

# АВИАСТРОЕНИЕ

## ЭКСПРЕСС-ИНФОРМАЦИЯ

Научный редактор к.т.н. А.М. Шевченко

Издается с 1964 г.

№ 46

Выходит 48 раз в год

Москва 1990

---

Реферат 281

### СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.73.036

#### 281. ТУРБОПРЯМОТОЧНЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Propulsion system integration for Mach 4 to 6 vehicles. Salem A. Victor,  
Andreas Mark. "AIAA Pap.", 1988, № 3239, 1-19

Освоение больших сверхзвуковых скоростей полета в атмосфере аппаратами различного назначения, благодаря последним достижениям науки и технологии, стоит в настоящее время на пороге практической реализации. Создание эффективных силовых установок (СУ) гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) начинает выходить из стадии поисковых научных исследований. При выборе типа СУ ГЛА все большее значение приобретают вопросы конструктивной и аэродинамической интеграции двигателя и летательного аппарата (ЛА), в ряде случаев определяющие оптимальные типы и параметры двигателей на всех участках траектории ГЛА. В двигателях, рассчитываемых на работу в широком диапазоне скоростей полета, следует сочетать высокую термодинамическую эффективность, свойственную турбореактивным двигателям (ТРД) в диапазоне чисел  $M$  от 0 до 3,5 с удовлетворительными удельными параметрами прямооточных воздушных реактивных двигателей (ПВРД) при  $M > 3,5$ . Этим условиям удовлетворяют комбинированные турбопрямоточные двигатели (АТР), сочетающие в одном агрегате элементы ТРД и ПВРД, эффективно работающие в достаточно широком диапазоне чисел  $M$  (от 0 до 4-6). Вследствие того, что АТР любого типа в едином агрегате соче-

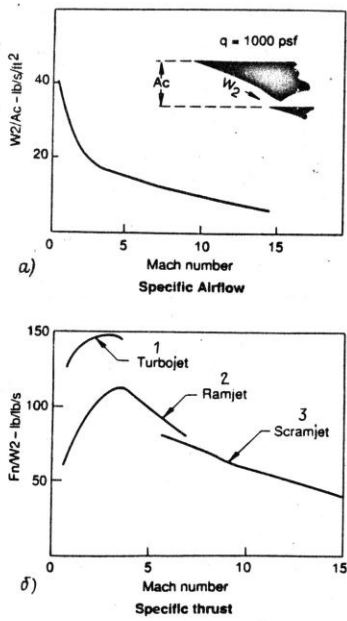


Рис. 1

тают свойства ТРД и ПВРД, они могут рассматриваться как естественные и вероятные комбинированные двигатели ГЛА ближайшего будущего. В предлагаемой статье представлены некоторые материалы, посвященные исследованиям турбодвигательных силовых установок для перспективных ГЛА, которые проводились в лабораториях фирмы и научно-исследовательского центра ВВС AF AI-FIMM на авиабазе Райт-Паттерсон. Влияние больших чисел Мп и высоты на параметры СУ в крейсерском режиме полета. Возрастание скорости полета приводит к интенсивному росту температуры торможения и давления набегающего потока. Вследствие этого для поддержания в пределах допустимых ограничений аэродинамического нагрева, давления в камере сгорания (КС) и скоростного напора ( $q$ ) требуется увеличение высоты полета. Скоростной напор

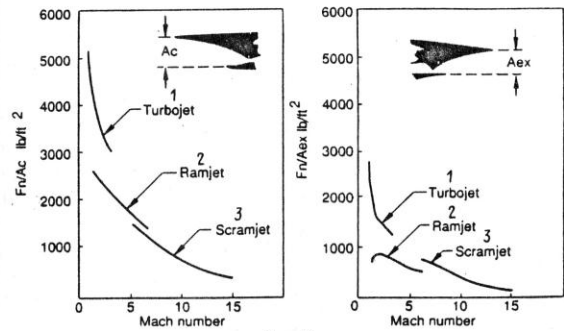


Рис. 2

при типичной траектории набора высоты ГЛА составляет  $q = 47,9$  кПа. Увеличение скорости и высоты полета влечет за собой также увеличение удельного расхода воздуха через воздухозаборник (ВЗ). На рис. 1 представлены характеристики удельного расхода воздуха [ $\times 4,8$  кг/с/м<sup>2</sup>] через ВЗ (а) при  $q = 47,9$  кПа и удельной тяги [ $\times 9,8$  Н/кг/с]. ТРД, ПВРД и ПВРД со сверхзвуковым горением (б) в зависимости от Мп, где обозначено: Ас - площадь входа ВЗ [ $\times 0,0929$  м<sup>2</sup>]; W<sub>2</sub> - расход воздуха через ВЗ [ $\times 0,454$  кг/с]; 1 - ТРД; 2 - ПВРД; 3 - ПВРД со сверхзвуковым горением.

Из представленных графиков видно, что с увеличением Мп от 0 до 3 удельный расход воздуха через ВЗ при  $q = 47,9$  кПа, резко падает. При дальнейшем увеличении Мп падение удельного расхода воздуха принимает более умеренный характер. При Мп = 3 удельная тяга ПВРД примерно на 30% меньше, чем у ТРД и увеличивается при Мп  $\geq 4$ . При Мп = 6 удельная тяга ПВРД составляет примерно 50% удельной тяги ТРД при их максимальном Мп.

На рис. 2 представлены графики зависимости отношений располагаемой тяги к площади входа ВЗ ( $F_v/A_c$  [ $\times 48$  Н/м<sup>2</sup>]) и располагаемой тяги к эффективной площади выходного сечения сопла ( $F_v/A_{ex}$ ) [ $\times 48$  Н/м<sup>2</sup>] от числа Мп для ТРД, ПВРД и ПВРД со сверхзвуковым горением, где обозначено: 1 - ТРД; 2 - ПВРД; 3 - ПВРД со сверхзвуковым горением; Ас - площадь входа ВЗ [ $\times 0,0929$  м<sup>2</sup>]; А<sub>ex</sub> - эффективная площадь выходного сечения сопла [ $\times 0,0929$  м<sup>2</sup>].

Отношение  $F_v/A_c$  для ТРД уменьшается от 239,5 кН/м<sup>2</sup> (при Мп = 1) до 143,7 кН/м<sup>2</sup> (при Мп = 3). Для ПВРД этот параметр еще больше уменьшается, до 100,59 кН/м<sup>2</sup> (при Мп = 3) и 71,85 кН/м<sup>2</sup> (при Мп = 6). Значения отношения  $F_v/A_{ex}$  при тех же числах Мп примерно в два раза меньше значений  $F_v/A_c$  для ТРД, ПВРД и ПВРД

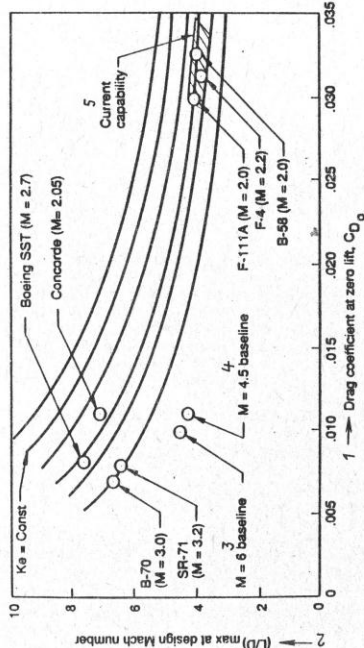


Рис. 3

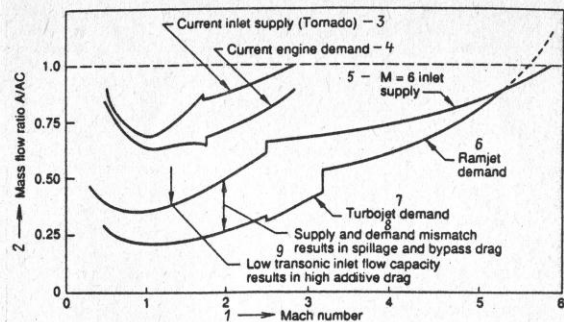


Рис. 4

со сверхзвуковым горением, что указывает на тенденцию  $A_{ex}$  к увеличению в два раза по сравнению с  $A_c$  при адекватном расширении потока. Графики зависимости  $F_v/A_c = f(M_p)$  и  $F_v/A_{ex} = f(M_p)$  указывают на то, что для одинаковой располагаемой тяги размеры ВЗ и сопла СУ ГЛА будут примерно в два раза больше, чем у современных сверхзвуковых самолетов с Мп = 2,5. Располагаемая тяга при данной массе ГЛА является функцией его аэродинамического качества, а избыток располагаемой тяги необходим для обеспечения требуемой скороподъемности и маневренности.

На рис. 3 представлены сравнительные характеристики аэродинамического качества ( $L/D$ ) двух исследуемых ГЛА и некоторых современных сверхзвуковых ЛА (СЛА), где обозначено: 1 - коэффициент лобового сопротивления ЛА при нулевой подъемной силе; 2 - максимальное значение аэродинамического качества при расчетных числах Мп; 3 - расчетная точка, соответствующая ГЛА с Мп = 6; 4 - расчетная точка, соответствующая ГЛА с Мп = 4; 5 - возможности современных СЛА.

Из графиков видно, что значения  $L/D$  для рассматриваемых ЛА сопоставимы. В связи с этим ожидается, что для сравниваемых значений избытка тяги размеры ВЗ и сопла ГЛА на крейсерском режиме полета будут в два раза больше, чем у СЛА с Мп = 2,5. Это представляет проблему для ГЛА на разгонном участке полета, где требуемый расход воздуха сопоставим с требуемым расходом воздуха современных ТРДД, а располагаемый расход воздуха через ВЗ может быть в два раза больше. При этом может также наблюдаться некоторое недорасширение сопла.

На рис. 4 представлены сравнительные характеристики располагаемого (для обычных плоских ВЗ) и требуемого расходов воздуха для АТР тандемной схемы (с раздельным функционированием контуров ТРД и

ПВРД) при  $M = 6$  и для ТРДД с малой степенью двухконтурности при  $M = 2,5$ , где обозначено: 1 - число Маха; 2 - относительный массовый расход; 3 - располагаемый расход воздуха через ВЗ существующего типа (истребитель-бомбардировщик Tomcat); 4 - требуемый расход воздуха для существующих двигателей; 5 - располагаемый расход воздуха через гиперзвуковой ВЗ ( $M = 6$ ); 6 - требуемый расход воздуха для ПВРД; 7 - требуемый расход воздуха для ТРД; 8 - внешнее сопротивление, вызванное перепуском и перетеканием части воздушного потока через кромку ВЗ, вследствие рассогласования требуемого и располагаемого расходов воздуха; 9 - высокое дополнительное сопротивление, вызванное малой пропускной способностью ВЗ при полете на высоких дозвуковых скоростях.

Геометрические параметры ВЗ для исследуемых ГЛА выбирались с учетом требуемой тяги, обеспечивающей  $M = 6$ . Требуемый расход воздуха через контур ПВРД выбирался меньше его максимального значения при  $M = 5$ . Из представленных характеристик видно, что АТР, обеспечивающие ГЛА  $M = 6$ , обладают большим, по сравнению с силовыми установками СЛА, дополнительным внешним сопротивлением, а также большим рассогласованием располагаемого и требуемого расходов воздуха, что приводит, в свою очередь, к большему внешнему сопротивлению, вызванному перепуском и перетеканием части воздушного потока через кромку ВЗ, при функционировании на нерасчетных режимах. В связи с этим следует отметить, что тщательно подобранные геометрические параметры ВЗ и сопла АТР позволяют снизить до минимума дополнительное внешнее сопротивление в момент переключения контура ТРД на ПВРД, и наоборот.

На рис. 5 представлены сравнительные диаграммы составляющих коэффициента лобового сопротивления ВЗ для АТР тандемной схемы ( $M = 6$ ) (а) и существующих ТРДФ ( $M = 2,4$ ) (б), где обозначено: 1 - число Маха; 2 - коэффициент лобового сопротивления ВЗ; 3 - сопротивление, вызванное перетеканием части воздушного потока через кромку ВЗ; 4 - сопротивление, вызванное перетеканием части воздушного потока из ВЗ в набегающий поток; 5 - сопротивление, вызванное перепуском воздуха через внешний контур АТР; 6 - дополнительное сопротивление; 7 - габаритные размеры ТРД и ПВРД, выбраны с учетом минимальной требуемой тяги; 8 - короткий перепускной тракт.

Из представленных диаграмм видно, что у АТР с  $M = 6$  коэффициенты лобового сопротивления на нерасчетных режимах работы выше. Как указывалось ранее, с увеличением  $M$  необходимо увеличивать  $A_{ex}$ . С увеличением  $M$  степень сжатия, вызванная скоростным напором, быстро увеличивается, и в результате значительно возрастает относительный перепад давления на сопле ( $NPR = 660$  при  $M = 6$ ).

На рис. 6 представлены сравнительные характеристики зависимости степени расширения сопла от числа Маха для ТРД и ПВРД, где обозначено: 1 - число Маха; 2 - степень расширения сопла; 3 - ТРД; 4 - ПВРД.

Из рис. 6 видно, что достижение полного расширения потока в выходной части сопла осуществимо при соотношении площади выходного сечения полностью раскрытого сопла к площади критического сечения

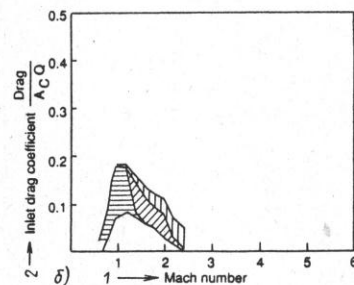
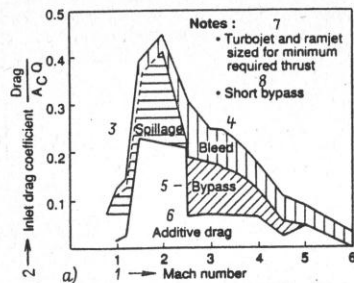


Рис. 5

полностью раскрытого сопла к площади критического сечения сопла как 40:1. При этом, в наиболее благоприятном случае площадь критического сечения сопла ( $A_{thr}$ ) уменьшается с такой скоростью, что диапазон изменения  $A_{ex}$  становится значительно меньше диапазона изменения  $M$ .

На рис. 7 представлены графики зависимости относительной площади выходного сечения сопла от  $M$ , где обозначено: 1 - число Маха; 2 - относительная площадь выходного сечения сопла; 3 - перспективный ТРДД с  $M = 2,5$  (степень двухконтурности  $BPR = 0,3$ ); 4 - ТРДД

8141 А 46

7

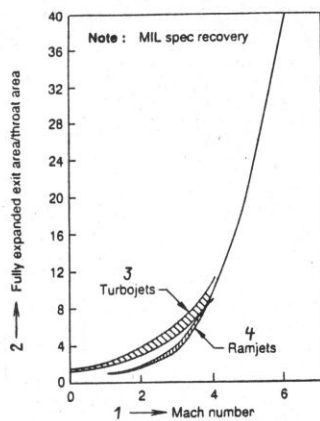


Рис. 6

F110 (степень двухконтурности  $BPR = 0,7$ ); 5 - АТР с  $M = 6$ ; 6 - ТРД + ПВРД; 7 - ТРД. Габаритные размеры ТРД и ПВРД выбраны из условия обеспечения минимальной требуемой тяги; максимальная площадь выходного сечения сопла ограничена значением лобового сопротивления на больших дозвуковых скоростях.

При умеренном влиянии  $A_{thr}$  отношение  $A_{ex,max}/A_{ex,min}$  составляет приблизительно 6:1 для АТР с максимальной тягой и  $M = 6$ . Для перспективных ТРДД с  $M = 2,5$  и  $BPR = 0,3$  это соотношение составляет 1,8:1 а для современных ТРДФ (типа F110) на форсажном режиме это соотношение составляет 1,2:1. Таким образом, гиперзвуковые сопла обладают значительно большей конвергенцией на разгонных режимах и при максимальной тяге, чем сопла современных ТРДД. На рис. 8 представлены графики зависимости коэффициента волнового сопротивления конической хвостовой части сопла от относительной эффективной площади выходного сечения сопла ( $A_{ex}/A_{ex,max}$ ) и  $M$ , где обозначено: 1 - число Маха; 2 - коэффициент волнового сопротивления конической суживающейся хвостовой части сопла; 3 - максимальная площадь и диаметр выходного сечения сопла; L - длина суживающейся части сопла;  $A_9$  - эффективная площадь выходного сечения сопла;  $L/D_{max}$  - относительная конусность суживающейся хвостовой части сопла;  $A_9/A_{max}$  - относительная эффективная площадь выходного сечения сопла.

8

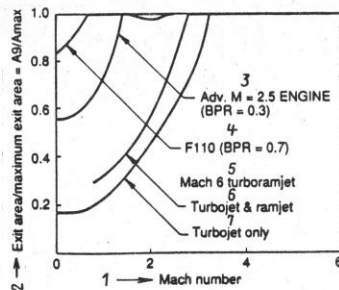


Рис. 7

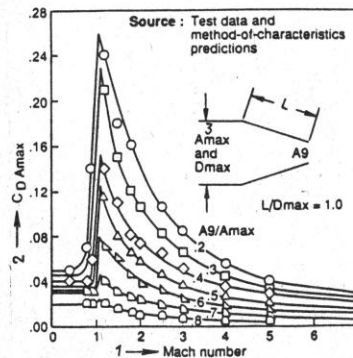


Рис. 8

При  $M = 1,5$  гиперзвуковое сопло могло бы функционировать с относительной эффективной площадью выходного сечения сопла, равной 0,3, и коэффициентом волнового сопротивления 0,15. На таком же режиме полета сопло ТРДД F110 на форсажном режиме было бы широко раскрыто и волновое сопротивление при этом приблизительно равнялось бы нулю. Вследствие этого при выборе сопла АТР, как правило, отда-

8141 А 46 3

9

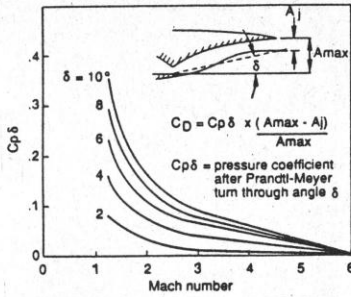


Рис. 9

ся предпочтение соплу смешанного расширения, так как для обеспечения больших чисел  $M_1$  ГЛА требуется большая поверхность расширения. На рис. 9 представлены графики зависимости коэффициента сжатия после расширения потока Прандтля-Мейера от угла  $\delta$  и  $M_1$  для плоских сопел с внешним расширением потока, где обозначено:  $C_{p\delta}$  — коэффициент сжатия воздушного потока;  $C_D$  — степень торможения воздушного потока как произведение коэффициента сжатия на относительную площадь поверхности расширения.

В идеальном случае поверхность расширения формируется так, что при расчетном перепаде давлений поток продуктов сгорания истекает параллельно оси сопла и расширяется точно до давления окружающей среды. При небольших скоростях полета, вследствие незначительного скоростного напора, площадь сечения струи газов меньше площади сечения расширения потока. Поэтому распределение давления по поверхности расширения изменяется вследствие истечения продуктов сгорания и влияния внешнего потока. В этом случае потери тяги и сопротивление сопла невозможно отличить друг от друга, и поэтому их произвольно объединили в нерасчетный коэффициент сопротивления сопла. Метод определения таких нерасчетных коэффициентов проиллюстрирован на рис. 9. Коэффициент сопротивления, определенный как тяга минус сила сопротивления сопла (СТМДН), меньше тяги такого сопла, которое допускает полное расширение при более высоком перепаде давления на сопле.

Данные, представленные на рис. 9, являются эмпирической корреляцией нескольких аналитических решений, полученных с помощью программы метода характеристик. Программа сначала использовалась для определения расширения струи продуктов сгорания и набегающего потока вдоль поверхности расширения, а также для определения тяги при фактическом значении площади выходного сечения сопла и интеграла давле-

10

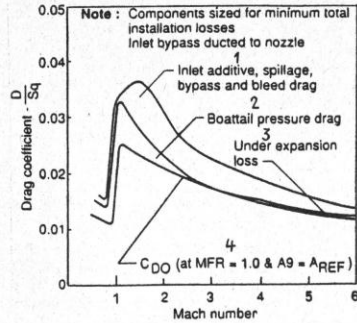


Рис. 10

ния по поверхности внешнего расширения. Следует отметить, что СТМДН может также быть получен интегрированием потерек струи продуктов сгорания, с учетом задней кромки поверхности расширения и по разделительной линии тока к фактическому срезу сопла. Кроме того, было обнаружено, что реактивная струя почти полностью расширяется по задней кромке поверхности расширения и истекает почти по касательной к местному углу поверхности расширения  $\delta$ . Это подтвердило более раннее предположение, что силы, воздействующие на сопло, могут быть аппроксимированы определением тяги при условии полного расширения истекающих продуктов сгорания и площади поперечного сечения реактивной струи в конце поверхности расширения. Зона повышенного давления определяется по прямой линии от фактического среза сопла до основания расширенной реактивной струи в конце поверхности расширения. Давление в этой зоне вычисляется при помощи простого расширения внешнего потока Прандтля — Мейера в выходной части сопла.

Как упоминалось выше, коэффициенты сопротивления ВЗ и сопла гиперзвуковых СУ, на разгонных режимах полета, значительно выше, чем у современных сверхзвуковых силовых установок. Это связано с более высокими значениями проходных сечений ВЗ и сопла. В результате увеличения коэффициентов сопротивления ВЗ и сопла происходит значительное повышение индуктивного сопротивления гиперзвуковой СУ на режимах разгона и набора высоты. При сопоставимых значениях  $L/D$  ГЛА и СЛА значения индуктивного сопротивления гиперзвуковой СУ значительно выше, чем у сверхзвуковой СУ при максимальной тяге и составляет большую часть полного сопротивления. На рис. 10 представлены графики зависимости коэффициента лобового сопротивления планера при нулевой подъемной силе от числа  $M_1$  с учетом потерь в газозвуковом тракте

8141 А 46

11

СУ, где обозначено: 1 — дополнительное сопротивление ВЗ, сопротивление, вызванное перетеканием части воздушного потока через кромку ВЗ, перепуском и отводом части воздушного потока из тракта ВЗ; 2 — сопротивление давления суживающейся хвостовой части; 3 — потери, вызванные расширением потока; 4 — коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе (при относительном массовом расходе воздуха через ВЗ  $MFR = 1,0$  и эффективной площади выходного сечения сопла  $A_9$ , равной условной площади  $A_{REF}$ , соответствующей коэффициенту лобового сопротивления).

Следует отметить, что элементы газозвукового тракта выбрались из условия минимального значения полных потерь при перепуске воздушного потока от ВЗ до сопла. Увеличение лобового сопротивления планера и СУ может быть снижено путем уменьшения  $A_{ex\max}$ . Это снижает как расчетную эффективную площадь выходного сечения сопла, так и сжатие потока при более низких скоростях полета, но приводит к потерям, вызванным недоразвитием сопла при больших числах  $M_1$ . Давление на срезу сопла или волновое сопротивление могут быть снижены путем удлинения сопла. Однако при этом возрастает масса СУ и сопротивление трения.

Высокие потери СУ на больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, зависящие от габаритных параметров контура ТРД, газозвукового тракта и КС ПБРД, приводят к повышению удельного расхода топлива. У ГЛА количество топлива, потребляемого СУ на режимах разгона и набора высоты, составляет значительную часть от общего запаса топлива на борту. В табл. 1 представлены значения количества топлива, потребляемого современными и перспективными СЛА, а также ГЛА на различных режимах полета.

Из табл. 1 видно, что несмотря на значительно больший радиус действия ГЛА, количество потребляемого ими топлива на режимах разгона и набора высоты такое же или несколько выше, чем у современных ЛА. Поэтому снижение удельного расхода топлива в режиме набора высоты может в значительной степени способствовать увеличению дальности полета.

Изменение тяговых характеристик АТР при высотном маневрировании ГЛА. Как уже указывалось ранее, лобовое сопротивление ВЗ зависит от площади входа, которая определяет требование к тяге для обеспечения максимального  $M_1$ . Для выполнения разведывательных полетов с  $M_1 = 6$  на крейсерском режиме, ГЛА необходимо выполнять установившийся разворот с перегрузкой 2,5 g. Оптимальная высота выполнения установившегося разворота на крейсерском режиме полета будет составлять примерно 30 500 м при коэффициенте подъемной силы, равном 0,088. На рис. 11 представлены кривые сопротивления и графики зависимости коэффициента подъемной силы ( $C_L$ ) от коэффициента лобового сопротивления ( $C_D$ ) на крейсерском режиме полета и при маневрировании на высоте 30 500 м и 27 450 м, а также кривые зависимости  $F_n/A_c$  [ $\times 48 \text{ Н/м}^2$ ] от высоты полета [ $\times 305 \text{ м}$ ], где обозначено: 1 — крейсерский полет на высоте 30 500 м; 2 — маневрирование с перегрузкой 2,5 g; 3 — крейсерский полет с  $M_1 = 6$ ; К — вы-

12

Таблица 1

Тип ГЛА	F-15A	F-111A/E	Перспективный астробомбардировщик	Гиперзвуковой перехватчик	Гиперзвуковой разведчик	Потребляемое количество топлива, %		
						1	2	
Крейсерское число $M_1$	0,75	0,75	2,5	4,5	6			
Радиус действия, км	1082	1710	1710	4770	4050			
Масса полезной нагрузки, кг	917	1362	1362	1362	1362			
							Потребляемое количество топлива, %	
Взлет	1	1	1	1	2	2		
Набор высоты и разгон (режим работы СУ)	11,2 (норм. тяга)	31,1 (макс. форсаж)	18,2 (макс. форсаж)	47,70 (макс. тяга)	39 (макс. тяга)			
Крейсерский полет по цели и обратно	86,8	66,9	79,8	64	67			
Посадка	1	1	1	3	2			

8141 А 46

4

13

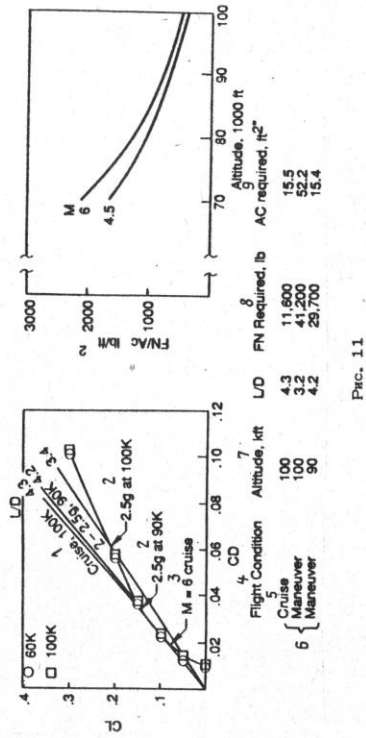


Рис. 11

сота полета [x 805 м]; 4 – режимы полета; 5 – крейсерский режим; 6 – маневрирование; 7 – высота полета [305 м]; 8 – требуемая тяга [4,45 кН]; 9 – требуемая площадь входа ВЗ [x 0,09 м<sup>2</sup>]; \* – для одно- и двухдвигательной СУ без учета угла атаки.

При вальной тяге 51,62 кН в крейсерском режиме полета площадь входа ВЗ должна быть  $A_c = 1,442 \text{ м}^2$ , а коэффициент лобового сопротивления составляет при этом  $C_D = 0,019$ . Маневрирование с перегрузкой 2,5 g на высоте 30 500 м может быть осуществлено при  $C_L = 0,22$  и  $C_D = 0,064$ . Не учитывая влияние угла атаки  $\alpha$  на удельный расход воздуха через ВЗ, площадь входа следовало бы увеличить почти в 3,37 раза, т.е. до 4,859 м<sup>2</sup>. Тем не менее в случае снижения ГЛА во время маневрирования до высоты 27 450 м увеличение располагаемой тяги на единицу площади  $A_c$  почти эквивалентно увеличению потребной тяги при маневрировании на высоте 27 450 м. Таким образом, в данном случае увеличение  $A_c$  не является необходимым условием обеспечения требуемой тяги. При использовании гиперзвуковых ВЗ на крейсерских режимах полета не обязательно осуществлять отвод или перепуск избытка воздуха, так как тяга ПВРД, при постоянном расходе воздуха, может регулироваться путем изменения расхода топлива в КС. Следует отметить, что завышенные требования к маневренности ГЛА на больших высотах могут привести к большим аэродинамическим потерям ГЛА, что, в свою очередь, приведет к необходимости увеличения избыточной тяги для маневрирования и соответственно массы СУ вследствие увеличения проходных сечений контура ПВРД.

**Интеграция элементов гиперзвуковой силовой установки.** Гиперзвуковые силовые установки (ГСУ) состоят из ВЗ, ТРД, газозвонного тракта ПВРД, КС ПВРД и сопла. Эти элементы ГСУ должны согласовываться друг с другом по расходу воздуха и соизмеряться таким образом, чтобы турбопрямоточная СУ АТР могла бы эффективно функционировать на всех режимах полета ГЛА. На рис. 12 проиллюстрирован выбор основных параметров элементов ГСУ, где обозначено: I/A<sub>c</sub> – относительный расход воздуха через ВЗ; I – располагаемый расход воздуха через ВЗ; II – расход воздуха через ТРД и функционирующий ПВРД; III – расход воздуха через ТРД и неработающий ПВРД; IV – расход воздуха через ПВРД, ограниченный располагаемым расходом воздуха через ВЗ; V – точка выбора основных параметров ВЗ; VI – отвод воздуха из ВЗ; VII – требуемые параметры ПВРД; 1 – масштабирование габаритов двигателя разработчиком и программирование требуемого расхода воздуха; 2 – масштабирование параметров с учетом требований по тяге; 3 – так же, как в предыдущем случае, функционирование при максимальном программируемом расходе воздуха; 4 – так же, как и в предыдущем случае, масштабирование с целью исключения перепуска воздуха; VIII – точка выбора основных параметров ПВРД; IX – требуемые параметры ТРД; X – точка выбора основных параметров ТРД.

При определении основных параметров было принято допущение, что тяга и расход воздуха соответствуют каждому элементу АТР в масштабной форме. На первом этапе выбирались точки потенциального выбора размеров элементов АТР. Как уже упоминалось ранее, площадь входа ВЗ  $A_c$  выбирается в зависимости от величины требуемой тяги при макс-

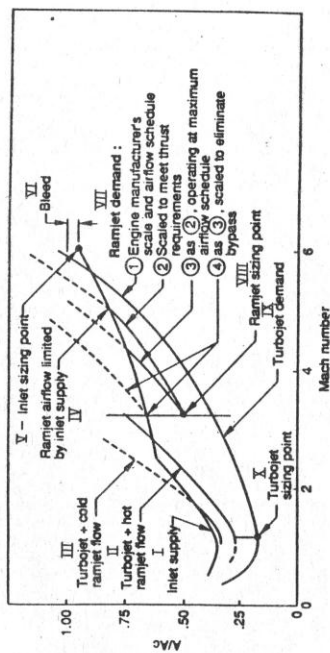


Рис. 12

симальной скорости и высоте полета, а геометрические параметры КС обычно определяются в точке, соответствующей отключению ТРД (или ускорителя другого типа). Параметры тяги ограничиваются требуемым расходом воздуха через двигатель и площадью критического сечения сопла для обеспечения требуемого числа М потока на входе в КС. Так как требуемая кривая 1 (см. рис. 12) может представлять масштабированные параметры разработчика двигателя, удовлетворяющие требованиям по тяге на больших дозвуковых скоростях, то требуемая кривая 2 (см. рис. 12) иллюстрирует случай, где масштаб геометрических параметров ПВРД может быть увеличен, чтобы удовлетворить требованиям по тяге после отключения ТРД, а также ограничить размеры ВЗ, чтобы соответствовать требованиям по тяге при  $M_p = 6$ . Запрограммированный уменьшенный расход воздуха приводит к уменьшению тяги и увеличению перепуска воздуха на разгонных режимах, что проиллюстрировано кривыми 2 и 3 на рис. 12. Таким образом, на значительном участке разгона ГЛА располагает пониженным КПД СУ, хотя удельный расход топлива при этом может быть вполне удовлетворительным. Наконец, геометрические параметры ПВРД могут быть выбраны из условия максимального располагаемого расхода воздуха через ВЗ при отключении ТРД и ограничиваются расходом воздуха через ВЗ с увеличением скорости полета, устраняя, таким образом, необходимость перепуска (кривая 4, рис. 12).

В зависимости от конструктивной схемы АТР возможно параллельное или раздельное функционирование контуров ТРД и ПВРД. АТР с параллельным и интегральным расположением контуров ТРД и ПВРД обеспечивают функционирование ГСУ в широком диапазоне чисел М. На рис. 13 представлены обобщенные схемы проточных элементов ГСУ, где обозначено: 1 – ускоритель; 2 – ТРД; 3 – ТРДД; 4 – ТРДД с изменяемым рабочим циклом; 5 – ТРДД эжекторного типа; 6 – трубопрямоточный ВРД; 7 – окислитель; 8 – устройство расширения потока; 9 – тандемный АТР фирмы General Electric GE43/JZ 20 в стадии эскизного проектирования; 10 – АТР интегральной схемы фирмы General Electric GE43/JZ10 в стадии эскизного проектирования; 11 – АТР фирмы Pratt & Whitney (P & W) с параллельным расположением контуров ТРД и ПВРД; 12 – трубопрямоточный ВРД (АТР).

При больших числах М<sub>п</sub> в АТР с тандемной интегральной и параллельной схемами расположения контуров ТРД и ПВРД воздух перепускается в КС ПВРД, минуя контур ТРД. В некоторых АТР поток воздуха поступает в КС ПВРД через ТРД, который работает в режиме авторотации. В качестве ускорителей в АТР могут применяться ТРД, ТРДД и ТРДД изменяемого рабочего цикла. АТР с параллельным и интегральным расположением контуров ТРД и ПВРД могут иметь общий ВЗ и поверхность расширения истекающих продуктов сгорания, но раздельные КС и критическое сечение сопла. АТР тандемной схемы имеют общую для обоих контуров КС. В АТР подобной схемы параллельное функционирование ТРД и ПВРД возможно только в узком диапазоне скоростей, соответствующем режиму отключения контура ТРД, когда возможно некоторое согласование давления в газозвонном тракте ПВРД и давления продуктов сгорания за турбиной ТРД. При тандемной схеме

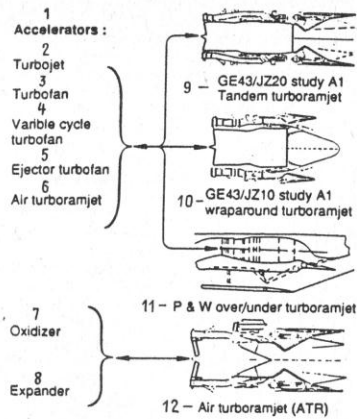


Рис. 13

расположения контуров ТРД и ПВРД воздух из газозоудного тракта ПВРД, при работающем ТРД, можно перепускать в расширяющуюся часть сопла или под центроплан ГЛА, что имеет некоторые преимущества. Как проиллюстрировано на рис. 12, при функционировании ТРД значительная часть воздуха, поступающего в ВЗ, должна быть перепущена, что приводит к увеличению лобового сопротивления ГЛА. Как правило, ВЗ оснащаются створками перепуска за горлом диффузора, которые позволяют перепускать избыток воздуха в набегающий поток. На рис. 14 представлены две принципиальные схемы tandemного АТР с различным типом перепуска воздуха из ВЗ, где обозначено: 1 - короткий перепускной тракт; 2 - контур ПВРД (отключается при работе ТРД); 3 - ТРД; 4 - струя продуктов сгорания от ТРД; 5 - сопротивление сужающейся хвостовой части двигателя; 6 - сопротивление, вызванное отклонением створки перепуска; 7 - перепуск воздуха; 8 - скачок уплотнения, вызванный отклонением створки перепуска; 9 - длинный перепускной тракт; 10 - газозоудный тракт ПВРД, используемый для перепуска воздуха из ВЗ; 11 - потери в контуре перепуска; 12 - большая площадь выходного сечения сопла; 13 - смешанный поток продуктов сгорания от ТРД и воздуха из контура перепуска; 14 - сниженное сопротивление сужающейся хвостовой части двигателя.

Как видно из рис. 14, створка перепуска, которая открывается в набегающий поток, вызывает дополнительное лобовое сопротивление,

18

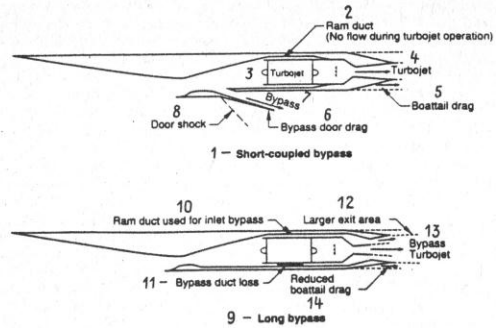


Рис. 14

При использовании в составе АТР регулируемого сопла в контуре ПВРД лобовое сопротивление, вызванное отклонением створки перепуска, значительно ниже вследствие небольшого угла отклонения перепускной створки. В случае длинного перепускного тракта избыточный поток воздуха минует ТРД, форсажную камеру, критическое сечение сопла и истекает через расширяющуюся часть сопла или ставлено под центроплан ГЛА. Лобовое сопротивление ГЛА, вызванное перепуском избыточного потока через длинный перепускной тракт, значительно меньше, чем то, которое вызвано отклонением перепускной створки. При длинном перепускном тракте более полное расширение истекающих продуктов сгорания и регулирование вектора тяги способствуют более полному восстановлению тяги на переходных режимах работы АТР (с ТРД на ПВРД, и наоборот). Вместе с тем, следует отметить повышенные потери давления в длинном перепускном тракте по сравнению с вариантом использования перепускной створки.

На переходных режимах работы у АТР с параллельным и интегральным расположением контуров ТРД и ПВРД наблюдается примерно одинаковое уменьшение лобового сопротивления, так как ТРД отключается после запуска ПВРД. Это проиллюстрировано на рис. 12, где представлен требуемый расход воздуха через АТР перед отключением ТРД с параллельным и непараллельным функционированием контура ПВРД. При уменьшении скорости полета ГЛА расход воздуха через контур ПВРД снижается до того, что потребный расход воздуха через АТР становится меньше располагаемого расхода воздуха через ВЗ. Это приводит к перетеканию части потока через кромку ВЗ и необходимости использования того или иного типа перепуска воздуха. Согласованное функционирование газозоудного тракта и КС ПВРД без дополнительного подогрева позволяет обеспечивать более высокие значения числа М потока на входе в КС и в 8141 А 46 19

газозоудном тракте ПВРД, и таким образом, более высокий расход воздуха в контуре перепуска. При проектировании АТР специалисты фирм-разработчиков, как правило, допускают отключение ПВРД при скорости полета, соответствующей приблизительно  $M_0 = 1$ . Если массы ТРД и ПВРД соизмеримы, может быть выгодно увеличить размеры контура ТРД, что позволит осуществлять запуск ПВРД при более высоких значениях  $M_0$  и избежать дополнительного лобового сопротивления, вызванного перетеканием части потока через кромку ВЗ при больших дозвуковых скоростях полета.

В качестве ускорителя АТР, в принципе, может использоваться ТРД любого типа, способный функционировать в режиме авторотации компрессора и турбины или же отключаемый в перепуске воздушного потока в различных вариантах. Режим авторотации ТРД эквивалентен рабочему режиму контура ПВРД с дополнительными потерями давления в ВЗ (т.е. с более низким коэффициентом восстановления давления). Коэффициент восстановления давления оказывает незначительное влияние на удельную тягу ПВРД. Поэтому авторотирующий вентилятор не будет оказывать значительного влияния на функционирование КС ПВРД в крейсерском режиме полета. Большая удельная тяга АТР на разгонных режимах способствует уменьшению потребного расхода воздуха через двигатель и повышению требований к перетеканию или перепуску избыточного воздушного потока. При числах  $M_0 > 1$ , после запуска сверхзвуковых ВЗ смешанного сжатия, может применяться только перепуск потока. Поэтому при больших числах  $M_0$  длинный перепускной тракт может быть использован в качестве газозоудного тракта ПВРД. В этом случае исключается режим авторотации компрессора ТРД на крейсерских режимах полета при больших значениях  $M_0$  и температуры полного торможения.

**Интеграция СУ и планера ГЛА.** Для усовершенствования аэродинамических, скоростных, маневренных, массовых и других характеристик перспективных ГЛА необходимо осуществлять интеграцию СУ и ее элементов с планером ГЛА. В результате интеграции планера ГЛА и ВЗ силовой установки могут быть уменьшены габариты и масса ВЗ, а также площадь, омываемая набегающим потоком воздуха, нерасчетное лобовое сопротивление и снижено влияние различных углов атаки ГЛА на поле скоростей потока в ВЗ. Одним из элементов интеграции ВЗ и планера является расположение ВЗ под передней, плоской, нижней поверхностью фюзеляжа. В этом случае реализуется экранирование ВЗ, что способствует более устойчивому функционированию ВЗ при повышенных расходах воздуха.

На рис. 15 представлены графики зависимости относительного расхода воздуха через ВЗ от угла атаки  $\alpha$  для экранированных и неэкранированных ВЗ, а также система скачков уплотнения на входе ВЗ, где обозначено:  $W_1$  - расход воздуха через ВЗ;  $W_2$  - максимально возможный расход воздуха через ВЗ;  $M_0$  - число М набегающего потока;  $m_2$  - число М потока за головным скачком уплотнения; 1 - экранированный ВЗ; 2 - неэкранированный ВЗ с прямоугольной горизонтальной панелью; 3 - головной скачок уплотнения; 4 - плоская нижняя часть фюзеляжа или крыла; 5 - скачок уплотнения при  $\alpha > 0$ ; 6 - головной

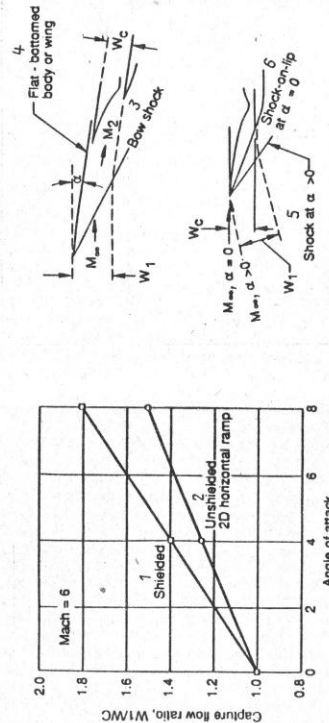


Рис. 15

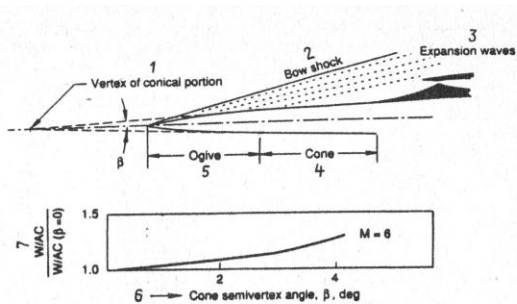


Рис. 16

скачок уплотнения на передней кромке ВЗ при  $\alpha = 0$ .  
 Из рис. 15 видно, что относительный расход воздуха через экранированные и неэкранированные ВЗ повышается с увеличением угла атаки. Маневрирование с большими значениями  $\beta$  происходит с увеличением угла  $\alpha$ , что приводит к возрастанию относительного расхода воздуха через ВЗ и соответственно повышает тягу ПВРД на режимах маневрирования. Поэтому в этом случае допускается применение гиперзвуковых ВЗ с меньшей площадью входа  $A_c$ , что позволит снизить нерасчетный располагаемый расход воздуха через ВЗ и сопротивление ВЗ. С уменьшением  $A_c$  возможно уменьшение длины и массы ВЗ, что приведет к уменьшению площади поверхности, омываемой набегающим потоком воздуха, и сопротивления трения в тракте ВЗ.  
 Одним из отрицательных аспектов экранирования ВЗ является утолщение пограничного слоя на входе ВЗ, которое вызывает необходимость использования отводящего устройства или другого приспособления, управляющего пограничным слоем. Если поверхность экранирования располагается под углом к набегающему потоку в расчетной точке ВЗ, то обеспечивается некоторое предварительное сжатие, допускающее использование ВЗ с меньшими геометрическими параметрами при условии сохранения требуемой тяги и удельного расхода топлива. Подобным образом ВЗ в поле давлений конуса при эффективном функционировании на малых высотах обеспечивает больший располагаемый расход воздуха, чем ВЗ в набегающем потоке. На рис. 16 представлена зависимость относительного массового расхода воздуха через ВЗ от конусности предварительного сжатия, где обозначено: 1 - вершина конической части; 2 - головной скачок уплотнения; 3 - зона волногорасширения; 4 - конусная часть передней части фюзеляжа; 5 - оживальная часть передней части фюзеляжа; 6 - полуугол при вершине конуса [град]; 7 - относительный массовый расход воздуха через ВЗ.

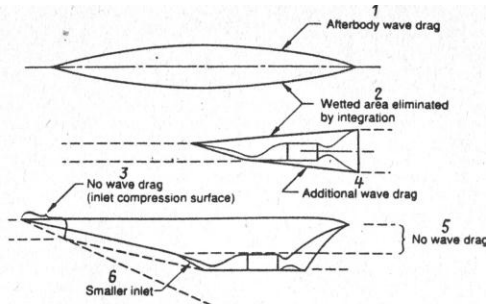


Рис. 17

Как уже упоминалось выше (см. рис. 2), выходное сечение полностью раскрытого сопла, как правило, в два раза больше площади входа ВЗ АТР. В случае расположения АТР под крылом ГЛА эффективная лобовая площадь АТР будет эквивалентна  $A_{c, \text{eff}}$ . Значение  $A_{c, \text{eff}}$  гиперзвуковых СУ незначительно отличается от лобовой площади фюзеляжа ГЛА. Поэтому с небольшим, тонким крылом и расположенным под крылом АТР, волновое сопротивление ГЛА почти удваивается. Интеграция сопла с фюзеляжем может обеспечить достаточное расширение истекающей струи продуктов сгорания и уменьшение волнового сопротивления ГЛА. На рис. 17 продемонстрировано уменьшение волнового сопротивления и площади омываемой набегающим потоком поверхности благодаря интеграции сопла и задней части фюзеляжа, где обозначено: 1 - волновое сопротивление задней части фюзеляжа; 2 - омываемая набегающим потоком поверхность, устраняемая интеграцией сопла и задней части фюзеляжа; 3 - отсутствие волнового сопротивления (поверхность сжатия ВЗ); 4 - дополнительное волновое сопротивление; 5 - отсутствие волнового сопротивления; 6 - уменьшенный вход ВЗ.

Как показано на рис. 17, в качестве добавочной поверхности расширения истекающей струи продуктов сгорания может использоваться задняя нижняя поверхность фюзеляжа ГЛА. При этом устраняется дополнительное волновое сопротивление гондолы АТР, волновое сопротивление хвостовой части фюзеляжа, сопротивление трения гондолы АТР и фюзеляжа, а также уменьшается площадь омываемой набегающим потоком поверхности. Поэтому в данном случае донное сопротивление фюзеляжа в значительной степени заменяется донным сопротивлением сопла.

Исследования ГЛА с различной аэродинамической конфигурацией. Базовая конфигурация ГЛА с СУ в виде двух подкрыльевых АТР рассматривалась в варианте перехватчика с  $M_{\text{п}} = 4,5$  и в варианте разведыва-

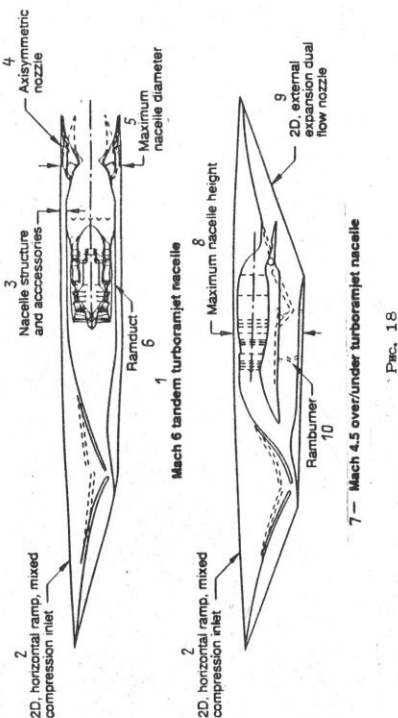


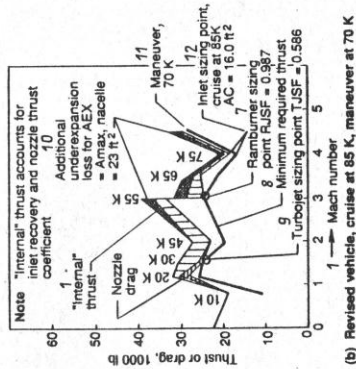
Рис. 18

тельного ГЛА с  $M_{\text{п}} = 6$ . Для ГЛА с  $M_{\text{п}} = 4,5$  был выбран АТР с параллельным расположением контуров ТРД и ПВРД фирмы P&W, а для ГЛА с  $M_{\text{п}} = 6$  - АТР с тандемным расположением контуров ТРД и ПВРД фирмы GE). На рис. 18 представлены принципиальные схемы АТР с тандемным ( $M_{\text{п}} = 6$ ) и вертикальным ( $M_{\text{п}} = 4,5$ ) расположением контуров ТРД и ПВРД, где обозначено: 1 - АТР "тандемной" схемы с  $M_{\text{п}} = 6$ ; 2 - плоский ВЗ смешанного сжатия с горизонтальной передней панелью; 3 - корпус гондолы АТР и вспомогательные агрегаты; 4 - осесимметричное сопло; 5 - максимальный диаметр гондолы АТР; 6 - контур ПВРД; 7 - АТР "параллельной" схемы с  $M_{\text{п}} = 4,5$ ; 8 - максимальная высота гондолы АТР; 9 - плоское сопло внешнего расширения истекающего смешанного потока из обоих контуров АТР; 10 - камера сгорания ПВРД.

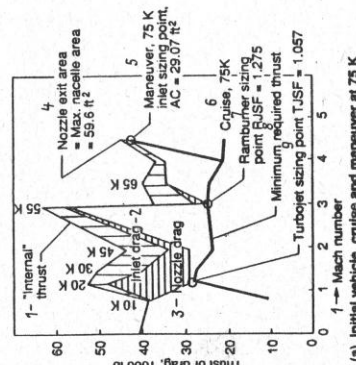
В обоих вариантах ГЛА применялись плоские ВЗ смешанного сжатия с передней горизонтальной панелью, ВЗ такого типа достаточно устойчиво функционируют при изменении угла атаки ГЛА. В обоих вариантах максимальная площадь выходного сечения сопла была произвольно ограничена максимальной лобовой площадью корпуса АТР. Для АТР с параллельным расположением контуров ТРД и ПВРД было выбрано плоское сопло фирмы P&W с одной подвижной панелью для обеспечения расширения двухмерного смешанного потока обоих контуров АТР. Для АТР с тандемным расположением контуров ТРД и ПВРД было выбрано осесимметричное сопло.

На рис. 19, а и б представлены графики зависимости тяги и лобового сопротивления [ $\times 4,45$  кН] от  $M_{\text{п}}$  для различных высот маневрирования и конструктивных схем ГЛА, где обозначено: а - базовая схема ГЛА, крейсерский полет и маневрирование на высоте 22 875 м; б - усовершенствованная схема ГЛА, крейсерский полет на высоте 25 925 м и маневрирование на высоте 21 350 м; 1 - "внутренняя" тяга (определяется коэффициентом восстановления давления ВЗ и коэффициентом тяги АТР); 2 - высота 3050 м; 3 - высота 6100 м; 4 - высота 9150 м; 5 - высота 13 725 м; 6 - высота 16 775 м; 7 - высота 19 825 м; 8 - высота 22 875 м; 9 - лобовое сопротивление ВЗ; 10 - лобовое сопротивление сопла; 11 - площадь выходного сечения сопла, равная максимальной площади поперечного сечения гондолы АТР,  $A_{\text{ex}} = 5,54 \text{ м}^2$ ; 12 - маневрирование на высоте 22 875 м точка выбора основных параметров ВЗ,  $A_c = 2,7 \text{ м}^2$ ; 13 - крайсерский полет на высоте 22 875 м; 14 - точка выбора основных параметров КС ПВРД RJSF (масштабный коэффициент ПВРД); 15 - максимальная требуемая тяга; 16 - TJSF (масштабный коэффициент ТРД); 17 - дополнительные потери, вызванные недорасширением истекающего потока для  $A_{\text{ex}} = A_{\text{max}}$  (максимальная площадь поперечного сечения гондолы АТР) =  $2,14 \text{ м}^2$ ; 18 - маневрирование на высоте 21 350 м; 19 - точка выбора основных параметров ВЗ, крейсерский полет на высоте 25 925 м,  $A_c = 1,48 \text{ м}^2$ ; К - высота полета [ $\times 305$  м].

На рис. 19, а минимальная тяга, обеспечивающая разгон и набор высоты, представлена толстой линией. Полное лобовое сопротивление ВЗ, состоящее из дополнительного сопротивления, сопротивления, вызванного перетеканием части потока через кромку ВЗ, сопротивления, вызван-



(b) Revised vehicle, cruise at 85 K, maneuver at 70 K



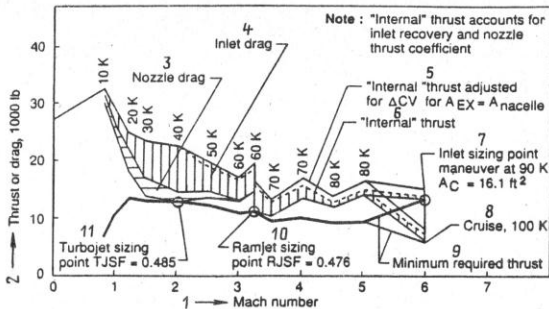
(a) Initial vehicle, cruise and maneuver at 75 K

Рис. 19

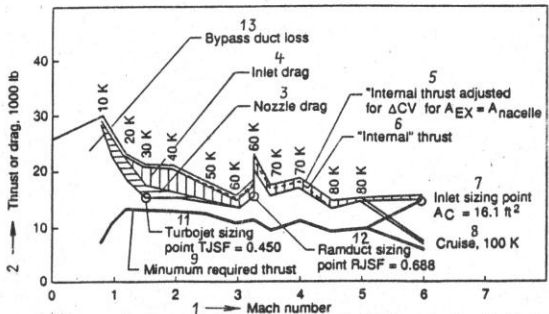
ного переключком и отводом воздуха от компрессора, представлено защитиваемой областью. Верхняя линия представляет собой "внутреннюю" характеристику ТРД в схеме АТР с "параллельной" компоновкой контуров ТРД и ПВРД, учитывающую только коэффициенты восстановления давления ВЗ и тяги. Геометрические параметры ПВРД выбирались и масштабировались для  $M = 3$  при отключенном ТРД. Параметры ВЗ выбирались в соответствии с требованиями маневренности ГЛА на высоте 22 875 м при  $M = 4,5$ . Основные параметры ТРД выбирались для  $M = 1,2$  с учетом тяги ПВРД перед отключением. Площадь выходного сечения сопла определялась максимальной лобовой площадью гондолы АТР. Ширина гондолы АТР была получена увеличением масштабного диаметра контура ТРД на 0,15 м. Был также увеличен зазор между КС ПВРД и ТРД на 0,125 м, 56% "внутренней" тяги ГЛА базовой схемы при  $M = 1,2$  идет на компенсацию потерь, вызванных сопротивлением сопла и ВЗ. Потери остаются относительно высокими в течение всего разгона: 45% при  $M = 2$  и 34% при  $M = 3$  после отключения ТРД.

На рис. 19, б представлены в виде графиков внешние потери АТР для усовершенствованной схемы ГЛА с  $M = 4,5$ . ГЛА такой схемы оптимизирован для осуществления крейсерского полета на высоте 25 925 м. Однако располагаемая тяга АТР для выполнения маневра на этой высоте с перегрузкой 2,5 г будет недостаточно. Поэтому для осуществления маневра ГЛА должен будет снизиться до высоты 21 350 м, тем более, что объекты атаки этого ГЛА-перехватчика будут, вероятно, располагаться ниже. Снижение высоты маневрирования и тяги на крейсерском режиме полета позволит уменьшить площадь входа ВЗ почти в два раза. Уменьшение площади входа ВЗ позволит снизить потери в ВЗ и уменьшить габариты КС ПВРД и ТРД. Это приведет к снижению лобовой площади гондолы АТР и сопротивления сопла, что обеспечит дальнейшее уменьшение габаритов ТРД и ПВРД. В результате моделирования удалось снизить масштабные коэффициенты ТРД с 1,057 до 0,586 и ПВРД с 1,275 до 0,987, а также уменьшить площадь выходного сечения сопла с 5,54 до 2,14 м<sup>2</sup>. Сопротивление сопла было фактически устранено и заменено небольшими потерями внутреннего недоразширения при  $M = 2$ . Снижение сопротивления ВЗ позволило уменьшить полные потери до 12% при  $M = 1,2$ , до 17% при  $M = 2$  и до 21% при  $M = 3$ .

На рис. 20, а и б представлены параметры ТРД и ПВРД в зависимости от требований по тяге и перепуску воздуха из ВЗ и параметры КС ПВРД для согласования требуемого и располагаемого расходов воздуха при  $M$  свыше 3,25 при использовании газозвдушного тракта ПВРД для перепуска воздуха в сопло при  $M$  до 3,25 и ТРД, который может использовать не перепущенный из ВЗ воздух: обозначения: 1 - число  $M$ ; 2 - тяга или лобовое сопротивление [х 4,45 кН]; 3 - лобовое сопротивление сопла; 4 - лобовое сопротивление ВЗ; 5 - "внутренняя" тяга; с учетом изменения коэффициента скорости истечения продуктов сгорания из сопла  $\Delta C_v$  и равенства площадей выходного сечения сопла и лобовой площади гондолы АТР,  $A_{ex} = A_{nacelle}$ ; 6 - "внутренняя" тяга; 7 - точка выбора основных параметров ВЗ для обеспечения маневрирования ГЛА на высоте 27 450 м  $A_c = 1,49$  м<sup>2</sup>; 8 - крейсерский режим полета на 8141 А 46



a) Turbojet and ramjet sized by thrust requirement, bypass flow exhausted at Inlet



(b) Ramburner sized to match inlet supply above  $M = 3.25$ , ramduct used to bypass to nozzle below  $M = 3.25$ , turbojet sized to utilize all air that cannot be bypassed

Рис. 20

высоте 30 500 м; 9 - минимальная требуемая тяга; 10 - точка выбора основных параметров ПВРД; 11 - точка выбора основных параметров ТРД; 12 - точка выбора основных параметров газозвдушного тракта ПВРД; 13 - потери во внешнем контуре; К - высота полета [х 305 м.].

На рис. 20, а представлена требуемая тяга, сопротивление ВЗ и сопла, а также "внутренняя" тяга АТР "тандемной" схемы с  $M = 6$ . Дополнительное сопротивление ВЗ, а также сопротивление, вызванное

перетеканием и перепуском воздуха из ВЗ, способствуют увеличению полного сопротивления ВЗ на больших дозвуковых скоростях полета и некоторому падению располагаемой тяги при  $M = 2$ , для которого определялись основные параметры ТРД. Располагаемые аэродинамические потери в этой точке составляют 35% тяги. При  $M = 2$  дополнительное сопротивление и сопротивление, вызванное перетеканием воздушного потока через кромку ВЗ, являются основными составляющими полного сопротивления ВЗ. При дальнейшем увеличении  $M$  перетекание замещается перепуском воздуха из ВЗ, и, таким образом, сопротивление, вызванное перепуском и отводом воздуха, становится основными составляющими полного сопротивления ВЗ. При заданных требованиях к АТР и любое снижение добавочного сопротивления конструктивным путем приведет к увеличению сопротивления, вызванного перетеканием или перепуском воздуха. Как представлено на рис. 20, а для перепуска всего воздуха, не пропускаемого ТРД при  $M = 3,25$  где происходит переключение с ПВРД на ТРД, был выбран газозвдушный тракт ПВРД с рабочими функциями "длинного" перепускового тракта. Основные геометрические параметры ТРД при  $M = 1,5$  выбирались в зависимости от требуемой располагаемой тяги и требуемого расхода воздуха через ТРД с учетом перепуска излишков воздуха из ВЗ. Таким образом, можно устранить перетекание воздушного потока через кромку ВЗ еще до запуска ПВРД. При выборе параметров и конфигурации "длинного" перепускового тракта внутреннее сопротивление последнего определялось таким образом, чтобы быть меньше сопротивления, вызванного дозвуковым перетеканием воздушного потока через кромку ВЗ и сопротивления, вызванного перепуском при помощи перепусковой створки ВЗ, а также было бы обеспечено некоторое снижение сопротивления сопла.

Как представлено на рис. 20, б, внешние потери АТР при  $M = 2$  на режиме разгона и набора высоты можно снизить от 35 до 25%. В этом случае размеры и масса ТРД рассматриваемого АТР могут быть несколько уменьшены при значительном увеличении геометрических параметров газозвдушного тракта ПВРД. В результате, несмотря на некоторое увеличение массы рассматриваемого АТР, была увеличена избыточная тяга, расширены ограничения по минимальной требуемой тяге, повышена экономичность и уменьшены аэродинамические потери АТР.

Сравнение различных компоновок схем ГЛА с АТР. Базовая конфигурация ГЛА с подкрыльевым расположением АТР обеспечивает минимальную интерференцию обонх АТР и оптимальное согласование крыла и фюзеляжа. На рис. 21 представлена базовая конфигурация ГЛА 1074-0012А с подкрыльевым расположением АТР и  $M = 6$ , где обозначено: 1 - статическая тяга каждого АТР у земли, SLS = 135 кН; 2 - площадь входа ВЗ;  $A_{cap} = 1,9$  м<sup>2</sup>; 3 - максимальная площадь выходного сечения сопла,  $A_{noz} = 2,48$  м<sup>2</sup>; 4 - плоские ВЗ с горизонтальной панелью в набегающем потоке; 5 - осесимметричные сопла; 6 - цилиндрическая поверхность фюзеляжа; 7 - оживальная поверхность носовой части фюзеляжа; 8 - оживальная поверхность хвостовой части фюзеляжа.



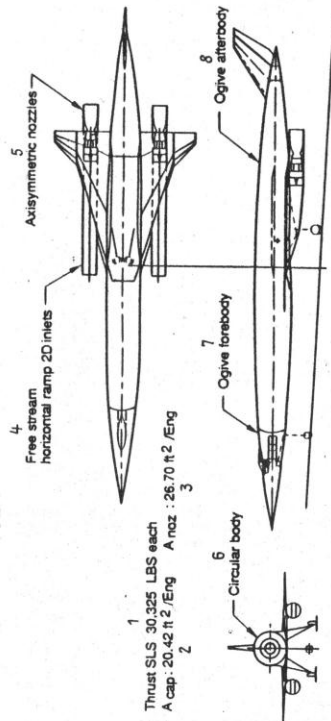


Рис. 21

Фюзеляж ГЛА этой схемы представляет собой веретенообразное тело, что очень эффективно снижает волновое сопротивление, а также благоприятно для размещения топливных баков повышенного давления с водородом. Низкорасположенное крыло обеспечивает оптимальное расположение узлов крепления основной стойки шасси. Расположение ВЗ вблизи центра масс уменьшает влияние нерасчетных нормальных сил ВЗ на аэродинамические моменты ГЛА. Так как осесимметричные сопла при функционировании АТР не способствуют возникновению нерасчетных нормальных сил, а балансировка ГЛА достаточно легко определяется расположением крыла, то ГЛА такой схемы может вполне обойтись без горизонтального оперения. На рис. 22 представлена конфигурация ГЛА 1074-0006С для  $M_n = 6$ , полученная в результате интеграции планера и СУ, где обозначено: 1 - статическая тяга каждого АТР у земли,  $SLS = 135$  кН; 2 - площадь входа ВЗ,  $A_{cap} = 1,66$  м<sup>2</sup>; 3 - максимальная площадь выходного сечения сопла,  $A_{noz} = 2,34$  м<sup>2</sup>; 4 - плоские, пофюзеляжные, рядом расположенные ВЗ; 5 - плоские сопла с внешним расширением потока; 6 - полуконическая носовая часть фюзеляжа с плоской нижней поверхностью.

Как видно на рис. 22, ГЛА такой конфигурации имеет полуконическую носовую часть фюзеляжа с плоской нижней поверхностью и два плоских пофюзеляжных ВЗ с одной общей боковой стенкой. Такое расположение ВЗ устраняет возникновение нормальных сил, хотя при этом перегревание воздуха через кромку ВЗ может вызвать нежелательные аэродинамические моменты фюзеляжа. Сопла ГЛА этой схемы плоские, рядом расположенные, с внешним расширением потока истекающих продуктов сгорания. В качестве поверхности расширения используется часть задней поверхности фюзеляжа. Предполагалось, что на нерасчетных режимах работы АТР сопла будут способствовать возникновению значительных нормальных сил. Поэтому в схему ГЛА было включено вертикальное оперение с увеличенной площадью поверхности. Следует отметить неприемлемую форму фюзеляжа с точки зрения размещения специальных топливных баков с водородом. Поэтому, вероятно, потребуется усиление конструкции топливных баков. На рис. 23 представлена вторая конфигурация ГЛА 1074-0019С с  $M_n = 6$ , полученная в результате интеграции СУ и планера, где обозначено: 1 - статическая тяга каждого АТР у земли,  $SLS = 135$  кН; 2 - площадь входа ВЗ,  $A_{cap} = 1,41$  м<sup>2</sup>; 3 - максимальная площадь выходного сечения сопла,  $A_{noz} = 2,38$  м<sup>2</sup>; 4 - коническая поверхность фюзеляжа; 5 - плоские боковые ВЗ и сопла; 6 - ВЗ в поле давлений фюзеляжа и экранированы крыльями; 7 - цилиндрическая поверхность фюзеляжа.

Носовая часть фюзеляжа ГЛА такой схемы имеет коническую форму с углом конусности 3°, которая плавно сопрягается с цилиндрической частью фюзеляжа, переходящей в овальную, которая заканчивается у хвостового оперения. Такой фюзеляж вполне приемлем для размещения топливных баков с водородом. Плоские ВЗ, расположенные по бокам фюзеляжа и экранированные высокорасположенным крылом, обладают меньшей  $A_c$  по сравнению с предыдущими схемами ГЛА, так как такая конфигурация способствует возникновению предварительного сжатия набегающего потока. Расположенные рядом боковые плоские сопла, как и в пре- 31

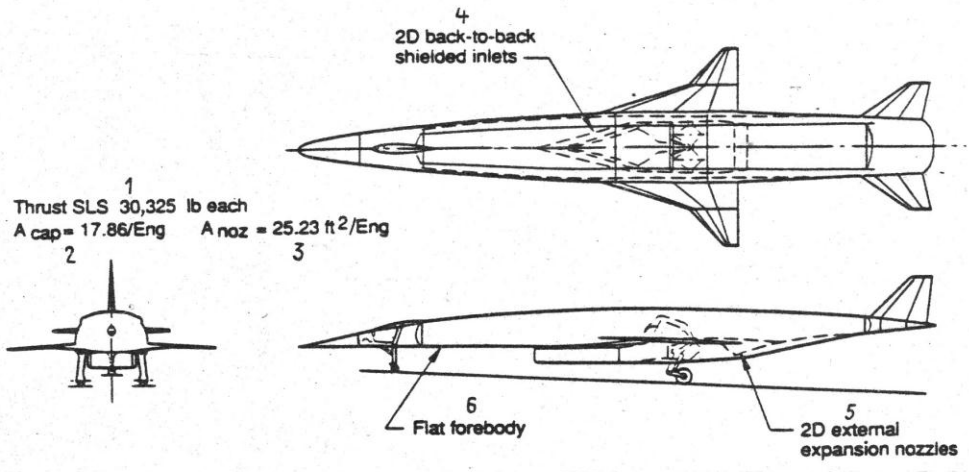


Рис. 22

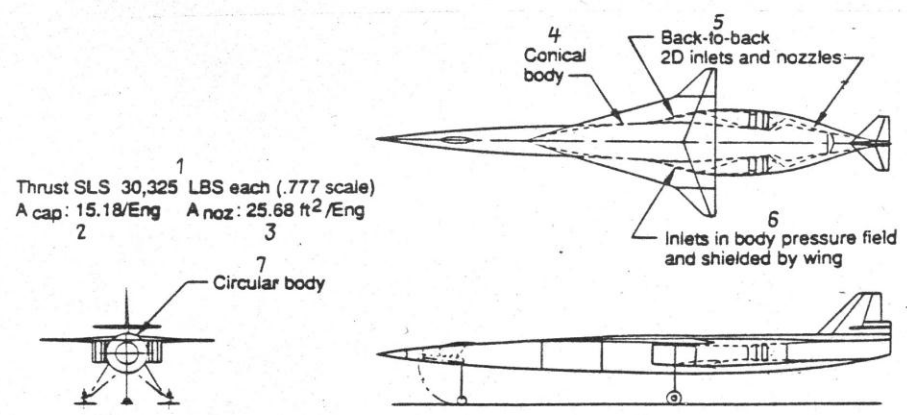


Рис. 23

вдущем случае, используют заднюю нижнюю поверхность фюзеляжа для внешнего расширения. Крайнее заднее расположение обоих АТР продиктовано стремлением акриновать ВЗ крыльями ГЛА. Поэтому с учетом возможных сложностей, связанных с балансировкой и некоторым уменьшением устойчивости ГЛА, было признано необходимым включение в схему ГЛА горизонтального оперения увеличенной площади.

На одном из завершающих этапов исследования выбранных конфигураций ГЛА проводилась оценка массы основных конструктивных элементов и параметров в первом приближении, результаты которой представлены в табл. 2.

Таблица 2

Массовые показатели	Конфигурация ГЛА		
	1074-0012A (базовая)	1074-0006C	1074-0019C
Масса двигателя, кг	2718,5	2718,5	2718,5
Масса СУ (включая двигатель), кг	6323,3	6259,7	6546,7
Масса фюзеляжа, кг	9232,5	12954,9	10960,9
Масса оборудования, кг	3691,0	3898,5	3802,7
Масса полезной нагрузки, кг	1846,9	1895,0	1855,9
Запас топлива, кг	13158,7	13156,0	13156,0
Максимальная взлетная масса, кг	34252,5	38164,1	36322,3

При определении массы основных конструктивных элементов и параметров учитывалась площадь крыла с центропланом, емкость топливных баков, геометрические параметры ГЛА, ограничения по коэффициенту перегрузки при маневрировании, существующие современные конструкционные материалы, а также расчетное число  $M_0$  и значения статической тяги на уровне моря базовой конфигурации ГЛА.

При выборе конфигурации планера ГЛА большое внимание уделялось определению некоторых аэродинамических параметров. При помощи упрощенных эмпирических и панельных методов были получены попарно аэродинамического сопротивления для всех трех рассматриваемых конфигураций ГЛА. При этом оказалось, что коэффициент волнового сопротивления у конфигурации ГЛА 1074-0006C с значительно выше, чем у двух других конфигураций ГЛА. На рис. 24 представлены кривые зависимости коэффициента волнового сопротивления от угла конусности носовой части ГЛА [град.] при различных значениях  $M_0$ , одинаковом объеме и длине носовых частей фюзеляжа конусной и полуконусной формы. Здесь обозначено: L — длина конуса; D — диаметр основания конуса; 1 — полу-

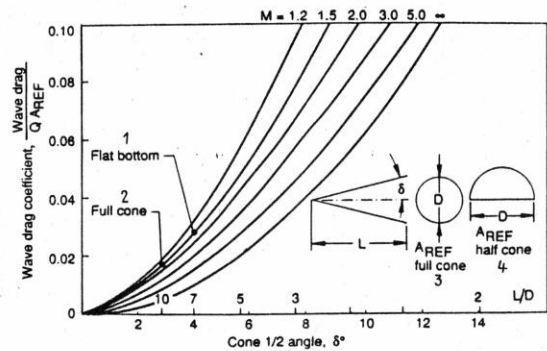


Рис. 24

конус с плоской нижней поверхностью; 2 — полный конус; 3 — площадь основания конуса; 4 — площадь основания полуконуса.

Из рис. 24 видно, что волновое сопротивление полуконусной носовой части фюзеляжа ГЛА с плоской нижней поверхностью выше, чем у конусной носовой части фюзеляжа такой же длины и объема. При этом площадь поверхности, омываемой набегающим потоком, также выше, что приводит к увеличению сопротивления трения. Конфигурация ГЛА 1074-0006C с подфюзеляжным расположением двух АТР и плоскими соплами с внешним расширением обладает недостатком, связанным с возникновением нормальных сил при истечении из сопла продуктов сгорания, что приводит к образованию нежелательных аэродинамических моментов. На рис. 25 представлены результаты исследования характеристик методом совместного влияния внешнего потока и струи истекающих продуктов сгорания на продольные и поперечные силы, возникающие при функционировании плоского АТР, где обозначено: 1 — число  $M_0$ ; 2 — относительная эффективная тяга; 3 — относительная поперечная сила; 4 — относительная продольная сила.

Представленная на рис. 25 заштрихованная область характеристик соответствует параметрам потока и геометрии плоского сопла при  $M_0 = 1,5$ . Из этих характеристик видно, что набегающий поток расширяется около нижней стенки капота АТР, что приводит к местному повышению давления и перерасширению потока истекающих продуктов сгорания. Вслед за этим происходит постепенная рекомпрессия потоков из обоих контуров АТР до атмосферного давления. В результате на поверхности расширения возникает зона разрежения (с давлением ниже атмосферного), кото-

8141 A 46

35

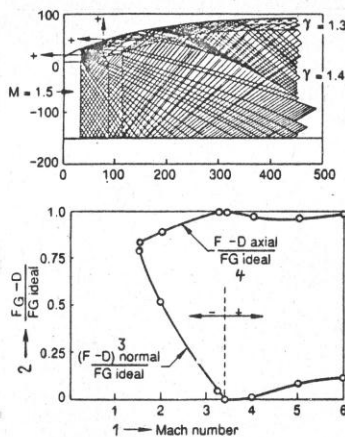


Рис. 25

рая способствует возникновению аэродинамического сопротивления и снижению нагрузки на сопло. При  $M_0 = 1,5$  поперечная сила сопла почти эквивалентна продольной. При этом обе силы составляют примерно 80% от максимальной тяги при идеальном расширении потока. В результате увеличивается балансирующее сопротивление ГЛА, вызванное увеличением нежелательных аэродинамических моментов. Аэродинамическое качество рассматриваемых конфигураций ГЛА при небольших сверхзвуковых скоростях лежит в диапазоне  $1,5 \div 2,0$ . Поэтому подъемную силу планера ГЛА необходимо увеличить в два раза, чтобы компенсировать вертикальную составляющую нагрузки на сопло, которая приводит к значительным потерям в результате индуктивного сопротивления в области дозвуковых скоростей. При увеличении скорости полета площадь критического сечения сопла регулируется в зависимости от требуемого расхода воздуха через двигатель, а эффективная длина нижней панели сопла устанавливается с целью оптимизации эксплуатационных характеристик АТР. Вертикальная составляющая нагрузки на сопло на скоростях, близких к  $M_0 = 3,5$ , становится близкой к нулю и вместо нее появляется вертикальная составляющая подъемной силы сопла.

Нормальные силы ВЗ появляются в результате перетекания части потока через кромку ВЗ, что способствует возникновению дополнительного сопротивления. Нормальные силы всегда перпендикулярны стенкам

36

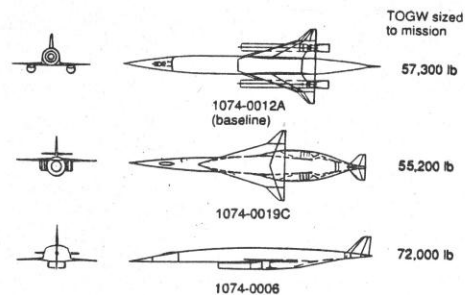


Рис. 26

ВЗ. Поэтому базовая конфигурация ГЛА 1074-0012A обладает дополнительной подъемной силой от ВЗ. При этом расположение ВЗ не способствует возникновению значительного момента тангажа. У двух других конфигураций ГЛА ВЗ располагаются на некотором расстоянии от центра масс, что приводит к появлению аэродинамических моментов при использовании горизонтальных панелей. Кроме того, в ВЗ конфигурации 1074-0019C трудно акриновать внешние углы горизонтальной панели ВЗ. Поэтому, с целью устранения дополнительных нормальных сил ВЗ, были использованы боковые ВЗ с вертикальными панелями. На заключительном этапе исследований была определена максимальная взлетная масса TOGW [ $\times 0,454$  кг] всех трех конфигураций ГЛА (рис. 26). Проинтегрировано влияние интеграции АТР и планера ГЛА на ГЛА при эквивалентных тактико-технических данных (ТТД):  $M_0 = 6$ ; высота крейсерского полета не менее 27 450 м; дальность полета 8100 км; масса полезной нагрузки 1362 кг; перегрузка при длительном маневрировании 2,5 g; высота маневрирования 27 450 м; длина ВПП 3050 м; водородное топливо.

При выборе эквивалентных ТТД за основу был взят вариант разведывательного ГЛА с дальностью 8100 км и массой полезной нагрузки 1362 кг. Как видно из рис. 26, базовая конфигурация ГЛА 1074-0012A с подкрыльевыми размещенными АТР полностью соответствует заданным эквивалентным ТТД при TOGW = 26 т. Конфигурация ГЛА 1074-0019C при TOGW = 25 т, соответствующей заданным ТТД, обладает наименьшими TOGW и потерями, вызванными лобовым сопротивлением. Конфигурация ГЛА 1074-0006C с двумя подфюзеляжными соплами соответствует заданным ТТД при TOGW = 32,7 т. Таким образом, из трех рассмотренных конфигураций конфигурация ГЛА 1074-0006C обладает

8141 A 46

37

наибольшими  $TOGW$  и лобовым сопротивлением, вызванным увеличенной площадью поперечного сечения фюзеляжа и СУ ГЛА.

Изучение различных конфигураций ГЛА, а также моделирование влияния интеграции СУ и планера на характеристики ГЛА, проводившееся специалистами фирмы Boeing, показало, что конструктивное и аэродинамическое объединение элементов, при котором обеспечивается совмещение функций АТР и ГЛА, способствует снижению массы ГЛА в целом и улучшает его летно-технические данные. При такой интеграции существует возможность сохранения массовых показателей ВЗ и сопла на уровне соответствующих показателей двигателей с существенно более низким  $M_0$ , а при расположении ВЗ и сопла под фюзеляжем ГЛА — увеличить эффективное качество ГЛА за счет использования подъемной силы АТР, создаваемой ВЗ и соплом. Кроме того, интеграция также позволит реализовать эффективное предварительное сжатие воздушного потока на входе ВЗ при помощи подфюзеляжных панелей ГЛА и элементами СУ. Вместе с тем следует отметить, что дополнительные подъемные силы сопла и ВЗ, при коэффициенте расхода воздуха через диффузор  $\varphi < 1$  вызывают появление продольного момента сил относительно центра масс. Парирование этого момента и необходимость улучшения балансовых характеристик может потребовать выбора геометрических параметров, приводящих к снижению коэффициента подъемной силы  $C_L'$  и уменьшению прироста эффективного качества ГЛА.

Ф.О. Степанов

#### Литература

- 1 Cassidy, M. D., "Performance Sensitivities of a High Altitude Mach 5 Penetrator Concept" NASA CR 3932, Sept. 1985
- 2 D. E. Wall, W. C. Paterson and F. C. Glaser, "Comparative Propulsion Systems Concepts Study (U)" AFAPL-TR-69-91, 1969

#### СОДЕРЖАНИЕ

#### СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

281. Турбопрямоточные силовые установки для гиперзвуковых летательных аппаратов

1

Ответственный за выпуск Л.П. Мартюшева

Технический редактор Т.Е. Бортник

Корректор О.Е. Трескова

Сдано в набор 23.10.90

Подписано в печать 17.10.90

Формат 60×90 1/16

Печать офсетная

Усл. печ. л. 2,5

Усл.кр.-отт. 2,69

Уч.-изд. л. 2,55

Тир. 1046 экз.

Зак. 8141

Цена 25 коп.

Адрес редакции: 125219, Москва, ул. Усиевича, д. 20а

Тел. 152-59-10

Производственно-издательский комбинат ВИННИТИ

140010, Люберцы 10, Московской обл., Октябрьский проспект, 403