирование путем отклонения аэродинамических поверхностей управления для парирования угловой скорости самолета. Самонастраивающаяся система значительно сложнее: автоматическое изменение коэффициентов усиления, управление по сигналам скорости отклонения, автоматическая балансировка, ограничение перегрузок, выдерживание заданных параметров, автоматическая связь аэродинамического и реактивного управления, возможность парирования управления летчиком, а также повышенная надежность и обеспечение безопасности в случае отказа. Последнее обеспечивается тем, что система реактивного управления самолета X-15 дублирована.

Широкий диапазон возможностей самолета X-15 и наличие нескольких систем управления позволило накопить ценный опыт полетов, который может быть использован при проектировании будущих летательных аппаратов. Получены ценные данные о полетах с применением систем управления по сигналам положения и скорости отклонения и при выдерживании заданных параметров в широком диапазоне высот и скоростных напоров.

Опыт полетов при малых скоростных напорах при входе в атмосферу получен при работе четырех систем реактивного управления: простой системы, выдающей команды по ускорению или тяге, системы, выдающей команды по ускорению с демпфиро-



Фиг. 2. Сравнение времени входа в атмосферу самолета X-15 и орбитальных летательных аппаратов, использующих подъемную силу; аэродинамическое качество $K=1\div 2,0$



а—система управления по ускорению; б—система управления по скорости

Фиг. 3. Результаты применения реактивного управления при снижении самолета X-15

ванием по скорости отклонения, системы, выдающей команды по скорости отклонения, и той же системы с выдерживанием заданных параметров.

При ручном управлении одинаково важна эффективность данной системы управления и расход топлива. На фиг. 3 показаны характеристики двух входов в атмосферу самолета X-15 с большой высоты в условиях малых скоростных напоров, где в одном случае летчик использовал систему реактивного управления по ускорению (фиг. 3, а), а в другом — систему реактивного управления по скорости (фиг. 3, б). Показан участок входа в атмосферу, на котором скоростной напор возрастает до 3000 кг/м^2 .

Задачи управления были одинаковы. Летчик должен был выдерживать заданный курсовой угол, нулевой угол крена и постоянный угол тангажа до тех пор, пока угол атаки не достигнет 20° , после чего поддерживать его постоянным. Команды летчика для системы управления по ускорению вручную являются операциями импульсного типа. Несмотря на то, что реакция сопел управления в виде тяги пропорциональна отклонению ручки за пределами нерабочей зоны, эта особенность системы не использовалась и не оценивалась летчиками. По их мнению, нерабочая зона затрудняла точное пилотирование. При ручном управлении важным обстоятельством, влияющим на расходование топлива в системе реактивного управления, является техника пилотирования.

Хотя управляемость при выполнении обоих заданий была оценена летчиками как удовлетворительная, очевидно, что при управлении в зонах больших и малых скоростных напоров с помощью системы, выдающей команды по скорости отклонения, движения самолета будут значительно ближе к заданным.

В полете (фиг. 3, б) летчик не управлял

курсом во время входа в атмосферу, а угловые скорости, достигавшиеся во время колебания, были несколько меньше, чем соответствующие порогу чувствительности системы реактивного управления МН-96. Колебания, однако, демпфировались системой аэродинамического демпфирования, когда возрастал скоростной напор.

В этих полетах система реактивного управления использовалась до значительно больших скоростных напоров, чем предполагалось. Опытный летчик может эффективно использовать ручное управление тягой сопел, чтобы погасить колебания самолета, имеющие тенденцию сохраняться при малых скоростных напорах. Эти колебания будут, конечно, демпфированы системой управления по скорости отклонения. Кажется, что летчик использовал управление по ускорению вплоть до большого скоростного напора (фиг. 3, а). С точки зрения пилотирования увеличение демпфирования в системе реактивного управления при малых скоростных напорах было бы весьма желательно.

Системы реактивного управления самолета X-15 по ускорению были модифицированы введением демпфирования по скорости. В одном из полетов с такой системой она работала удовлетворительно.

Несмотря на то, что количество входов в атмосферу с применением систем реактивного управления было ограничено, был определен расход топлива в системе управления и выявлены интересные тенденции. Для определения количества топлива, потребного для системы реактивного управления вручную, необходимы летный эксперимент и моделирование. В данной системе расход топлива был относительно большой. Он оказался больше, чем предполагалось при проектировании. Запас топлива, требуемый для стабилизации самолета и выдерживания определенного угла атаки при входе в атмосферу, был определен при моделировании полетов самолета X-15 на расчетной высоте полета, равной 75 км . В течение первых же высотных полетов стало ясно, что расходуется больше топлива, чем предполагалось. В связи с этим была создана система перекачки топлива от насоса питания двигателя, позволяющая обеспечить систему реактивного управления. Средний расход топлива составил тогда около 90% расчетного и лишь в 40% полетов расход превосходил расчетный.

Полеты с системой управления по скорости МН-96 (фиг. 3, б) показали, что для управления и стабилизации в диапазоне малых скоростных напоров эта система значительно эффективнее ручной системы. Однако при такой системе скорость входа, меньшая порога чувствительности системы, может привести к нежелательным отклонениям положения самолета в пространстве. Расход топлива этой системой был меньше, чем системой управления путем команд на создание тяги соплами. Полеты на большую высоту с использованием различных особенностей системы стабилизации положения самолета продемонстрировали точность управления и несколько меньший расход топлива, чем при системе реактивного управления вручную. Летчики оценили возможность выдерживания различных параметров с помощью такой системы, особенно при таких вторичных видах управления, как крен.

Системы реактивного управления применялись до скоростных напоров, превышающих напор, при

котором одинакова эффективность аэродинамического и реактивного управления. При входе самолета X-15 в атмосферу величина этого напора 250—375 кг/м². В некоторых случаях достигался скоростной напор 2000—2500 кг/м², прежде чем летчик включал аэродинамическое управление. Такое выполнение полета приводит к большим расходам топлива. Применение систем реактивного управления до больших скоростных напоров может происходить в результате быстрого нарастания скоростного напора, что свойственно входу в атмосферу под крутым углом.

При ручном реактивном управлении некоторый дополнительный расход топлива эффективно использовался летчиком для демпфирования. Это особенно справедливо в отношении путевого управления, когда быстрые в точно заданное время отклонения были бы невозможны при аэродинамическом управлении, но с помощью ручки на пульте летчика выполнялись легко.

Система повышения устойчивости обеспечивает удовлетворительное управление в области всех режимов полета самолета. С помощью этой системы выполнялись входы в атмосферу с высот около 75 км, и управление при этом было вполне удовлетворительным, хотя и не столь точным (фиг. 3, а), как с применением системы МН-96.

За исключением некоторых испытательных полетов, имевших целью исследование работы самонастраивающейся системы управления при выключении отдельных агрегатов системы, все полеты были проведены с применением этой системы, полностью укомплектованной, включающей блок автоматического изменения усиления. Этот блок устанавливал усиление в отдельных каналах возможно большее, исключая нежелательные амплитуды колебаний с ограниченным циклом. Летчики с наилучшей стороны характеризовали эту систему управления. Система обеспечивает положительное управление и хорошее демпфирование во всей области, ограниченной огибающей скоростей и высот полета, включая вход в атмосферу.

Несмотря на то, что в отношении системы управления по угловой скорости тангажа имелись сомнения летчиков и конструкторов, летчики не встретили затруднений с системой управления это-

го типа — от высот, соответствующих нулевому скоростному напору, до посадки.

Летчиками отмечалась потеря устойчивости самолета по скорости, в частности, во время планирования на посадку, когда требуется сосредоточить внимание на окружающей обстановке. Балансировка по угловой скорости тангажа была принята лишь как механизация системы. В данном случае было бы желательно иметь в кабине указатель угла отклонения стабилизатора, поскольку его положение не связано с положением органа управления балансировкой в кабине.

Благодаря возможности изменения параметров, выдерживаемых системой управления, весь полет, за исключением посадки, но включая участок входа в атмосферу, может быть выполнен автоматически путем изменения параметров, выдерживаемых летчиком. В связи с быстрым изменением условий полета самолета X-15 имеется мало времени для точного установления выдерживаемого параметра. В этом случае летчикам приходилось парировать действие системы. Некоторые летчики предпочитали управлять по основному параметру, например по тангажу, и не вмешиваться при этом в управление системой по крену и курсу. Угол крена поддерживается системой равным нулю, если этот канал системы включен, когда крен менее 7°. Таким образом, в этом случае не нужно точно устанавливать этот параметр.

Автоматическая балансировка представляет собой управление стабилизатором в самонастраивающейся системе. Это особенно желательно в диапазоне малых скоростных напоров, и увеличение демпфирования было высоко оценено летчиками. При малом времени входа в атмосферу самолета X-15 эффективность воздействия системы автоматической стабилизации на стабилизатор при малых скоростных напорах невозможно оценить. Однако при увеличении времени входа в атмосферу это свойство важно для экономии топлива, расходуемого в системе реактивного управления.

Летчики считают, что наличие ограничителя нормальных перегрузок является весьма желательным фактором безопасности, так как перегрузки, требуемые из условий входа в атмосферу, приближаются к предельной для конструкции самолета.

Данные по управлению самолетом X-15 при входе в атмосферу

Количество полетов	Количество летчиков	Системы управления		Оценки летчиков			Величины скоростного напора q [кг/м ²]	
		реактивная	аэродинамическая	угол тангажа θ	угол крена γ	путевой угол ϕ	минимальный	максимальный
2	2	Команды по ускорению	Команды по положению и демпфирование	3,5	1,5	2,5	~0	5800
1	1			Команды по ускорению и демпфирование	2,0	1,0	1,2	~5
5	3	Управление по скорости	Самонастраивающаяся система по скорости	2,1	1,2	1,8	~0	6000
3	3	Выдерживание заданных углов атаки и крена		1,3	1,0	1,5	~0	4800

Повышение оценки свидетельствует об ухудшении управляемости. (Прим. ред.).

Для входов в атмосферу с более высокими параметрами, по сравнению с достигнутыми, функция ограничения перегрузок станет необходимой.

Самонастраивающаяся система управления оказалась очень надежной. За два года испытаний, в течение которых был проведен 21 полет в широком диапазоне условий, отказал всего лишь один компонент системы. Этот отказ не вывел из строя систему, а вызвал лишь некоторое изменение путевого угла, которое было квалифицировано летчиком как незначительная путевая несбалансированность. За 850 час работы системы произошло семь отказов компонентов, причем пять из них явились результатом ошибки человека. Этот своеобразный рекорд надежности может быть объяснен применением полупроводниковой электроники и хорошей конструкцией. Система была спроектирована и собрана из деталей уровня техники 1958—1959 гг.; таким образом, дальнейшие усовершенствования сделают будущие системы еще более надежными.

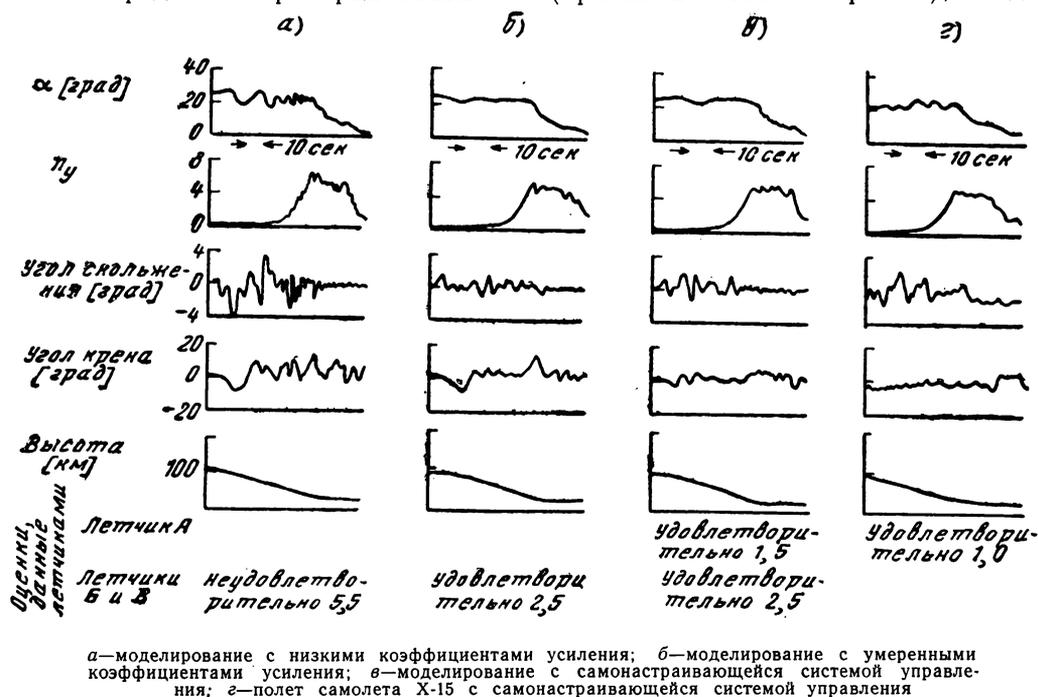
Оценки, данные летчиками и охватывающие испытания при входах в атмосферу с различными системами управления, суммированы в таблице. Хотя удовлетворительными были признаны все системы управления, отмечены преимущества более сложных систем по сравнению с основной системой управления.

Все летчики самолета X-15 одобрили связь аэродинамического и реактивного управлений, функционирующих от одного контроллера. Система реактивного управления, выдающая команды на создание тяги, пропорциональной отклонению органов управления, летчиками практически не использовалась как средство пропорционального

пользовании самонастраивающейся системы управления показало, что входящий в эту систему блок изменения усиления для многих режимов полета не является необходимым. Учитывая, что наилучшей является простейшая система, было проведено исследование на тренажере, имеющем шесть степеней свободы, в комплекте с самонастраивающейся системой управления, характеристики которой можно было изменять. Для оценки управляемости самолета X-15 во время входа в атмосферу с высоты 110 км использовался контур, состоящий из системы управления по угловой скорости с переменными коэффициентами усиления. Летчик должен был поддерживать угол атаки равным 25° до тех пор, пока не достигалась нормальная перегрузка, равная пяти, и затем сохранять постоянную перегрузку, до выхода в горизонтальный полет. Скольжение и крен следовало поддерживать возможно ближе к нулевым значениям.

Эти исследования показали очень малое различие в способности летчика совершить такого рода маневр, за исключением входов в атмосферу с очень малыми значениями коэффициентов усиления. В этом случае наблюдались наибольшие отклонения по всем трем параметрам управления.

Летчик чувствовал, что при малом коэффициенте усиления требовалось чрезмерное и непрерывное внимание, в то время как при умеренных значениях коэффициентов усиления или при самонастройке усиления имитация входа в атмосферу почти в равной мере была приемлемой. Результаты этих исследований хорошо совпали с результатами действительного входа в атмосферу с высоты 108 км (правая колонка на фиг. 4), когда самонастраи-



Фиг. 4. Управляемость самолета X-15 при входе в атмосферу с высоты 108 км с системой управления по скорости

управления. Во всех случаях она применялась как двухпозиционная система. Применение системы реактивного управления по скорости отклонения обеспечило большую точность управления и, разумеется, сокращение расхода топлива.

Подробное изучение полетных записей при ис-

пользуемая система управления использовалась летчиком.

Результаты указанного исследования представлены на фиг. 5 в виде оценок управляемости при входе в атмосферу, данных летчиками по каждому варианту системы. Из фиг. 5 следует, что каждый

из вариантов системы обеспечивает успешное выполнение входа в атмосферу и что приемлемые характеристики управляемости достигаются уже при умеренных значениях постоянных передаточных коэффициентов системы управления по угловой скорости. Интересно отметить, что оценка управляемости в полете несколько выше, чем при моделировании в тех же условиях. Летчиком отмечалось также, что управлять самолетом в полете легче, чем тренажером, так как в полете имеются дополнительные визуальное восприятие и ощущение движения и лучший механизм системы управления, чем на тренажере.

Следует отметить, что с точки зрения скорости изменения параметров вход в атмосферу самолета X-15 весьма затруднителен и что в то же время для самолета с более продолжительным временем входа в атмосферу можно считать приемлемым применение систем управления даже с меньшими значениями коэффициентов усиления. Вероятнее всего для системы управления следует остановиться на варианте с постоянными коэффициентами усиления.

Некоторые особенности управления самолета X-15, и в частности самонастраивающийся блок изменения коэффициентов усиления, который вначале явился основанием для разработки такой системы, могут не потребоваться для орбитального летательного аппарата, использующего при входе в атмосферу подъемную силу. Возможно, наиболее важной причиной введения этого блока было стремление обеспечить безопасность отказов. При наличии этого блока отдельные отказы не ухудшат характеристику системы в целом. Однако на орбитальном аппарате, обладающем подъемной силой, летчик может успеть определить появившийся в системе дефект и ввиду наличия большего располагаемого времени включить дополнительные контуры управления. В настоящее время в проектировании появилась тенденция к трехкратному резервированию систем, что может сделать ненужным применение блока изменения коэффициентов усиления.

Система управления по угловой скорости может обеспечить удовлетворительное управление и демпфирование в широком диапазоне режимов полета — от орбитальной скорости до посадки, и поэтому логичен ее выбор в качестве основной системы управления для аппаратов, входящих в атмосферу с использованием подъемной силы. Сопутствующая балансировка по скорости не столь широко принята, но при соответствующей ее механизации может оказаться приемлемой.

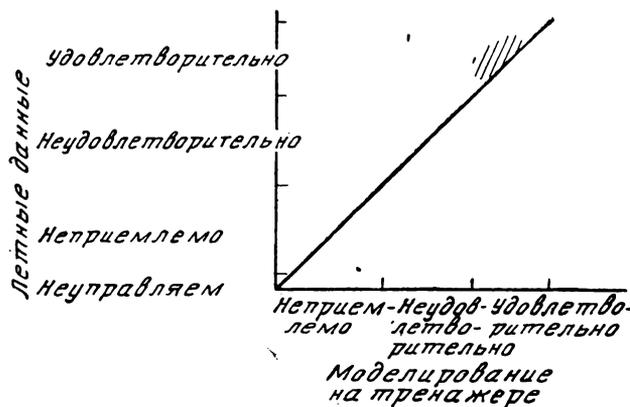
Полное использование возможностей одного или нескольких летчиков позволит, возможно, отказаться от автоматической балансировки, поскольку какой-либо член экипажа сможет управлять ею в течение продолжительного времени входа в атмосферу. Точно так же может оказаться обязательной функция ограничения перегрузок, так как возрастание перегрузок будет происходить много медленнее, чем при входе самолета X-15. Однако в некоторых аварийных ситуациях ограничение перегрузок может быть желательным. Потребуется детальное изучение условий полета и аварийной ситуации, чтобы выявить желательный предел этого ограничения.

Выдерживание заданных параметров, безусловно, является желательным, чтобы разгрузить экипаж и, возможно, обеспечить этим более точное управление полетом как в отношении расходования энергии, так и аэродинамического нагрева. Может не потребоваться автоматическое включение аэродинамической или реактивной систем управления, поскольку будет достаточно времени для включения систем вручную. Изменяя такие факторы как эффективность управления и расход топлива системой в реактивном управлении, можно установить, когда такое включение необходимо.

Надежность системы и безопасность отказов будут, как и для самолета X-15, оставаться неизменно важными факторами, хотя они будут проявляться в несколько ином виде. Надежность конструкции должна основываться на более длительном времени работы системы, но, возможно, на меньшем числе полетов. Точка зрения на безопасность отказов, выработанная при создании прежних пилотируемых систем, должна быть сохранена и в будущем.



Фиг. 5. Влияние изменения коэффициента усиления демпфирования на управляемость при входе с высоты 110 км. Система управления по скорости

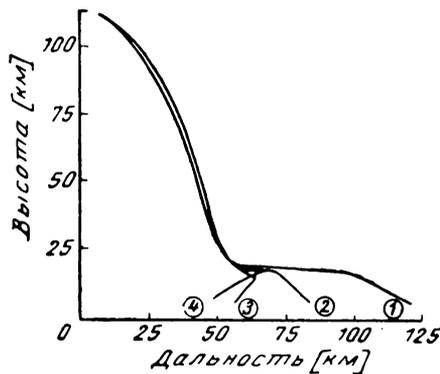


Фиг. 6. Сопоставление данных моделирования на тренажере с летными данными

С целью подготовки летчиков к достижению предельно возможных для самолета X-15 высот и скоростей полета был проведен ряд программ моделирования. По мере выполнения программы требовалось все более широко применять тренажер с шестью степенями свободы. Тренажер использовался летчиками практически перед каждым полетом. В связи с этим, как дополнительный полезный

результат программы, были получены данные, способствовавшие составлению требований к моделированию самолетов с высокими летными данными. По мнению летчиков, высказанному после полетов, условия пилотирования в полете и на тренажере практически совпадали. Это сравнение показано на фиг. 6. Как и ожидалось, управляемость в полете оказалась несколько лучше, чем на тренажере. Кинестатические особенности не были полностью имитированы на тренажере, и поэтому в реальном полете подвижность самолета большая, чем в условиях моделирования. Однако механика управления при входе в атмосферу на тренажере соответствовала полетным условиям.

Первые летчики самолета X-15 получали представление об управлении при входе в атмосферу на подвижном тренажере, который воспроизводил соответствующие перегрузки. Хотя летчики и не считали необходимым готовиться к каждому полету на самолете X-15 именно таким образом, создание ожидаемых перегрузок при подготовке к полету вселяло уверенность, что они справятся с выполнением задач управления в условиях перегрузок. Однако уровень подготовки летчиков, проходивших тренировки на центрифуге и не проходивших ее, оказался в равной мере достаточным.



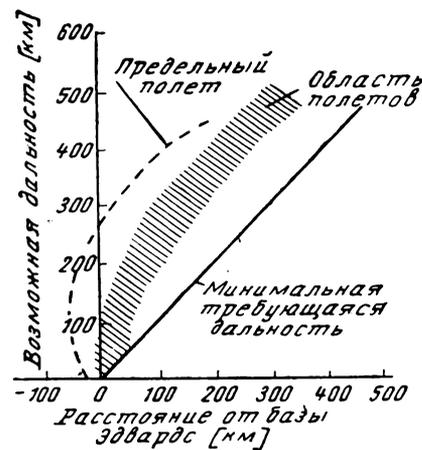
	Аэродинамическое качество	
	при входе в атмосферу	максимальное
1—воздушные тормоза убраны	1,8	2,2
2—воздушные тормоза отклонены	1,3	1,7
3—воздушные тормоза отклонены с разворотом		
4—тормоза убраны с разворотом		

Фиг. 7. Дальность, достигаемая самолетом X-15 при входе в атмосферу

Не менее важным для безопасного возвращения, чем управление положением самолета для его стабилизации, является управление скоростью рассеивания энергии или дальностью полета самолета. Хотя управление дальностью полета не является проблемой для самолета X-15 столь же серьезной, как для орбитальных аппаратов, летчик самолета X-15 должен управлять энергией самолета для успешного возвращения после входа в атмосферу. В полетах на максимальные высоты наибольшая потребная дальность от старта до посадки приблизительно 520 км. Для выявления возможной дальности полета самолета на тренажере было имити-

ровано несколько таких полетов. При крутом, длящемся короткое время входе в атмосферу изменения аэродинамического качества очень мало сказывались на дальности полета до выхода в горизонтальный полет (фиг. 7).

Во время выравнивания для выхода в горизонтальный полет управление дальностью полета осуществлялось изменением аэродинамического качества или направления полета. Для орбитального аппарата, использующего при входе подъемную силу, безусловно, потребуется индикация возможной дальности полета аппарата. Такая индикация не являлась столь необходимой самолету X-15, однако в будущем это усовершенствование будет применяться и на самолете X-15. Полеты самолетов X-15 управлялись наземным контроллером, который, используя расчетные данные о дальности полета и станции слежения, передавал команды на изменение управления, чтобы обеспечить безопасность самолета в части дальности полета после входа в атмосферу.



Фиг. 8. Область полетов самолетов X-15 на конечном участке

Все полеты совершались на основании правил полетов при визуальной ориентировке. Несмотря на то, что большое количество необходимой информации могло быть получено при пилотировании по приборам, заключительный этап полета выполнялся при визуальной ориентировке. Летчик должен окончательно судить о положении самолета и о его конфигурации. Предварительно обеспечивалось ознакомление летчика со всеми возможными отклонениями, которые могли произойти в полете. По заявлениям летчиков, они в состоянии были видеть место посадки, как этого требуют правила визуальной ориентировки, и могли различать его с максимальной достигнутой самолетом высоты 110 км с расстояния около 300 км.

Входы самолета X-15 в атмосферу планировались с избыточной дальностью полета на участке траектории от 150 до 185 км, на котором управление обеспечивалось реактивной системой управления, и от 75 до 110 км на участке, где возникала подъемная сила (фиг. 8).

Путем модуляции аэродинамического качества и траектории летчики без затруднений могли приводить самолет в район места посадки на номинальной исходной высоте 6 км при скорости, соответствующей числу $M \approx 0,8$.

Область возможных дальностей полета самолета X-15 (заштрихованный участок на фиг. 8) срав-

нима с требованиями минимальной дальности полета для возвращения на базу Эдвардс (сплошная линия). Лишь в одном случае возвращение было предельным (пунктирная линия). В этом случае летчик, занявшись проверками бортовых систем, позволил самолету незначительно взмыть при выравнивании и перелететь место посадки. Однако по команде руководителя полетов он выполнил крутой разворот и оказался в состоянии совершить посадку в южной части высохшего озера вместо северной части, как предполагалось.

Ключевыми факторами управления дальностью полета самолета X-15 явились угол атаки и воздушные тормоза. При полете с углом атаки, соответствующим максимальному аэродинамическому качеству, летчик может достигнуть максимальной дальности; применяя воздушные тормоза и меняя направление полета, достигается минимальная дальность полета. Хотя эффективность воздушных тормозов, которые создают сопротивление, равное сопротивлению самолета при нулевом угле атаки, по мнению летчиков, является удовлетворительной, летчики выразили пожелание повысить гибкость управления тормозами. Существующая в настоящее время тормозная система обеспечивает их отклонение со скоростью около 5 град/сек. Это соответствует изменению коэффициента сопротивления приблизительно на 0,01 в секунду или изменению аэродинамического качества на 0,2 в секунду. Увеличение скорости отклонения тормозов, в частности при их убиении, позволит повысить точность управления дальностью полета при заходе на посадку. С точки зрения летчиков, желательным является увеличение скорости убиения тормозов в два раза.

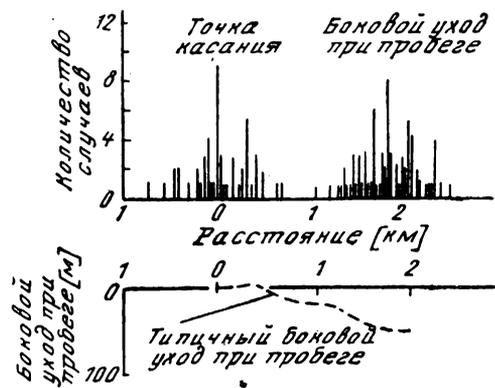
В дополнение к использованию в качестве органов управления дальностью полета воздушные тормоза применялись как средство повышения путевой устойчивости самолета, когда его положение соответствовало критическому уровню путевой устойчивости. Они применялись также дополнительно к остальным средствам управления и на активном участке полета, позволяя летчику достичь большей точности выдерживания исследуемых параметров полета.

Навигация в конечной фазе полета осуществлялась в контакте с наземным контролем. Пилотирование при входе в атмосферу по приборам и посадка при визуальной ориентировке требуют ясной погоды лишь в радиусе около 370 км от посадочной площадки. Это условие являлось достаточным при полетах самолетов X-15, поскольку весь высотный полет требует пилотирования по приборам.

Успешное возвращение летательного аппарата завершается посадкой на заранее выбранную площадку. В 1958 г. была начата специальная программа по выработке приемлемой техники точной и повторяемой посадки самолетов с малым аэродинамическим качеством, в частности самолета X-15. Малое аэродинамическое качество в сочетании с большой удельной нагрузкой на крыло самолета X-15 при заходе на посадку делали этот самолет одним из наиболее трудных с точки зрения возможности посадки. Поскольку заход на посадку по крутой траектории входящих в атмосферу летательных аппаратов затрудняет успешное наземное

моделирование, то проводились летные испытания с использованием самолетов со сходными характеристиками. Эти испытания оказались весьма ценными для летчиков самолета X-15, так как они знакомили их с ожидаемыми характеристиками захода на посадку и посадки аппаратов этого класса. Теперь после множества посадок эта фаза полета стала обычным делом, а от летчика требуется точное приземление. Это требование служит двойной цели: оно помогает летчику подготовиться к посадке в крайних условиях и обеспечивает разработку требований к будущим летательным аппаратам.

Разброс точек касания самолета X-15 показан на фиг. 9. Точки касания оказались внутри полосы ± 760 м от заданного места приземления, а в 70% случаев при посадках в несложных условиях уложились в полосу ± 300 м. На фиг. 9 показан также боковой уход при пробеге, который составлял от 1200 до 2700 м. Хотя летчик располагает малой



Фиг. 9. Дорожка, требующаяся для посадки самолета с малым аэродинамическим качеством

путевой управляемостью самолета X-15 при скорости порядка 185 км/час, номинальный боковой уход был около 60 м, а такие уходы, как 600 м и более, были при посадках с боковым ветром на влажную поверхность. Однако при эффективном управлении носовым колесом планирующие аппараты с малым аэродинамическим качеством, оснащенные воздушными тормозами для изменения сопротивления, могут успешно садиться на дорожки длиной от 3700 до 5500 м. Вертикальная скорость в момент касания земли у самолета X-15 в среднем около 1 м/сек и находится в диапазоне от 0,15 до 2,85 м/сек.

Большинство заходов на посадку было произведено с высоты около 6 км, скорости, соответствовавшей числу $M \approx 0,8$, и снижением по кругу. При визуальном заходе на посадку такая схема заслуживает предпочтения. С другой стороны, заход на посадку по прямой имеет преимущества, связанные со снижением требований к летчику, поскольку в этом случае необходимо лишь регулирование сопротивления самолета для выдерживания нужной скорости. Заход на посадку по приборам аппаратов с использованием подъемной силы, видимо, должен проводиться по прямой или, возможно, по новой технике, еще не разработанной.

Для аппаратов с большими скоростями входа в атмосферу более важную проблему, чем для самолета X-15, представляют требования обзора из кабины при посадке, поскольку необходимость тепловой защиты намного усложняет это по сравнению

с самолетом Х-15. Летчик самолета Х-15 имеет обзор по периферии на 180° и вперед на $17^\circ,5$ (10° вверх и $7^\circ,5$ вниз). При таком поле обзора и при наличии самолета сопровождения посадки самолета Х-15 не представляют сложности. Было совершено две посадки с уменьшенным полем обзора, когда стекло кабины было повреждено в результате аэродинамического нагрева. В одном из этих случаев вся боковая стеклянная панель оказалась непрозрачной.

Хотя аэродинамический нагрев не является проблемой для какого-либо из полетов самолета Х-15 вследствие того, что его конструкция рассчитана на температуру до 650°C , при выполнении каждого высотного полета велись расчеты температуры.



Фиг. 10. Сравнение расчетной и измеренной температуры конструкции; полет на высоте 96 км

Расчет температур велся по трем программам на цифровой вычислительной машине. Во-первых, рассчитывались местные потоки тепла применительно к условиям, ожидаемым в полете. Результаты этих расчетов использовались для расчета теплопередачи к поверхности самолета. Затем для определения температуры обшивки как функции времени полета интегрировались дифференциальные уравнения, описывающие во времени нагрев зон с тонкой обшивкой. И наконец, полученные данные использовались для расчета неустановившегося нагрева внутренних зон конструкции, происходящего в результате теплопередачи путем теплопроводности или излучения.

На фиг. 10 показано сравнение расчетных и фактически измеренных температур крыла в полете на высоте 96 км. Использовались современные методы расчетов с применением эмпирических коэффициентов, разработанных для модифицирования исходных теоретических методов расчета и повышения точности предварительных расчетов. Полеты самолета Х-15 не ограничены температурами, как это можно предполагать для входов в атмосферу с орбит; однако методы расчета температур само-

лета Х-15 кажутся вполне приемлемыми и будут служить дополнительному освещению проблем аэродинамического нагрева орбитальных летательных аппаратов при входе в атмосферу.

Программа испытаний самолетов Х-15 дала большое количество менее существенных результатов. Так, например, в диапазоне чисел M до равного 6 были уточнены в реальных условиях расчетные и экспериментальные величины производных, характеризующих устойчивость и управляемость самолета сложной конфигурации. Как летчики, так и конструкторы получили твердую уверенность в приемлемости методов расчетов характеристик управляемости и устойчивости, требующихся для полетов при гиперзвуковых скоростях. Все маневры летательных аппаратов, входящих в атмосферу, были выполнены летчиками самолета Х-15 с помощью расположенного на боковом пульте контроллера в условиях перегрузок, усложняющих управление в той же мере, в какой это может быть и при возвращении из орбитального полета.

Самолетные системы были спроектированы и выполнены таким образом, что они могут функционировать при всех условиях, возникающих в полете аппарата, совершающего вход в атмосферу с использованием подъемной силы. Летчики доказали, что человек может эффективно управлять самолетом в широком диапазоне режимов полета — от режима невесомости до полетов с большими перегрузками.

В программе испытаний самолетов Х-15 с самого начала и по мере ее усложнения функции летчика были более полно связаны с возможностями самолета, нежели в какой-либо иной системе. Успех этой программы в значительной мере обязан включению летчиков в работы по программе с самого начала.

Хотя для ряда участков самолета был заранее рассчитан нагрев, некоторые участки во время полетов повреждались вследствие аэродинамического нагрева. Например, створки посадочных устройств требуют более тщательного уплотнения, чем первоначально предполагалось. В то же время более высокие, чем ожидалось, тепловые нагрузки возникали в тех местах обшивки и соединений, где происходило просачивание пограничного слоя, что приводило в отдельных случаях к потере устойчивости обшивки.

Шасси лыжного типа оказалось удовлетворительным; однако, как выяснилось, в связи с принципиально отличным от прежних схем распределением реакций опор при посадке с лыжами, расположенными сзади, требуются новые расчетные критерии такого шасси.

И наконец, программа Х-15 показала, что проведение летных исследований с помощью самолетов, обладающих высокими характеристиками, способствует общему техническому прогрессу.

Journal of Aircraft № 6, XI—XII, 1964.

ТУРБОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Сейчас, когда ракетные двигатели выводят спутники на орбиты, а двигатели, использующие кислород атмосферы, разгоняют самолеты до скорости, соответствующей числу $M=3$, возникает вопрос о верхней границе по скорости для воздушно-реак-

тивных двигателей и нижней — для ракетных. Вследствие значительной температуры в воздухозаборнике при скорости, соответствующей числу $M=5$, последняя обычно рассматривается в качестве верхней границы для ВРД. В данной статье

предлагается принять в качестве граничного для ВРД число $M=4,5$, при котором температура на входе равна 770°C и лопатки компрессора можно изготовить из никелевого сплава.

ПВРД, рассчитанный на скорость, соответствующую числу $M=4,5$, имеет в пять раз меньший удельный расход топлива по сравнению с ЖРД. Поэтому совершенно очевидна эффективность применения ПВРД на таких режимах. Сжатие воздуха осуществляется почти целиком за счет скоростного напора, так что к. п. д. цикла определяется давлением на выходе из сопла. ТРД, который, по-видимому, может удовлетворительно работать до скорости, соответствующей числу $M=4,5$, можно рассматривать как прямоточный двигатель, снабженный компрессором и турбиной для разгона до больших скоростей.

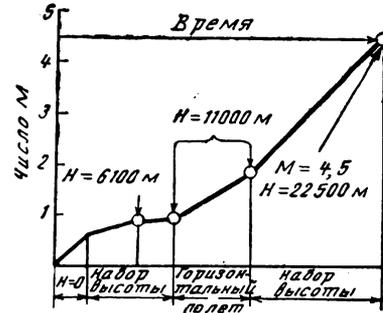
В предположении, что увеличение скорости происходит по программе, приведенной на фиг. 1, число $M=4,5$ будет достигнуто на высоте 22 500 м. Если пренебречь лобовым сопротивлением самолета, то затрачиваемая на разгон и набор высоты энергия не зависит от времени полета, и потребное количество топлива будет зависеть только от закона изменения термодинамического и тягового к. п. д. в полете. В реальных условиях при наличии сопротивления потребуется дополнительное количество топлива, которое будет функцией времени полета: при быстром разгоне (мощный двигатель) топлива понадобится меньше, чем при медленном.

На фиг. 2 приведены зависимости весов двигателя и топлива, потребных для осуществления принятой программы увеличения скорости и высоты полета. Легкий ЖРД требует большего количества топлива, для более тяжелого ТРД потребный запас топлива меньше. Когда вес топлива и вес двигателя составляют 58% взлетного веса самолета, что является минимумом для ЖРД, вес двигателя и вес топлива будут 3% и 55% соответственно. Для самолета с ТРД минимальный суммарный вес топлива и двигателя будет 44% взлетного, доля веса двигателя при этом будет 24%, а топлива — 20%. У самолета с ТРД вес топлива будет составлять только 36% веса топлива самолета с ЖРД, но двигатель будет значительно более тяжелый.

Являются ли указанные двигатели оптимальными для разгона самолета? По-видимому, задача заключается в создании ВРД, весящего меньше, чем ТРД, и не требующего такого большого количества топлива, как ЖРД. Такой двигатель представляет собой комбинацию ТРД и ЖРД (фиг. 3). В ТРД

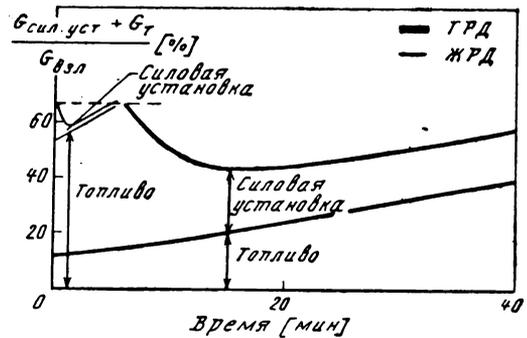
необходимый для сгорания топлива кислород поступает из атмосферы, запас кислорода для ЖРД находится на борту. Турборакетный двигатель имеет запас кислорода до 1/5 общего количества, необходимого для сгорания топлива. Выходящие из камеры сгорания газы приводят турбокомпрессорный агрегат, осуществляющий сжатие воздуха из атмосферы. За турбиной газы смешиваются с воздухом, поступающим от компрессора, здесь же дополнительно впрыскивается топливо и осуществляется форсирование.

Для уменьшения температуры лопаток турбины камера сгорания работает на обогащенной смеси.

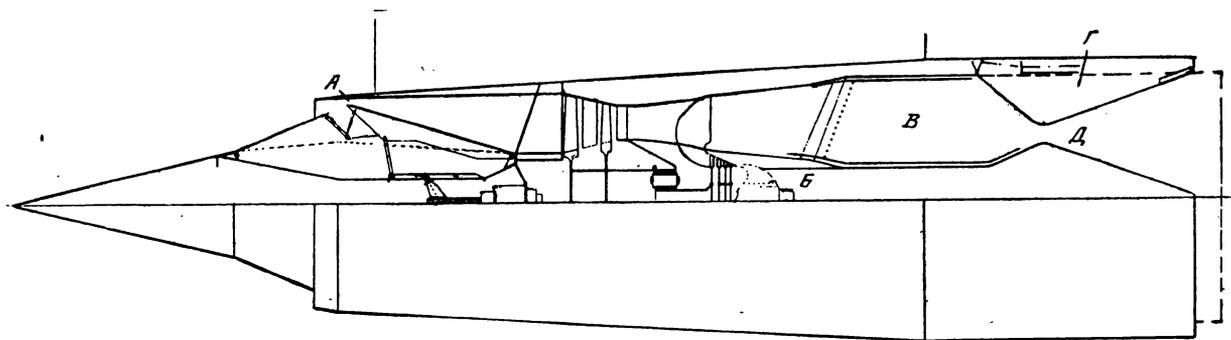


Фиг. 1. Программа полета самолета-разгонщика

Диаграмма на фиг. 4 иллюстрирует соотношение весов турборакетного двигателя и ТРД ($M_{расч}=4,5$). Оба двигателя имеют приблизительно равные расходы воздуха и одинаковую взлетную тягу. Расход топлива приблизительно в 1,5 раза больше, чем у ТРД с форсажной камерой, но в три раза меньше, чем у ЖРД.



Фиг. 2. Относительный вес силовой установки и топлива в зависимости от времени достижения числа $M=4,5$ (для принятой программы полета)

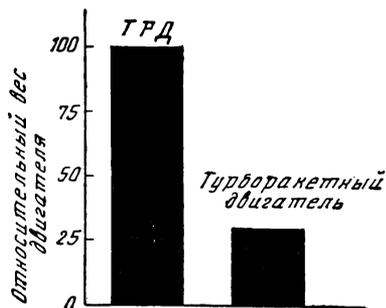


А—регулируемая горловина воздухозаборника; Б—ракетная камера сгорания; В—форсажная камера; Г—регулируемое сопло; Д—горловина сопла (отрегулирована на малое сечение)

Фиг. 3. Схема турборакетного двигателя с форсажной камерой и регулируемым воздухозаборником и соплом

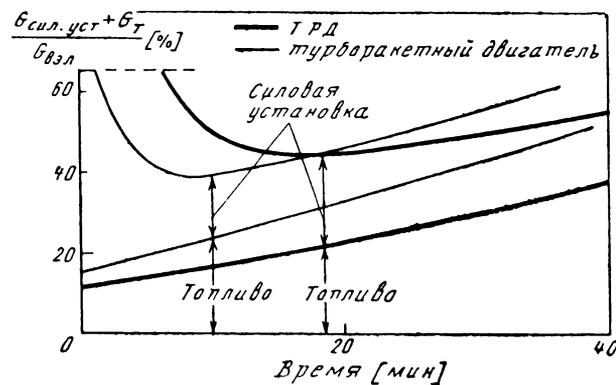
На фиг. 5 дана зависимость доли веса двигателя плюс топливо в общем весе самолета в функции времени разгона. Минимум времени зависит от выбора максимального веса двигателя и топлива (для анализа эта величина выбрана равной 65%). Таким образом, минимальное время разгона определяется двигателем наибольшего веса и топливом, которые позволят разогнать самолет до скорости, соответствующей числу $M=4,5$ на высоте 22 500 м. Использование турборакетного двигателя позволяет получить минимум суммарного веса (двигатель+топливо), равный 39% взлетного веса самолета, тогда как для ТРД он равен 44%. Турборакетный двигатель имеет меньший вес и разгоняет самолет до скорости, соответствующей числу $M=4,5$, в вдвое меньшее время (с момента взлета), чем ТРД. При минимальных суммарных весах относительный вес топлива на самолете с турборакетным двигателем 22%, а с ТРД — 20%. Вес турборакетного двигателя меньше, чем вес ТРД (17 и 24% соответственно). Возможность достижения такой существенной разницы в весах двигателей необходимо обосновывать детальным анализом для каждого конкретного случая.

Целесообразно рассмотреть систему для вывода на орбиту космических аппаратов с сохраняемой ступенью с ВРД. Эта ступень представляет собой крылатый самолет-разгонщик с легкими ВРД, несущий одну или несколько ступеней с ЖРД. Запуск этих ступеней происходит на высотах 24 000—30 000 м при скорости, соответствующей числу $M=5$. Самолет-разгонщик, пилотируемый летчиком, после отделения «верхних» ступеней возвращается на базу и используется для последующих запусков.



Фиг. 4. Относительный вес ТРД и турборакетного двигателя, рассчитанных на число $M=4,5$, с одинаковой тягой при взлете

На фиг. 6 приведена схема системы, предназначенной для вывода на орбиту спутника весом 230 кг. Двухступенчатая ракета с РДТТ весом 12 200 кг размещается в фюзеляже; она запускается на высоте 22 500 м при скорости, соответствующей числу $M=4,5$. На самолете установлены два турборакетных двигателя, работающие на керосине и кислороде; вес самолета около 45 400 кг. Программа набора скорости приведена на фиг. 7, запуск ракеты происходит через 8 мин после взлета. Возможность быстрого разгона самолета и малый вес турборакетного двигателя делают последний особенно привлекательным. С увеличением времени полета расход топлива возрастает, что ликвидирует преимущества, создаваемые двигателем малого веса.

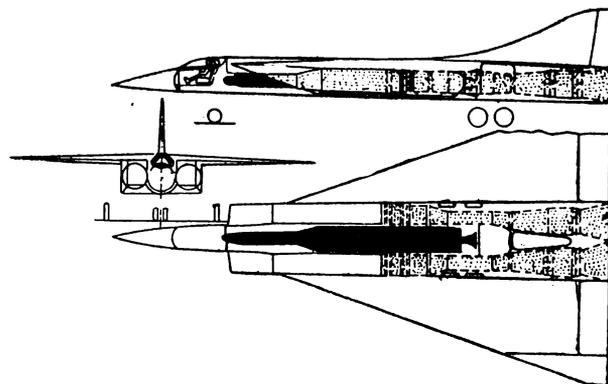


Фиг. 5. Относительный вес силовой установки и топлива в зависимости от времени разгона до скорости, соответствующей числу $M=4,5$

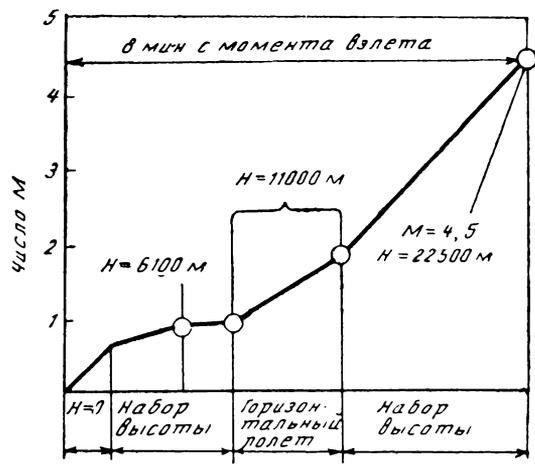
Если планом полета предусмотрен длительный крейсерский полет, то турборакетный двигатель должен использоваться на этапе начального разгона и при снижении и посадке. При достижении скорости, соответствующей числу $M=3$, турбина и компрессор отключаются, и двигатель на оставшемся участке разгона и крейсерского полета работает как прямоточный. На этом режиме расход топлива будет значительно меньше, чем у ЖРД, и приблизительно равен расходу топлива ПВРД или ТРД.

Понятно, что это упрощенный подход к решению рассматриваемой проблемы. Необходимо еще оценить потребный вес топлива, необходимого для возвращения самолета-разгонщика на базу с относительно малой скоростью. На этом участке траектории ТРД будет более выгоден, чем турборакетный двигатель. Окончательный выбор силовой установки возможен только после детального анализа программы полета, соответствующей определенному заданию.

Турборакетный двигатель должен иметь многоступенчатую турбину, приводящую двухступенчатый компрессор (фиг. 8). Эффективная работа турбины малого веса невозможна без наличия передаточного механизма, создание которого не является серьезной проблемой. Механизм заключен в коробку с двойными стенками. При больших числах M в зазор между стенками подается небольшое количество воды, которая, испаряясь, обеспечивает теплоизоляцию механизма передачи (возможно, с передачей Новикова), охлаждаемого, кроме того, смазочным маслом. Если двигатель работает только в течение короткого времени при разгоне самолета, це-



Фиг. 6. Схема самолета-разгонщика



Фиг. 7. Программа полета самолета-разгонщика

лесообразно использованное горячее масло сжигать в выхлопной трубе. Это не отразится на общем весе топлива и масла, так как теплотворная способность последнего почти такая же, как у керосина. Хороший компромисс между удельным расходом топлива и весом двигателя достигается при степени сжатия в компрессоре, равной 2,3 (статические условия, $H=0$). Такая степень сжатия позволит ограничиться двумя ступенями компрессора.

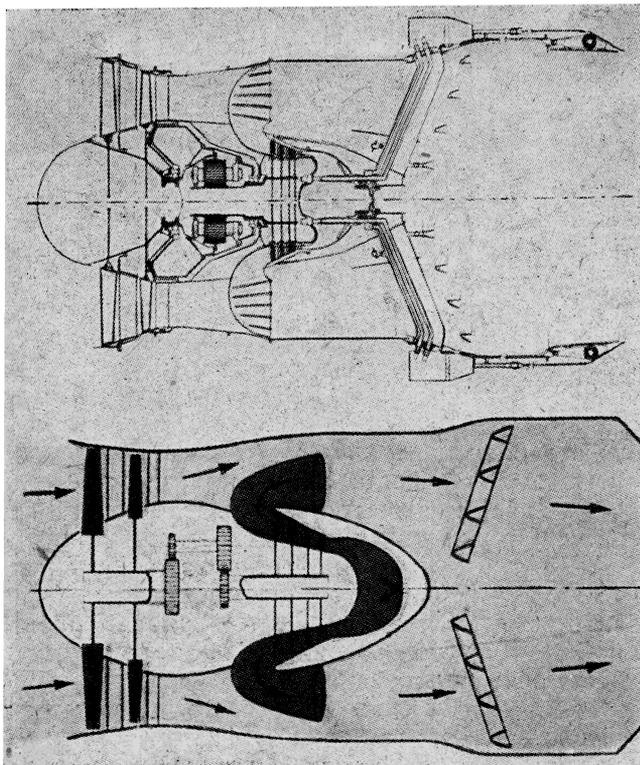
При использовании ВРД важно, чтобы он имел максимальную тягу в околосвуковом диапазоне. При рассматриваемой программе полета, являющейся типичной для самолетов-разгонщиков, минимальная температура воздуха на входе будет наблюдаться на высоте 11 000 м при числе $M=0,9$ и будет равна 252°K . В этих условиях требуется мак-

симальная тяга и необходимо сжигать значительное количество топлива для достижения максимально возможной температуры в выхлопной трубе. На основе опыта использования форсажных камер можно сказать, что эта температура будет соответствовать стехиометрической температуре, достигаемой при сжигании 90% газа в выхлопной трубе. В турборакетном двигателе вследствие подачи топлива и кислорода в камеру сгорания максимальную температуру в выхлопной трубе можно считать равной 2250°K . Эта температура определяет максимальный расход топлива на единицу веса воздуха, поступающего в двигатель.

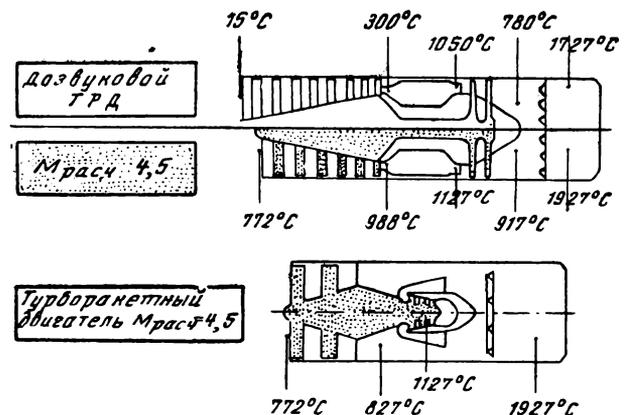
На высотах, меньших 11 000 м, и скорости, меньшей соответствующей числу $M=0,9$, когда температура на входе несколько выше, можно нагреть газ до стехиометрической температуры, вследствие чего температура на выходе из сопла возрастает не больше чем на 40°C . При разгоне до скорости, большей соответствующей числу $M=0,9$, температура на входе будет повышаться, и если сгорание будет стехиометрическим, температура на выходе также возрастет. Возможно, что, располагая современными материалами, нельзя допустить температуру на выходе более 2300°K для турборакетного двигателя, работающего на керосине и кислороде. Это очень близко к температуре, соответствующей стехиометрическому сгоранию, при числе $M=0,9$ на высоте 11 000 м. Таким образом, если температура на входе будет больше, расход топлива на единицу веса «рабочего» газа, поступающего в двигатель, должен быть уменьшен, чтобы температура на выходе оставалась той же. При скорости, соответствующей числу $M=4,5$, расход топлива на единицу веса воздуха будет $\frac{3}{5}$ расхода при стехиометрических условиях.

Для обеспечения удовлетворительных условий работы компрессора при изменяющихся расходе топлива и условиях на входе необходимо регулирование сопла. Площадь сопла должна изменяться в значительных пределах, уменьшаясь вдвое при разгоне самолета от скорости, соответствующей числу $M=1$, до соответствующей числу $M=4,5$ при сохранении постоянной температуры на выходе. Площадь сопла еще более уменьшается при дросселировании двигателя в полете с малой скоростью при возвращении на базу.

С увеличением скорости полета степень сжатия в воздухозаборнике возрастает. Поэтому температура на входе (фиг. 9) также возрастает от -13°C



Фиг. 8. Схема турборакетного двигателя, предложенного фирмой Роллс-Ройс; вверху — конструктивная схема, внизу — принципиальная



Фиг. 9. Типичный температурный режим двигателей различного типа

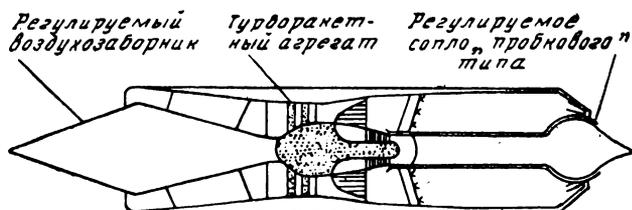
при числе $M=1$ (в стратосфере) до 327°C при числе $M=3$ и до 770°C при числе $M=4,5$. Высокая температура воздуха ставит дополнительные проблемы перед конструктором двигателей. Интересно отметить, что температура воздуха за компрессором двигателя, рассчитанного на число $M=4,5$, такого же порядка, как и температура перед турбиной дозвукового ТРД. Для обеспечения удовлетворительной работы компрессора его ротор и лопатки необходимо изготавливать из никелевых сплавов.

Турборакетный двигатель, рассчитанный на число $M=4,5$, имеет меньшее число ступеней компрессора и меньшую степень сжатия, чем соответствующий ТРД. Это означает меньшее повышение температуры в компрессоре и меньшую температуру за последними ступенями компрессора. Поэтому можно использовать турборакетный двигатель при больших числах M , чем ТРД, изготовленный из тех же материалов, и различие в температурных режимах позволит увеличить предельное число M для титана с 2,5 до 3,5, а для никелевых сплавов — с 4,5 до 4,8. Температура перед турбиной ограничена значениями, основанными на современном опыте эксплуатации реактивных двигателей. Реализация более теплонапряженных режимов зависит в основном от создания новых теплоизоляционных материалов и более совершенной конструкции двигателей.

Большое значение имеют также такие элементы силовой установки, как воздухозаборник и реактивное сопло. Эти элементы не являются характерными только для турборакетного двигателя, — они важны для любого ВРД, рассчитанного на большие числа M полета.

Силовые установки можно подразделить на две основные группы: с двигателями на пилонах и встроенные. На фиг. 10 показан двигатель, рассчитанный на число $M=4,5$ и предназначенный для подвески на пилоне; двигатель заключен в цилиндрический обтекатель и имеет осесимметричные воздухозаборник и сопло. Воздухозаборник с центральным телом полностью регулируемый, для чего поверхность центрального тела составлена из большого числа подвижных элементов («пальцев»). Ввиду высоких рабочих температур для перемещения элементов используются пневмодвигатели и червячные механизмы, а не электрические или гидравлические приводы.

Проходное сечение горловины сопла с нерегулируемым центральным телом изменяется в требуемых пределах с помощью подвижных элементов, образующих кольцевую наружную поверхность сопла. Центральное тело укреплено консольно на опорных стойках форсажной системы двигателя и имеет двойные стенки для изоляции проходящей внутри несущей трубы.



Фиг. 10. Схема турборакетного двигателя (подвеска на пилоне)

Примером встроенной установки может служить силовая установка самолета, показанного на фиг. 6. Лобовая площадь уменьшена путем размещения части двигателя внутри конструкции самолета. Если воздухозаборник двигателя расположен под крылом, то поле давлений крыла позволяет уменьшить площадь захвата потока воздухозаборником. Прямоугольные воздухозаборник и сопло двигателя, изображенные на фиг. 6, имеют приблизительно вдвое большую длину по сравнению с этими элементами у двигателя, подвешиваемого на пилоне. При давлениях и температурах, наблюдающихся в полете с большими числами M , канал прямоугольного сечения имеет приблизительно в полтора раза больший вес, чем круглый канал той же длины.

Еще не ясно, какой тип силовой установки является наилучшим для полета с большой сверхзвуковой скоростью: каждый может обладать особенностями, делающими его применение выгодным в данном конкретном случае. Например, самолет Норт Америкен «Валькирия» имеет гондолу прямоугольного сечения, расположенную под крылом, а самолет Локхид А-11 — осесимметричные гондолы на крыле.

Рассмотренные выше типы двигателей рассчитаны на использование керосина, но могут успешно работать и на других топливах. Большие перспективы для сверхзвуковых двигателей открывает применение в качестве топлива жидкого водорода. Он имеет приблизительно в 2,7 раза большую теплотворную способность, чем керосин, хорошие характеристики горения и большой хладоресурс (при использовании в качестве теплопоглотителя). Однако плотность жидкого водорода относительно мала — всего 0,08 плотности керосина. С точки зрения удельного расхода топлива применение жидкого водорода (по сравнению с керосином) наиболее выгодно для ТРД и ПВРД; для турборакетного и ракетного двигателей выигрыш при переходе на жидкий водород будет несколько меньше, так как некоторая часть общего запаса топлива в этих двигателях приходится на кислород.

Помимо турборакетного двигателя, описанного выше, фирма Роллс-Ройс ведет также исследования турбопрямоточного двигателя, рассчитанного на гиперзвуковую скорость полета. Этот двигатель можно рассматривать как двухконтурный, снабженный устройством для перекрытия воздушного потока через компрессор высокого давления и камеру сгорания. В полете с малой скоростью двигатель работает как обычный ТРД, в котором воздушный поток проходит через компрессоры низкого и высокого давления и канал второго контура. Однако при числе $M=3$, когда сжатие в воздухозаборнике достаточно для осуществления удовлетворительного термодинамического цикла двигателя, компрессор становится ненужным. Поэтому заслонка перепускного канала перекрывается, роторная часть двигателя отключается и двигатель начинает работать как ПВРД с использованием форсажной камеры в качестве камеры сгорания.

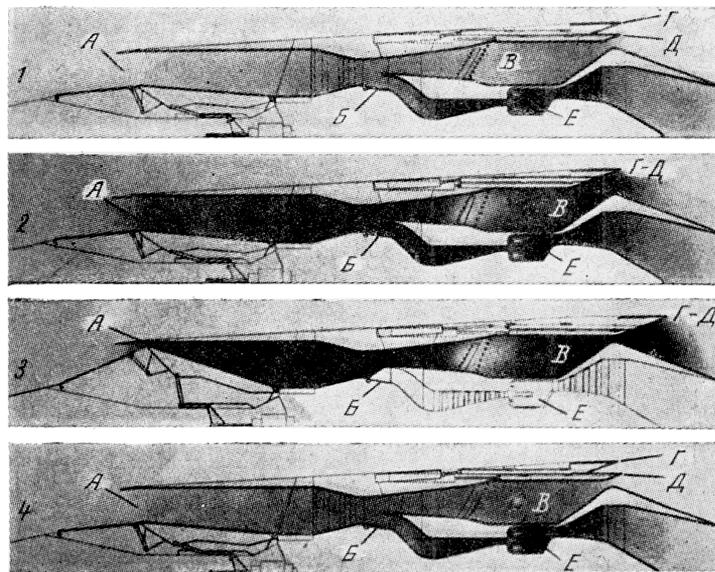
Схема работы гиперзвукового турбопрямоточного двигателя, предложенного фирмой Роллс-Ройс, показана на фиг. 11. Двигатель имеет двухступенчатый компрессор низкого давления, приводимый трехступенчатой турбиной, и шестиступенчатый компрессор высокого давления, приводимый одно-

ступенчатой турбиной. Площадь сечения горловины воздухозаборника регулируется с помощью передвижного клина; площадь горловины сопла регулируется с помощью двух убирающихся колец.

На режиме взлета (фиг. 11—1) горловина воздухозаборника *A* имеет максимальное проходное сечение, ротор высокого давления работает с максимальным числом оборотов, перепускные заслонки *B* открыты, камера сгорания *E* работает, наружное регулировочное кольцо сопла *Г* убрано, внутреннее кольцо *Д* частично выдвинуто для обеспечения проходного сечения, соответствующего малой степени форсажа. После взлета на этапе дозвукового набора высоты положение воздухозаборника и заслонок не изменяется, ротор высокого давления работает по-прежнему, но площадь сечения сопла постепенно увеличивается путем убирания внутреннего кольца по мере повышения температуры в форсажной камере.

На этапе разгона в околозвуковом диапазоне (фиг. 11—2) воздухозаборник, перепускные заслонки и ротор высокого давления работают, как указано на фиг. 11—1. Форсажная камера *B* включена, оба регулировочных кольца сопла полностью убраны так, что горловина имеет максимальное проходное сечение. В процессе сверхзвукового набора высоты проходное сечение горловины воздухозаборника постепенно уменьшается с возрастанием числа *M* полета. При числе $M=3$ ротор высокого давления отключается путем прекращения подачи топлива в камеру сгорания и перепускные заслонки закрываются. При больших числах *M* компрессор низкого давления авторотирует, весь воздух проходит через форсажную камеру, двигатель работает как ПВРД; оба регулировочных кольца сопла выдвинуты для уменьшения проходного сечения в соответствии с изменением числа *M*.

При достижении числа $M=5$ (фиг. 11—3) горловина воздухозаборника имеет минимальное сече-



1—на режиме взлета; 2—на этапе разгона в околозвуковом диапазоне; 3—в полете со скоростью, соответствующей числу $M=5$; 4—на режимах дозвукового крейсерского полета и ожидания посадки

Фиг. 11. Схема работы турбопрямоточного двигателя

ние, заслонки закрыты, форсажная камера работает на максимальном режиме, регулировочные кольца полностью выдвинуты, сечение горловины сопла минимальное. На режимах дозвукового крейсерского полета и ожидания посадки сечение горловины воздухозаборника максимальное, заслонки открыты, расход топлива отрегулирован так, что двигатель работает как обычный двухконтурный ТРД с выключенной форсажной камерой. Наружное кольцо сопла убрано, внутреннее — установлено в положение, обеспечивающее требуемую площадь проходного сечения сопла.

Flight № 2903;
Interavia Review, I, 1965.

ХРОНИКА

Руководитель федерального агентства авиации США заявил, что если программа разработки сверхзвукового гражданского самолета, рассчитанная на 18 месяцев, завершится успешно и будет начата постройка опытного самолета, летные испытания можно будет начать в 1969—1970 гг., а удостоверение о годности самолета к эксплуатации можно будет выдать в 1974 г. или ранее. Такая программа обеспечит к моменту выдачи удостоверения испытания самолета в течение семи—восьми лет, включая 1500 час летных испытаний.

Учитывая рост заказов американских компаний авиалиний на новые гражданские реактивные самолеты и предсказываемое ассоциацией воздушного транспорта увеличение к 1975 г. объема воздушного движения вдвое, руководитель FAA предполагает, что всего будет построено 400—800 сверхзвуковых гражданских самолетов, что обеспечит занятость в производстве 50 000 человек в течение 20 лет. Стоимость самолета будет 20 млн. долларов.

Введение в эксплуатацию сверхзвукового гражданского самолета потребует коренного усовершенствования авиационной метеослужбы. В связи с тем, что самолеты будут летать на высотах 20 000—23 000 м, потребуется непрерывное наблюдение за состоянием атмосферы на высоте около 30 000 м по всему земному шару. Расширенное наблюдение за погодой, которое предполагается осуществлять с помощью системы спутников «Тирос», позволит следить за направлением ветров на высотах до 30 000 м, а также за колебаниями температуры и плотности атмосферы, влияющими на тягу силовой установки и расход топлива. К началу эксплуатации сверхзвукового гражданского самолета необходимо установить службу предсказания солнечных вспышек.

Interavia № 5890.

Фирмы Боинг и Мартин вышли победителями конкурса ВВС США на предварительные исследования управляемого снаряда SRAM (Short Range Attack Missiles). Обе фирмы получают контракты стоимостью по 2,75 млн. долларов. Если будет принято решение о разработке снаряда, фирмы должны будут представить дальнейшие предложения, и в конце лета 1966 г. одной из этих фирм будет выдан заказ.

На этапе предварительных исследований ВВС намеряют проверить расчеты конструкции и технологии, а также разработать план программы разработки и руководства программой.

Снаряд SRAM, предназначенный для вооружения самолета F-111 и последних модификаций самолета B-52, будет иметь ядерный заряд.

Missiles and Rockets, 8/XI 1965.

Согласно выступлению директора центра NASA им. Маршалла фон Брауна на международном симпозиуме по космической электронике, состоявшемся в октябре 1965 г., в ближайшие 10—15 лет понадобятся транспортные системы многократного применения для полетов на геоцентрические орбиты. Возможно, что на первой ступени будет установлен ПВРД со сверхзвуковым сгоранием, а на второй — ЖРД.

Такая транспортная система будет способна возвращаться на Землю с использованием подъемной силы.

Он подчеркнул значение многократного использования носителей для повышения их эффективности с точки зрения стоимости. Исследования показывают, что расходы на разработку системы многократного применения, могущей вывести на орбиту ~4,5 т груза и 10 пассажиров, составят 1 млрд. долларов. Если эта система будет рассчитана на применение

один раз в неделю и на 50—100 полетов, то стоимость вывода на орбиту одного килограмма нагрузки будет меньше 110 долларов.

Фон Браун заявил, что исследовались две системы. Во второй системе на первой ступени предусматривается ядерная силовая установка, на второй — ЖРД.

Missiles and Rockets, 8/XI 1965.

* * *

Самолет «Супер VC.10» в ноябре 1965 г. в Лондонском аэропорту совершил полностью автоматическую посадку. Средства автоматического парирования сноса и выключения тяги не были включены, но при незначительном сносе было решено попытаться совершить посадку, и она была осуществлена очень плавно.

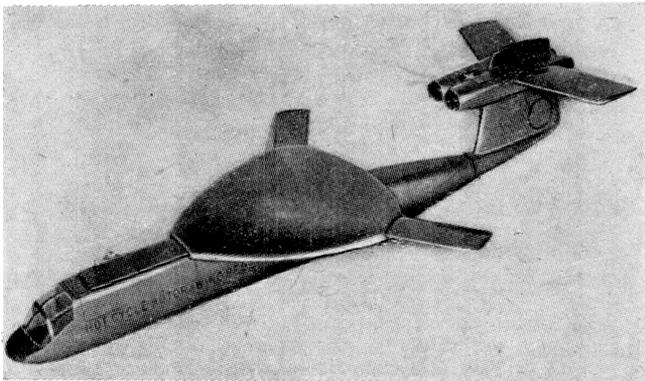
Во время посадки дросселирование двигателей осуществлялось вручную, хотя на самолете имеется автоматическая система управления двигателями. На самолетах VC.10 и «Супер VC.10» установлен двояный автопилот фирмы Эллиот со средствами самоконтроля, который является единственным эксплуатируемым устройством такого типа, сохраняющим полную номинальную точность после любого одного отказа.

Компания авиалиний ВОАС намечала установить на всех самолетах VC.10 системы автоматической посадки к 1966 г.

Aeroplane № 2823.

* * *

Армия США выдала фирмам Белл, Хьюз и Локхид заказы стоимостью 297 тыс. долларов на проведение проектных исследований экспериментального комбинированного винтокрылого аппарата. Фирма Хьюз ведет разработку многоцелевого транспортного аппарата. В конструкции аппарата будет использован трехлопастный несущий винт с реактивным компрессорным приводом, имеющий втулку с большим обтекателем треугольной формы в плане. Такая схема несущего винта получила название «винт—крыло».



При вертикальном взлете схема «винт—крыло» работает как несущий винт. Когда аппарат достигнет скорости 240 км/час, винт останавливается и фиксируется в положении, при котором одна из лопастей укладывается вдоль верхней передней части фюзеляжа. Втулка и две другие лопасти образуют треугольное крыло, обладающее небольшим вредным сопротивлением и обеспечивающее полет со скоростью около 645 км/час. Силовая установка аппарата состоит из двух ТРД Дженерал Электрик GE 1/J1, установленных на хвостовой оперении. При вертикальном взлете газы от ТРД направляются к реактивным соплам на концах лопастей.

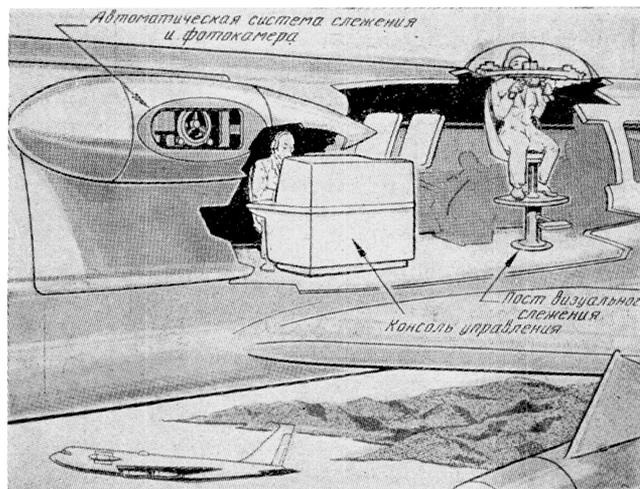
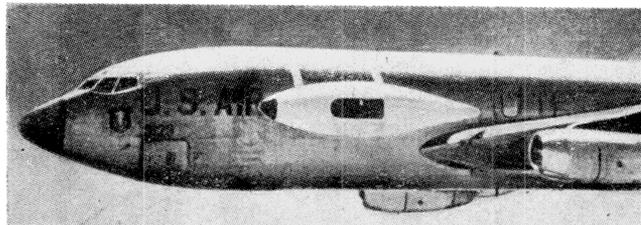
Характеристика аппарата Хьюз

Длина	32,3 м
Диаметр несущего винта	21,33 м
Размах «крыла» при остановленном винте	19,2 м
Высота	6,4 м
Вес пустого аппарата	5840 кг
Взлетный вес	12882 м

Interavia № 5889.

* * *

Фирма Нортроп разработала бортовую оптическую систему слежения ALOTS (Airborne Lightweight Optics Tracking System). Опубликованы фотография и схема системы, установленной в подвесной gondole у борта фюзеляжа модифицированного самолета-заправщика Боинг KC-135A. На верхней



поверхности фюзеляжа в фонаре размещен пост визуального слежения за целью на первых этапах захвата. Система с высокой разрешающей способностью, работающая на высоте 12 000 м и обеспечивающая точное фотографирование цели, будет применяться на восточном испытательном полигоне (шт. Флорида) для регистрации полета снарядов.

Interavia № 5885.

* * *

В результате столкновения самолетов Локхид «Констеллейшн» авиакомпании Истерн Эрлайнз и Боинг 707, происшедшем 5 декабря 1965 г. над Нью-Йорком на высоте 3000 м, погибло только четыре человека из 112 пассажиров и членов экипажа, находившихся на двух самолетах. При заходе на посадку на аэропорт Кеннеди при сплошной облачности левое полукрыло самолета Боинг 707 ударило по хвостовой части самолета «Констеллейшн». Самолет Боинг 707 совершил посадку без затруднений, а самолет «Констеллейшн» при посадке разломился на две части и загорелся. Четыре пассажира погибли, остальным удалось покинуть самолет.

Interavia № 5891.

