

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Аэродинамические и динамические аспекты проектирования перспективных истребителей	1
Проблемы совместимости надфюзеляжных воздухозаборников с планером истребителя К/ВВП	6
Сравнение аэродинамических характеристик перспективного статически неустойчивого истребителя нормальной схемы и схемы „утка“	9
Исследования NASA по снижению вязкостного сопротивления	14
Новые разработки фирмы Дуглас в области систем управления ламинарным обтеканием дозвуковых пассажирских самолетов	20
Аэродинамика полета с гиперзвуковыми скоростями (исследования и практическое использование результатов)	24

УДК 629.735.33.015.3 : 623.746.3

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ И ДИНАМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ*

Характерной чертой новых истребителей, обладающих высокими летными характеристиками в широком диапазоне режимов полета, будет аэродинамическая неустойчивость компоновки. Статическая неустойчивость, новые режимы управления (непосредственное управление подъемной и боковой силами, независимая ориентация фюзеляжа и др.), расширенный эксплуатационный диапазон режимов полета (включая боевые режимы при околокритических углах атаки) предъявляют высокие требования к системе управления и стабилизации. С этим связаны повышенная сложность и стоимость этих систем, высокие требования к характеристикам приводов.

Один из путей упрощения системы управления — тщательный выбор аэродинамической схемы самолета и оптимизация параметров на основе результатов испытаний моделей в аэродинамических трубах (АДТ). Ниже приводятся данные, обобщающие опыт экспериментальных исследований фирмы Дорнье (ФРГ) в области устойчивости и управляемости истребителей.

Характеристики боковой устойчивости и управляемости. Целям упрощения системы управления отвечает обеспечение собственной путевой и поперечной устойчивости компоновки в возможно более широком диапазоне углов атаки, включая околокритические. Выполнение условий $m_y^{\delta} < 0$ и $m_x^{\delta} < 0$ имеет важное значение для решения проблем бокового движения. Спротивляемость штопору характеризуется величиной $m_{y_{дин}}^{\delta}$, которая должна быть отрицательной; одновременно с этим должно быть обеспечено сохранение достаточной управляемости с помощью цельноповоротного киля или руля направления. Еще один важный аспект боковой управляемости при больших углах атаки заключается в тенденции к рысканию и крену при нулевом угле скольжения. Ниже анализируется ряд общих закономерностей, выявленных на основе большого объема данных испытаний в АДТ моделей истребителей различных конфигураций. Эти закономерности могут быть полезны при аэродина-

мическом проектировании новых истребителей с учетом требований к управляемости при больших углах атаки.

Имеющиеся экспериментальные данные показывают, что при двухкилевом вертикальном оперении с углом поперечного V порядка $\nu = 25^\circ$ боковая устойчивость самолета схемы «бесхвостка» повышается во всем расширенном диапазоне углов атаки ($0 < \alpha < 70^\circ$), причем характер зависимости m_y , m_x и $m_{y_{дин}}$ от угла атаки остается таким же, как и для самолета с однокилевым оперением. Однако однокилевое оперение выгодно отличается от двухкилевого стабильностью эффективности управления $m_{y_{дин}}^{\delta}$ в достаточно широком диапазоне углов атаки $0 < \alpha < 35^\circ$, в то время как падение эффективности рулей направления при двухкилевой схеме с ростом угла атаки начинается уже при $\alpha = 20^\circ$.

Как видно на рис. 1, величина угла поперечного V двухкилевого оперения и при нормальной схеме истребителя может использоваться как параметр, влияющий на поперечно-путевую устойчивость, однако в этом случае необходимо учитывать интерференцию между поверхностями вертикального и горизонтального оперения.

Важным параметром аэродинамической схемы самолета является также продольное расположение вертикального оперения. При малых углах атаки хорошим характеристикам боковой устойчивости благоприятствует смещение вертикального оперения назад, тогда как при $\alpha > 30^\circ$ предпочтительнее более близкое к крылу расположение килей.

Наиболее существенное влияние на боковую устойчивость маневренного самолета, особенно на околокритических углах атаки, оказывают элементы и геометрические параметры передней части фюзеляжа. К таким элементам относятся наплывы перед центральной частью крыла, переднее горизонтальное оперение, носовая часть фюзеляжа, воздухозаборники. Взаимная интерференция этих элементов настолько сильна, что с помощью изменения их относительного расположения и геометрической формы могут быть радикально изменены характеристики бокового движения, в частности, такой важный параметр, как коэффициент динамической путевой устойчивости ($m_{y_{дин}}^{\delta}$).

* Mangold P. Some aerodynamic/flightmechanic aspects for the design of future combat aircraft. ICAS—82—1.1.3.

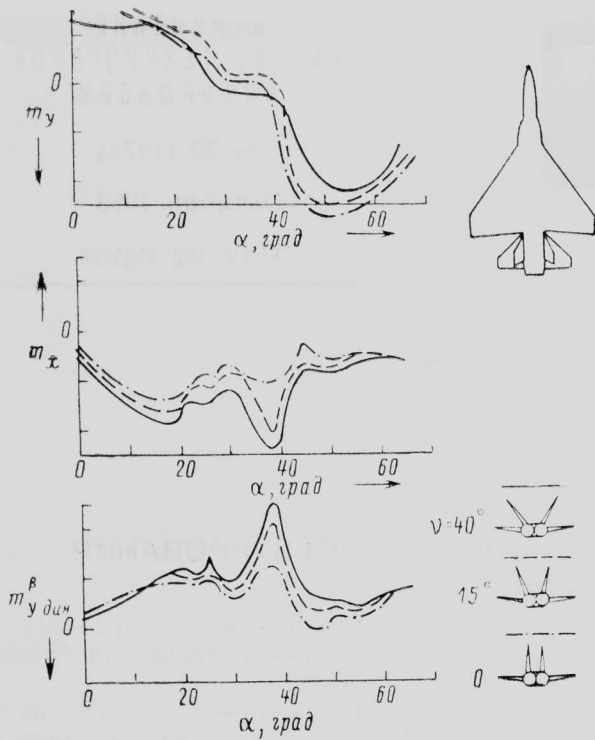


Рис. 1. Влияние угла поперечного V вертикального оперения на характеристики боковой устойчивости (нормальная схема, $\chi_{п.к.} = 55^\circ$, $\lambda = 2$, $S_{напл.} = 2,7\% S_{кр.}$)

На рис. 2 показано влияние сплюснутости носовой части фюзеляжа на боковую устойчивость. Увеличение эллиптичности сечений носовой части способствует восстановлению путевой устойчивости при $\alpha > 40^\circ$, но вместе с тем приводит к ухудшению поперечной устойчивости. Характер изменений комплексного параметра $m_{y_{дин}}^\beta$ указывает на предпоч-

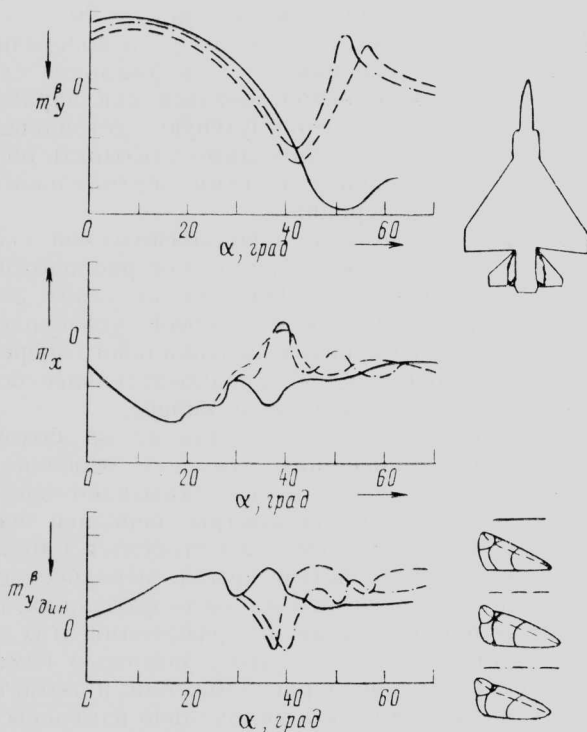


Рис. 2. Влияние формы носовой части фюзеляжа на характеристики боковой устойчивости (нормальная схема, $\chi_{п.к.} = 55^\circ$, $\lambda = 2$, $S_{напл.} = 2,7\% S_{кр.}$, $\nu = 25^\circ$)

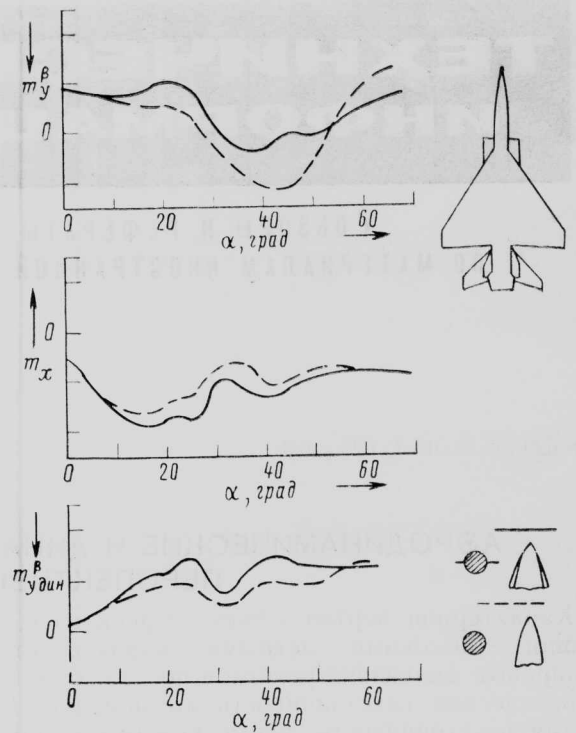


Рис. 3. Влияние боковых ребер на носовой части фюзеляжа на характеристики боковой устойчивости (нормальная схема, плоские воздухозаборники с горизонтальными рампами, $\chi_{п.к.} = 55^\circ$, $\lambda = 2$, $\nu = 25^\circ$)

тительность круглого сечения носовой части, поскольку величина m_x^β играет доминирующую роль в обеспечении сопротивляемости штопору при закритических углах атаки.

Установка небольших боковых ребер на носовой части фюзеляжа круглого сечения дает такой же эффект повышения путевой устойчивости, как и эллиптичность, но без ухудшения поперечной устойчивости (рис. 3). Еще одно преимущество боковых ребер иллюстрируется на рис. 4: при их установке существенно подавляется тенденция к рысканию при нулевом угле скольжения.

Анализ экспериментальных данных показал, что размеры наплывов перед корневой частью крыла могут быть выбраны оптимальными в отношении их положительного влияния на характеристики боковой устойчивости. Так, например, при умеренных размерах наплывов ($S_{напл.} \approx 4\% S_{кр.}$) они могут дать существенный стабилизирующий эффект, в то время как при их отсутствии или большой относительной площади компоновка будет неприемлемой по критерию $m_{y_{дин}}^\beta$.

По своему влиянию на боковую устойчивость переднее горизонтальное оперение, расположенное вблизи крыла, аналогично напльвам. Однако, поскольку переднее оперение, как правило, выполняет функции стабилизатора и органа продольного управления, его площадь обычно составляет достаточно большую долю площади крыла — от 5 до 10%. Модели истребителя с таким передним оперением при испытаниях в АДТ обнаруживают те же закономерности изменения поперечно-путевой устойчивости, что и в случае наплывов больших размеров: повышение устойчивости при малых углах атаки и снижение при больших. Другой особенностью переднего горизонтального оперения

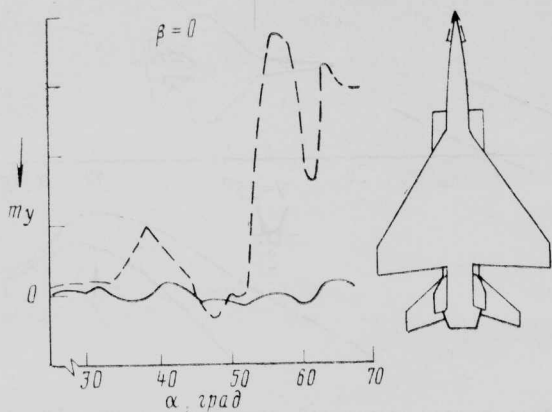
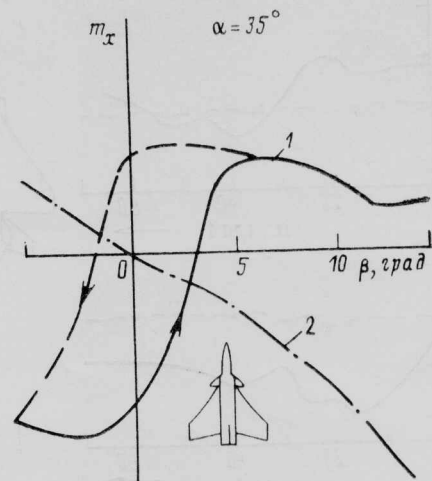


Рис. 4. Влияние боковых ребер носовой части фюзеляжа на тенденцию к рысканию при больших углах атаки (нормальная схема, плоские воздухозаборники с горизонтальными рампами, $\chi_{п.к} = 55^\circ$, $\lambda = 2$, двухкилевое оперение)



1—с передним оперением ($\delta_{п.0} = 0$); 2—без переднего оперения
Рис. 5. Гистерезис момента крена самолета схемы «утка» при больших углах атаки

является сильно выраженная нелинейность зависимости момента крена от угла скольжения в области $\pm 10^\circ$ при углах атаки, близких к критическому (рис. 5).

Подобный гистерезисный эффект характерен для близкого к крылу расположения переднего оперения. Физический механизм этого явления состоит в том, что над верхней поверхностью консоли крыла, обращенной в сторону, противоположную скольжению, наблюдается усиление вихря, сходящего с передней кромки крыла, концевым вихрем оперения, тогда как с наветренной стороны самолета этого не происходит. При возвращении самолета к обтеканию с $\beta = 0$ первым распадается усиленный вихрь, что приводит к сильной поперечной неустойчивости. При больших углах скольжения вихревое взаимодействие оперения и крыла наблюдается с обеих сторон самолета и поперечная устойчивость восстанавливается. В случае значительного удаления переднего оперения от крыла эффект усиления крыльцевого вихря вихрем оперения отсутствует.

Один из способов ослабления негативного влияния гистерезиса характеристик $m_x(\beta)$ на боковую устойчивость самолета схемы «утка» иллюстрируется на рис. 6. Предкрылки, занимающие концевые части передней кромки крыла, оказывают сильное стабилизирующее влияние на движение относительно продольной оси, в результате чего существенно улучшается характер зависимости параметра динамической устойчивости ($m_{удин}^\beta$) от угла атаки.

Обобщая результаты исследований в АДТ боковой устойчивости истребителей различных аэродинамических схем, можно отметить, что характеристики как поперечной, так и продольной устойчивости при средних и больших углах атаки зависят главным образом от геометрической формы и размещения элементов компоновки самолета, расположенных перед крылом. Даже такая известная тенденция, как ухудшение характеристик m_x^β , m_y^β и $m_{удин}^\beta$ с увеличением угла стреловидности крыла, может быть подавлена с помощью тщательного выбора параметров передней части компоновки. На

рис. 7 показан пример характеристик боковой устойчивости оптимизированной компоновки.

Характеристики продольной устойчивости и управляемости. На рис. 8 приведены предпочтительные характеристики продольной устойчивости, к которым следует стремиться при проектировании аэродинамически неустойчивого истребителя. Наиболее важными желательными свойствами статически неустойчивого самолета являются: изменение знака m_z^α на отрицательный на закритических углах атаки; тенденция к пикированию при отклонении угла скольжения от нуля; неперевышение расчетной степени статической неустойчивости для сбалансированного самолета при больших углах атаки.

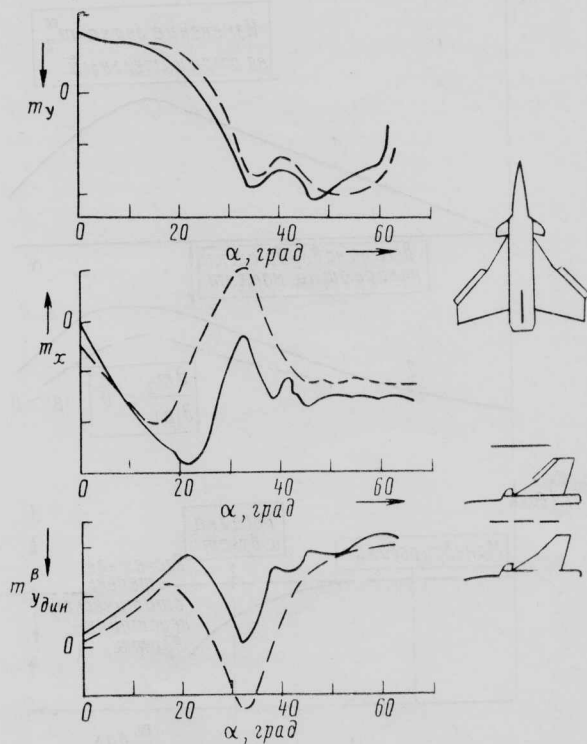


Рис. 6. Влияние предкрылков на внешних частях консолей на характеристики боковой устойчивости истребителя схемы «утка»

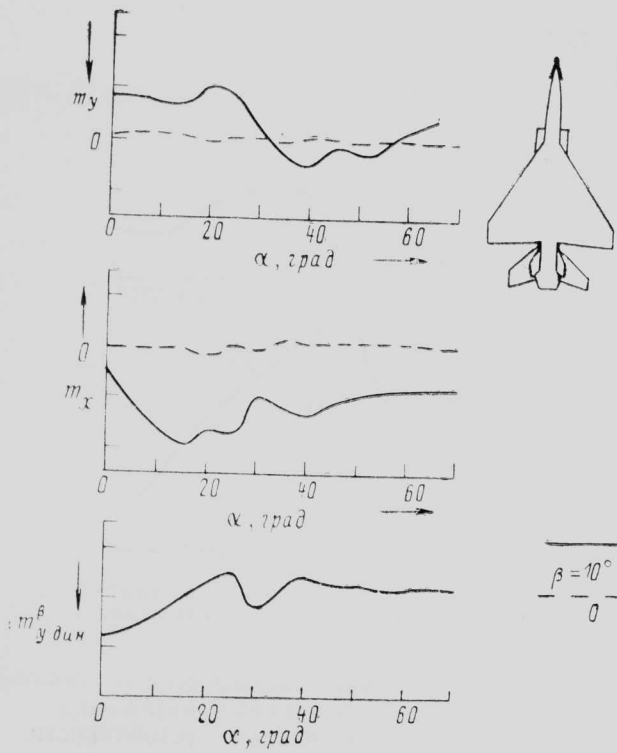
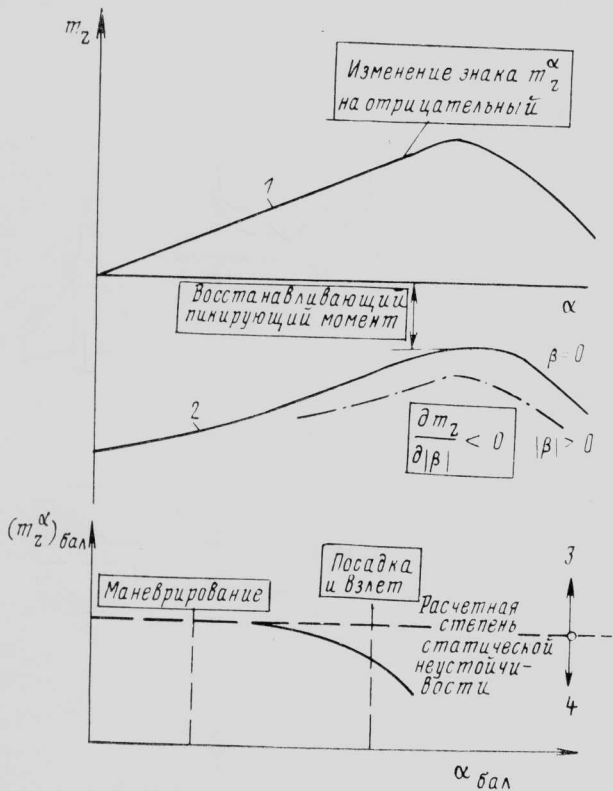
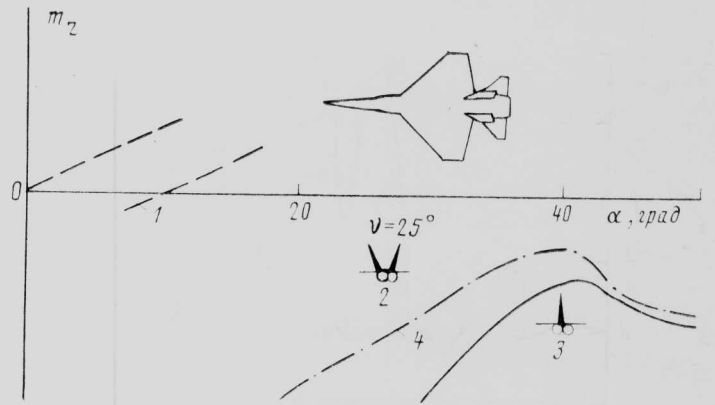


Рис. 7. Конфигурация истребителя нормальной силы с оптимизированными характеристиками боковой устойчивости (боковые ребра незатупленной носовой части фюзеляжа, плоские воздухозаборники, $\chi_{п.к} = 55^\circ$, $\lambda = 2$, двухкилевое оперение, $\nu = 25^\circ$)

Практически используемая степень статической неустойчивости ограничивается минимальной величиной пикирующего восстанавливающего момента при больших углах атаки. Этот предел может быть определен минимальной величиной углового ускоре-



1—закрылки отклонены вверх; 2—закрылки и руль высоты отклонены вниз; 3—на кабрирование; 4—на пикирование
Рис. 8. Желаемые характеристики продольной устойчивости аэродинамически неустойчивого истребителя



1—расчетная степень статической неустойчивости 10% САХ; 2—двухкилевое оперение; 3—однокилевое оперение; 4—закрылки отклонены полностью вниз, $\delta_B = 30^\circ$

Рис. 9. Влияние типа вертикального оперения на пикирующий восстанавливающий момент истребителя нормальной схемы ($\chi_{п.к} = 45^\circ$, $\lambda = 2$, $S_{напл} = 6\% S_{кр}$)

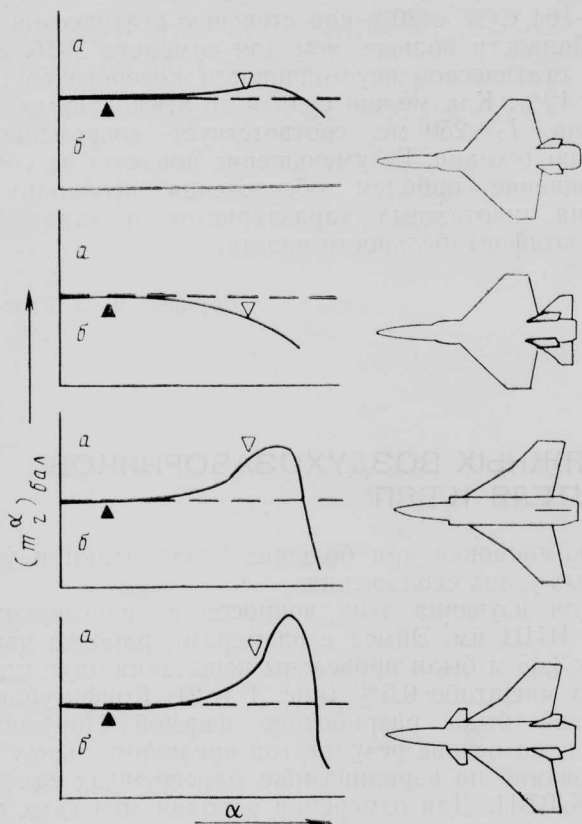
ния при полном отклонении органов продольного управления на пикирование, равной примерно $0,3 \text{ рад/с}^2$. В случае, когда схема силовой установки позволяет изменять ориентацию вектора тяги относительно самолета, допустимая степень статической неустойчивости может быть увеличена за счет того, что для аэродинамического восстанавливающего момента может быть установлено более слабое ограничение $m_z \leq 0$.

Нелинейный характер роста подъемной силы с увеличением угла атаки часто сопровождается тенденцией к кабрированию при умеренных углах атаки. Следовательно, расчетный уровень статической неустойчивости, который выбирается из условий оптимальности для режимов полета с небольшими и умеренными значениями c_y , при больших углах атаки может быть чрезмерно большим, при этом снижается располагаемый запас восстанавливающего пикирующего момента. В результате этого режимы полета с большими c_y (в частности, заход на посадку) могут стать расчетными для проектирования системы управления.

Решающее значение для получения желаемых характеристик продольной устойчивости имеет выбор геометрии и относительного расположения элементов аэродинамической схемы. При выборе площади наплывов перед корневой частью крыла следует учитывать, что они существенно усиливают тенденцию к кабрированию при увеличении угла атаки и, следовательно, снижают запас восстанавливающего пикирующего момента. Аналогичный эффект дает увеличение угла стреловидности передней кромки крыла.

На величину располагаемого восстанавливающего момента влияет и геометрия вертикального оперения. Так, например, при переходе от однокилевого оперения к двухкилевому величина этого момента может уменьшиться (рис. 9, нормальная схема). В результате отрыва потока на крыле при больших α между киллями создается область повышенного давления, увеличивающая момент относительно поперечной оси на кабрирование. Как показали эксперименты в АДТ, этот эффект сохраняется и при нулевом поперечном V вертикального оперения.

Размеры наплывов перед крылом и хвостовое вертикальное оперение существенно влияют и на



а — на кабрирование; б — на пикирование;
 ▲ — оптимальная для маневрирования степень статической неустойчивости;
 ▽ — взлет и посадка

Рис. 10. Тенденция к кабрированию при больших углах атаки истребителей различных схем

зависимость продольного момента от угла скольжения. Благоприятные отрицательные приращения $\Delta m_z(\beta)$ позволяют снизить требования по величине восстанавливающего пикирующего момента и упростить проблемы, стоящие перед разработчиками системы управления.

Одним из наиболее важных факторов, существенно влияющих на структуру и параметры системы управления, является характер изменения производной m_z^{α} для сбалансированного самолета с увеличением угла атаки. Если при каком-либо значении угла атаки балансирующая величина m_z^{α} превышает расчетное значение, заданное для режима маневрирования, то это значение α может стать определяющим при выборе параметров системы управления. Оптимальная зависимость для статически неустойчивого самолета должна характеризоваться тенденцией уменьшения величины $m_z^{\alpha} > 0$ при больших углах атаки. Это свойство аэродинамической схемы истребителя значительно упрощает решение проблем автоматизации управления на режимах взлета, посадки и боевого маневрирования. На рис. 10 приведены примеры зависимостей $m_z^{\alpha}(\alpha)$ для истребителей различных аэродинамических схем. Наиболее близка к желаемой зависимости $m_z^{\alpha}(\alpha)$ для нормальной схемы. Наихудшей в этом отношении является схема «утка» с большим углом стреловидности передней кромки крыла.

Необходимая по условиям динамической устойчивости эффективность органов продольного управления определяется не только выбранной степенью статической неустойчивости $|\partial m_z^{\alpha} / \partial c_y^{\alpha}|$, но и та-

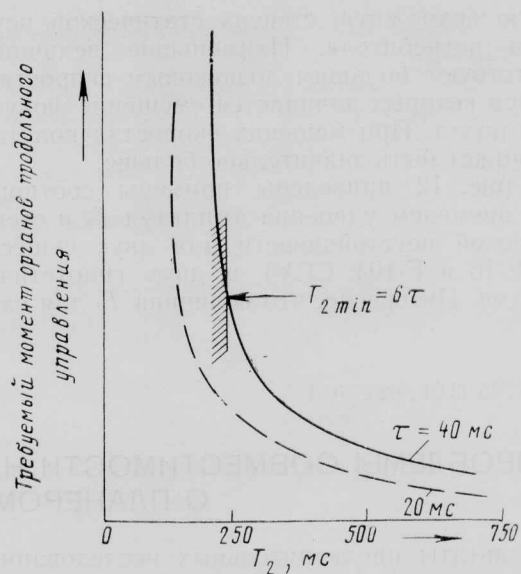


Рис. 11. Требуемая эффективность органов продольного управления при воздействии ступенчатого порыва ветра

кими параметрами компоновки самолета, как моменты инерции, площадь крыла, средняя аэродинамическая хорда и производные демпфирования. От этих параметров зависит такой показатель динамической устойчивости статически неустойчивого самолета, как время удвоения амплитуд свободных короткопериодических колебаний T_2 после ступенчатого возмущающего воздействия (например, после ступенчатого порыва ветра).

На рис. 11 иллюстрируется типичный «гиперболический» характер зависимости требуемой эффективности органов продольного управления от T_2 (указанные значения чистого запаздывания τ относятся ко всему контуру управления от восприятия сигнала чувствительным элементом датчика до создания углового ускорения). Опыт показывает, что минимальное допустимое время T_2 равно примерно 6-кратно увеличенному времени чистого запаздывания. Для систем управления современного уровня техники характерна величина суммарного чистого запаздывания $\tau = 40$ мс. В соответствии с этим время удвоения амплитуд $T_2 \approx 250$ мс можно считать той величиной, которая определяет макси-

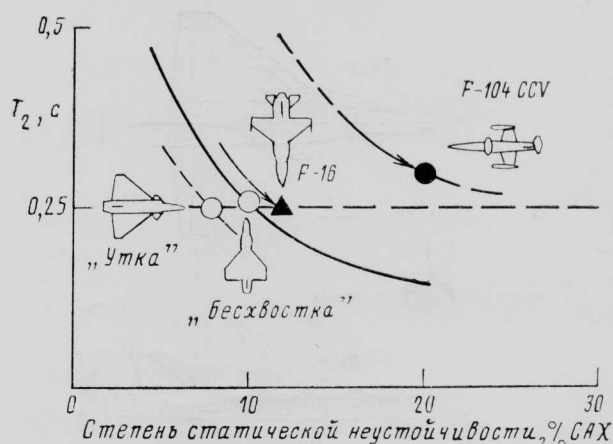


Рис. 12. Время удвоения амплитуды короткопериодических колебаний и степени статической неустойчивости современных и гипотетических истребителей при $M = 0,9$

мальную возможную степень статической неустойчивости истребителя. Наименьшие величины T_2 соответствуют большим дозвуковым скоростям полета, при которых начинается смещение фокуса самолета назад. При меньших скоростях полета время T_2 может быть значительно больше.

На рис. 12 приведены примеры соотношений между временем удвоения амплитуд T_2 и степенью статической неустойчивости для двух существующих (F-16 и F-104 ССV) и двух гипотетических самолетов. Интересно, что величина T_2 для самолета

та F-104 ССV с 20%-ной степенью статической неустойчивости больше, чем для самолета F-16, степень статической неустойчивости которого составляет 12%. Как можно судить по этим данным, величина $T_2=250$ мс соответствует современному уровню техники. Ее уменьшение повлечет за собой усложнение проблем обеспечения необходимого уровня пилотажных характеристик и характеристик комфортабельности полета.

Референт Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.01 : 623.746.3

ПРОБЛЕМЫ СОВМЕСТИМОСТИ НАДФЮЗЕЛЯЖНЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ С ПЛАНЕРОМ ИСТРЕБИТЕЛЯ К/ВВП*

Результаты предварительных исследований показывают, что схемы истребителей и ударных самолетов с верхним расположением воздухозаборников обладают целым рядом преимуществ по сравнению со схемами традиционного типа. Среди этих преимуществ — уменьшение вероятности попадания в двигатели инородных предметов, уменьшение эффективной отражающей поверхности при облучении наземными РЛС, улучшенные условия размещения подвесного вооружения на нижней поверхности фюзеляжа. Недостатком новой схемы размещения воздухозаборников является неопределенность в отношении аэродинамических характеристик компоновки в целом и в отношении эффективности воздухозаборников. Можно ожидать, в частности, что при верхней компоновке воздухозаборников несколько увеличится волновое сопротивление на режимах полета со сверхзвуковыми скоростями и возрастет минимальное сопротивление (при $c_{D0}=0$) вследствие растекания потока перед входом в воздухозаборник. Другая, еще мало изученная проблема связана с возможностью попадания в надфюзеляжные воздухозаборники заторможенного следа от расположенных впереди элемен-

тов компоновки при больших углах атаки и умеренных углах скольжения.

Для изучения этих вопросов в трансзвуковой АДТ НИЦ им. Эймса с размерами рабочей части $3,35 \times 3,35$ м были проведены испытания двух моделей в масштабе 9,5% (рис. 1 и 2). Конфигурация моделей была разработана фирмой Нортроп в 1978 г. на основе результатов предварительных исследований по аэродинамике маневренных самолетов К/ВВП. Для измерения аэродинамических сил и моментов при весовых испытаниях модель была оснащена 6-компонентными тензометрическими весами. Для изучения поля течения в плоскости входа в двигатель во второй модели был установлен ряд датчиков по схеме, представленной на рис. 3:

4 датчика статического давления,

12 датчиков полного давления,

6 датчиков нестационарного давления фирмы Кулайт.

Важным компонентом аэродинамической схемы модели являются наплывы перед корневой частью крыла, основное назначение которых заключается в вихревом воздействии на заторможенный пограничный слой на поверхности самолета перед входом в воздухозаборники. Наплывы больших размеров рассматривались как основные для обеих моделей. Малые наплывы на 40% меньшей площади имеют ту же форму.

Испытания проводились при числах M потока 0,6; 0,9 и 1,2, углах атаки до 27° и углах скольжения до 12° . За характерную площадь при расчете аэродинамических коэффициентов принималась площадь крыла с фюзеляжной частью между продолжения-

* Durston D. A., Smeltzer D. B. Inlet and airframe compatibility for a V/STOL fighter/attack aircraft with top-mounted inlets.
ICAS-82-4.2.2.

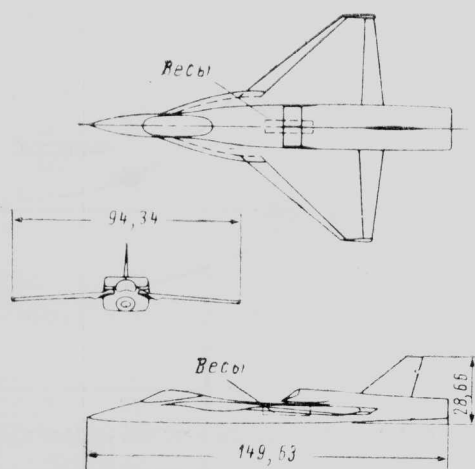


Рис. 1. Модель для весовых испытаний (размеры в см, $\chi=50^\circ$, $\lambda=2,1$, $\eta=5,5$)

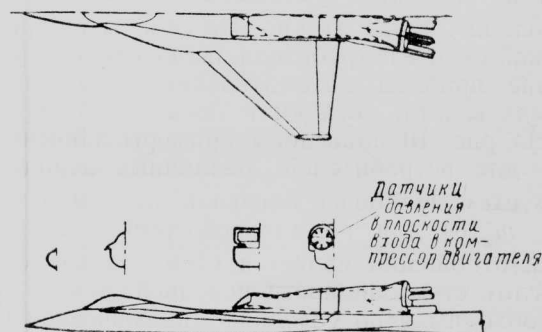
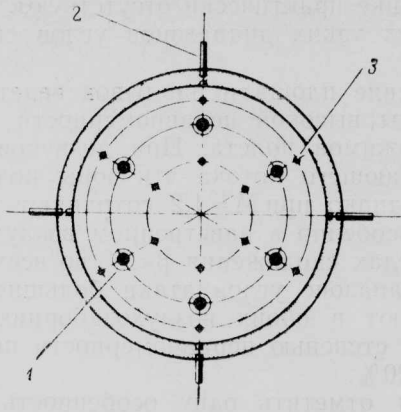


Рис. 2. Модель для исследования поля течения в воздухозаборниках

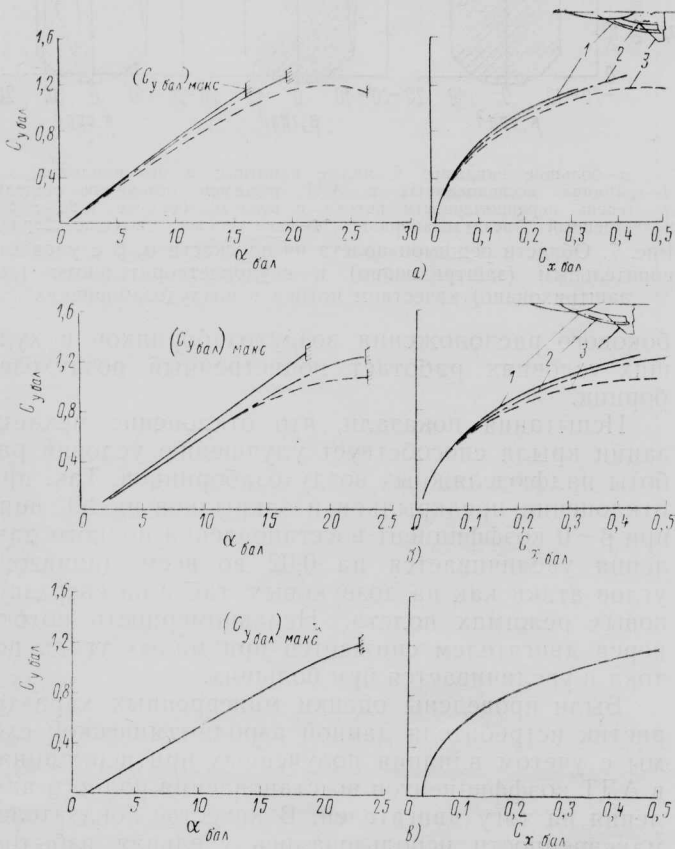


1—6 датчиков нестационарного давления фирмы Кулайт; 2—4— датчика статического давления; 3—12 датчиков полного давления

Рис. 3. Схема размещения приемников давления в плоскости входа в двигатель

ми передней и задней кромок до оси фюзеляжа. Варьировались также углы отклонения элементов передней и задней механизации крыла.

Балансировочные поляры модели приведены на рис. 4. Балансировка модели, достигавшаяся с помощью предкрылков и закрылков, соответствовала минимуму сопротивления. Поляра при $M=1,2$ была получена только для больших наплывов. Как можно видеть по этим результатам, при дозвуковых скоростях модель с большими наплывами имеет наименьшее сопротивление и наибольшую производную $c_{y_{\alpha}}$, хотя наибольший балансировоч-



а— $M=0,6$; б— $M=0,9$; в— $M=1,2$;

1—большие наплывы; 2—малые наплывы; 3—без наплывов

Рис. 4. Балансировочные аэродинамические характеристики модели

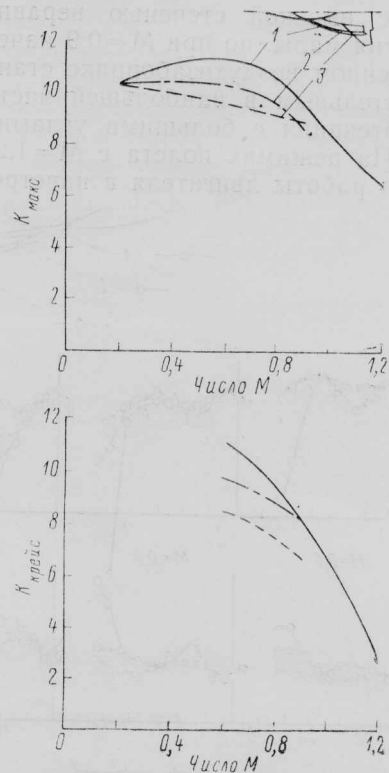
ный коэффициент подъемной силы при $M=0,6$, равный 1,25, был получен на модели с малыми наплывами.

Данные рис. 4, а и б показывают, что с уменьшением размеров наплывов максимальный балансировочный угол атаки увеличивается, поскольку при этом уменьшается кабрирующий момент, создаваемый наплывами. Увеличение площади наплывов приводит к необходимости увеличивать эффективность задней механизации крыла, используемой для балансировки.

Результаты испытаний при $M=1,2$ (рис. 4, в) показывают, что при небольших сверхзвуковых скоростях в данной аэродинамической схеме могут быть получены относительно высокие значения балансировочной подъемной силы ($c_{y_{\text{бал}}} = 1,2$).

По максимальной величине аэродинамического качества модель с большими наплывами превосходит другие модели в дозвуковом диапазоне скоростей ($M > 0,2$, рис. 5, а). Крейсерское аэродинамическое качество определялось для высоты полета 9144 м и массы самолета 11975 кг. Данные, приведенные на рис. 5, б, показывают, что при $M < 0,9$ модель с большими наплывами является наиболее аэродинамически совершенной.

На рис. 6 представлены характеристики поля потока в плоскости входа в двигатель при симметричном обтекании самолета ($\beta=0$). Коэффициент восстановления полного давления вычислялся путем усреднения по площади результатов измерений полного давления в малой окрестности каждого датчика, которые относились к полному давлению в невозмущенном потоке АДТ. Неравномерность поля течения определялась как отношение максимальной разности показаний датчиков давления



1—большие наплывы; 2—малые наплывы; 3—без наплывов

Рис. 5. Максимальное и крейсерское аэродинамическое качество сбалансированной модели

к среднему полному давлению (данные рис. 6 соответствуют неотклоненным предкрылкам и закрылкам). Модели с большими и малыми наплывами имеют почти одинаковые характеристики поля течения в воздухозаборнике во всем рассмотренном диапазоне чисел M . Модель с малыми наплывами имеет несколько более высокие значения коэффициента восстановления и меньшую неравномерность потока при малых и средних углах атаки, тогда как при больших углах атаки лучшие характеристики обеспечиваются большими наплывами. Это можно объяснить относительно большим смещением назад точек распада вихрей, сходящих с больших наплывов. При отсутствии наплывов качество потока перед входом в двигатель существенно ниже, особенно в области умеренных и больших углов атаки.

На рис. 7 иллюстрируется зависимость степени неравномерности поля течения в воздухозаборниках от углов атаки и скольжения. В заштрихованной части области режимов полета на плоскости α, β степень неравномерности меньше или равна 20%, что примерно соответствует предельному эксплуатационному уровню для современного двигателя. При положительном угле скольжения правый воздухозаборник является «наветренным», левый — «подветренным». В срезанных участках областей режимов обтекания подветренного воздухозаборника для модели с малыми наплывами при $M=0,9$ и $1,2$ степень неравномерности не была определена из-за неудовлетворительности результатов измерений.

Наибольшая неравномерность поля давления наблюдалась в наветренном воздухозаборнике при испытаниях модели без наплывов. При $M=0,6$ размеры незаштрихованной части области режимов обтекания с высокой степенью неравномерности поля давления малы, но при $M=0,9$ качество потока в наветренном воздухозаборнике становится неудовлетворительным в наибольшей части области режимов обтекания с большими углами скольжения $\beta > 2^\circ$. На режимах полета с $M=1,2$ приемлемые условия работы двигателя в наветренном воз-

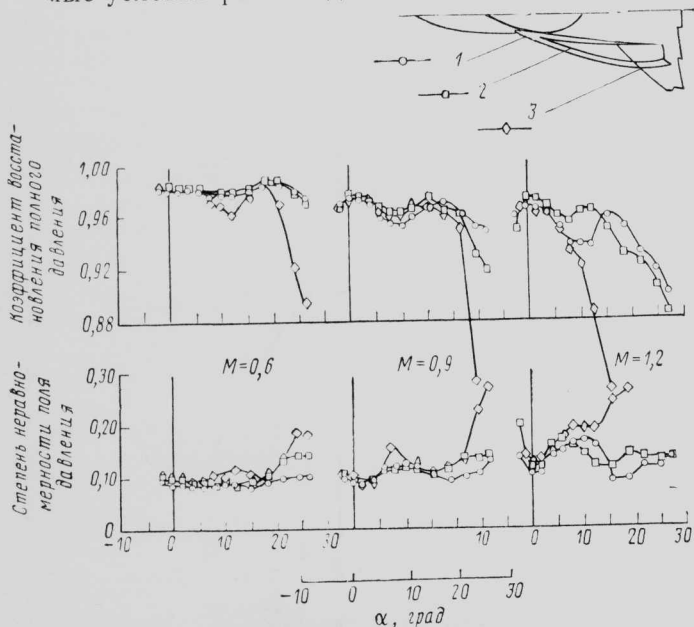


Рис. 6. Влияние размеров наплывов на качество потока в воздухозаборниках ($\beta=0$, механизация крыла не отклонена)

духозаборнике практически отсутствуют, за исключением двух узких диапазонов углов скольжения при $\alpha < 13^\circ$.

Увеличение площади наплывов ведет к уменьшению зоны высокой неравномерности потока на области режимов полета. При дозвуковых скоростях набегающего потока эти зоны почти совсем исчезают, однако при $M=1,2$ сохраняют умеренные размеры, особенно в наветренном воздухозаборнике. При углах скольжения $\beta < 5^\circ$ во всем рассмотренном диапазоне углов атаки большие наплывы обеспечивают в обоих воздухозаборниках режим течения со степенью неравномерности поля давления ниже 20%.

Следует отметить одну особенность надфюзеляжных воздухозаборников: при полете со скольжением наихудший режим течения наблюдается в наветренном воздухозаборнике, тогда как в случае

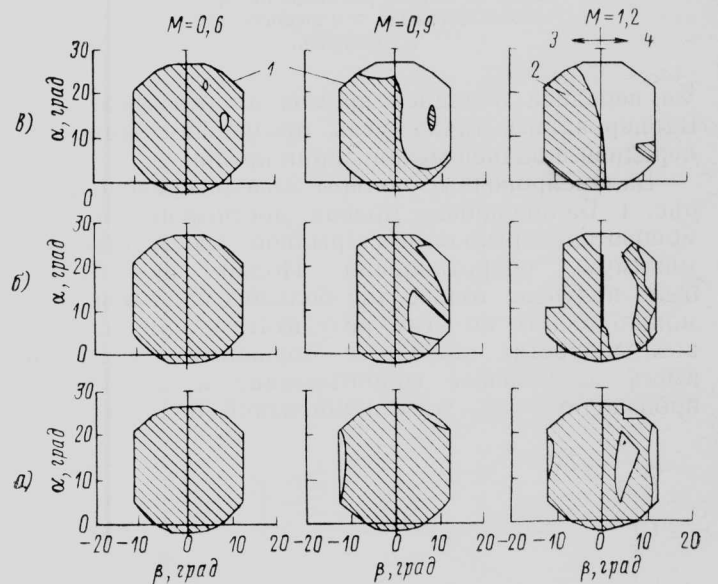
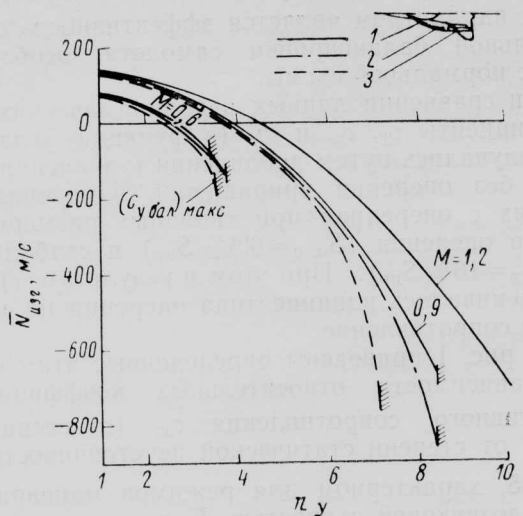


Рис. 7. Области режимов полета на плоскости α, β с удовлетворительным (заштриховано) и неудовлетворительным (незаштриховано) качеством потока в воздухозаборниках

бокового расположения воздухозаборников в худших условиях работает подветренный воздухозаборник.

Испытания показали, что отклонение механизации крыла способствует улучшению условий работы надфюзеляжных воздухозаборников. Так, при отклонении предкрылков и закрылков на 30° вниз при $\beta=0$ коэффициент восстановления полного давления увеличивается на 0,02 во всем диапазоне углов атаки как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых режимах полета. Неравномерность потока перед двигателем снижается при малых углах потока и увеличивается при больших.

Были проведены оценки маневренных характеристик истребителя данной аэродинамической схемы с учетом влияния полученных при испытаниях в АДТ коэффициентов восстановления полного давления на тягу двигателей. В качестве показателей маневренности использовались удельная избыточная мощность и нормальная перегрузка. Расчеты проводились для высоты полета 9144 м. Удельная избыточная мощность пропорциональна разности



1—большие наплывы; 2—малые наплывы; 3—без наплывов

Рис. 8. Маневренные характеристики

между тягой и сопротивлением и является мерой скороподъемности и быстроты разгона на постоянной высоте. Величина нормальной перегрузки характеризует угловую скорость разворота и возможности быстрых поперечных смещений траектории полета.

Измеренные в АДТ коэффициенты восстановления полного давления использовались для получе-

ния скорректированного уровня тяги двигателей при данном угле атаки. Влияние отклонения механизации крыла на восстановление давления и тягу при некоторых значениях перегрузки не учитывалось из-за недостаточности экспериментальных данных. Это относится к режимам полета с $M=0,6$ ($n_y > 2$ с малыми наплывами и $n_y > 3$ без наплывов) и $M=0,9$ ($n_y > 5$ с малыми наплывами и $n_y > 7$ без наплывов). Для этих случаев коэффициенты восстановления давления и уровни тяги принимались соответствующими неотклоненным предкрылкам и закрылкам. Считалось, что степень неравномерности поля давления в воздухозаборнике, меньшая 20%, не влияет на уровень тяги.

Результаты расчетов, приведенные на рис. 8, свидетельствуют о некотором повышении маневренности на дозвуковых скоростях при использовании больших наплывов. Недостатком больших наплывов в этом отношении является невозможность балансировки самолета на больших углах атаки, вследствие чего эксплуатационные перегрузки ограничиваются величиной 3,5. При малых наплывах $n_{y \max} = 3,75$. При сверхзвуковом числе $M = 1,2$ большие наплывы обеспечивают более высокие удельные избыточные мощности, чем при $M = 0,6$ и $0,9$, во всем диапазоне нормальных перегрузок.

Референт Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.015.3 : 623.746.3

СРАВНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО СТАТИЧЕСКИ НЕУСТОЙЧИВОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ НОРМАЛЬНОЙ СХЕМЫ И СХЕМЫ „УТКА“*

Фирмой Дорнье (ФРГ) проведен сопоставительный анализ результатов теоретических и экспериментальных исследований компоновки нормальной схемы и схемы «утка» применительно к перспективному тактическому истребителю. Сравнимые аэродинамические схемы оптимизировались в расчете на одно и то же боевое применение. При изучении особенностей каждой из этих схем основное внимание уделялось следующим вопросам:**

1. Основные требования к типичному тактическому истребителю.

2. Аэродинамические параметры, непосредственно влияющие на летные характеристики самолета:

а) индуктивное сопротивление при дозвуковых скоростях,

б) индуктивное сопротивление при сверхзвуковых скоростях,

в) зависимость сопротивления при нулевой подъемной силе от числа M полета.

3. Поведение самолета при больших углах атаки.

4. Максимальные балансировочные значения c_y .

5. Пригодность данной аэродинамической схемы для перспективного истребителя.

Сравнение по величине индуктивного сопротивления и $c_{y \max}$ проводилось на основе результатов испытаний в аэродинамических трубах (АДТ).

Волновое сопротивление при $c_y = 0$ определялось теоретически с учетом поправочного коэффициента, основанного на данных испытаний в АДТ.

Для количественного сравнения двух аэродинамических схем был выделен ряд параметров, которые в той или иной степени отражают комплекс основных требований к будущим истребителям. К числу этих требований относятся:

1. Высокие угловые скорости установившихся разворотов с дозвуковой скоростью. Этому требованию отвечают малое индуктивное сопротивление и соответственно большое относительное удлинение крыла.

2. Высокие угловые скорости неустановившихся разворотов с дозвуковой скоростью. Это может быть обеспечено при больших значениях $(c_{y \text{ бал}})_{\max}$ и большой площади крыла.

3. Большая удельная избыточная мощность, реализуемая при малых значениях дозвукового и, особенно, сверхзвукового сопротивления при $c_y = 0$. Росту удельной избыточной мощности способствуют:

а) малая площадь смачиваемой поверхности самолета — для снижения сопротивления трения;

б) малое относительное удлинение крыла, малые относительные поперечные размеры самолета, оптимальное распределение площадей поперечных сечений по длине фюзеляжа — для снижения сверхзвукового волнового сопротивления при $c_y = 0$.

4. Высокие угловые скорости установившихся разворотов при небольших сверхзвуковых скоростях. Для их получения необходимо иметь малое волновое сопротивление при $c_y=0$, малое индуктивное сопротивление и относительно большую площадь крыла.

5. Высокая эффективность органов управления самолетом относительно всех связанных осей. При сравнении нормальной схемы и схемы «утка» задавался один и тот же уровень ускорения на пикирование, создаваемого при полном отклонении органов продольного управления на больших углах атаки.

Противоречивый характер перечисленных требований диктует необходимость оптимизации и компромиссных решений при выборе параметров аэродинамической схемы.

Сравнивая эти две аэродинамические компоновки по геометрическим параметрам, можно выделить ряд основных особенностей. Площадь переднего оперения схемы «утка» [$S_{п.о} = (5-8\%) S_{кр}$] меньше площади стабилизатора нормальной схемы [$S_{ст} = (10-16\%) S_{кр}$]. Длина фюзеляжа в схеме «утка» меньше, чем в нормальной схеме. Это связано с тем, что эффективность руля высоты в нормальной схеме непосредственно зависит от длины фюзеляжа. Вследствие более тяжелой задней части фюзеляжа, в которой располагаются двигатели, и необходимости смещения вперед крыла для размещения стабилизатора длина передней части фюзеляжа в нормальной схеме должна быть достаточно большой, чтобы обеспечить нужную центровку.

Схема «утка» более благоприятна для реализации оптимального распределения площадей поперечных сечений по длине фюзеляжа, которое определяет величину волнового сопротивления при сверхзвуковых скоростях полета. В нормальной схеме площади сечений в хвостовой части фюзеляжа, где расположен стабилизатор, не могут быть уменьшены из-за того, что здесь же располагаются двигатели. Волновое сопротивление зависит также от типа двигателей, воздухозаборников, сопел и ряда других факторов, влияющих на относительные поперечные размеры самолета. В связи с этим к числу преимуществ нормальной схемы следует отнести меньшие относительные поперечные размеры вследствие меньших размеров крыла.

Таким образом, из одного только сравнения нормальной схемы и схемы «утка» по параметрам конфигурации нельзя сделать однозначный вывод о предпочтительности какой-либо из них. Для этого необходимы более содержательные критерии, оценивающие летные характеристики самолета.

Наилучшим способом получения оптимального сочетания высоких угловых скоростей установившихся и неустановившихся разворотов при дозвуковых скоростях полета, с одной стороны, и высоких угловых скоростей установившихся разворотов и большой удельной избыточной мощности при сверхзвуковых скоростях, с другой, является уменьшение степени аэродинамической устойчивости (дестабилизация) компоновки. Аэродинамическая дестабилизация во всех случаях способствует снижению коэффициента индуктивного сопротивления c_{xi} . Однако степень статической устойчивости — не единственный параметр, влияющий на индуктивное сопротивление. Другим важным в этом отно-

шении параметром является эффективность органа продольной балансировки самолета, особенно в случае нормальной схемы.

При сравнении данных аэродинамических схем коэффициенты c_y , c_x и m_z (в функции угла атаки) получались путем добавления к значениям для схемы без оперения приращений, измеренных на моделях с оперением при типичных размерах переднего оперения ($S_{п.о} = 6,3\% S_{кр}$) и стабилизатора ($S_{ст} = 16\% S_{кр}$). При этом в результате сравнения оценивалось влияние типа оперения на индуктивное сопротивление.

На рис. 1 приведены определенные этим способом зависимости относительных коэффициентов индуктивного сопротивления \bar{c}_{xi} (отнесенных к $c_y^2/\pi\lambda$) от степени статической неустойчивости при $c_y=0,55$, характерном для режимов маневрирования с дозвуковой скоростью. Более аэродинамически эффективной конфигурацией считается та, у которой значения \bar{c}_{xi} меньше. По этому критерию схема «утка» хуже, чем нормальная схема. Из приведенных данных следует также, что с увеличением степени статической неустойчивости различия между этими двумя схемами по величине \bar{c}_{xi} существенно уменьшаются, причем для нормальной схемы характерна более слабая зависимость \bar{c}_{xi} от степени статической неустойчивости.

Эти различия между схемами могут быть объяснены следующими причинами.

1. В нормальной схеме фокус благодаря стабилизатору смещается назад, тогда как в схеме «утка» переднее оперение способствует смещению фокуса вперед. В результате этого при одной и той же степени статической неустойчивости центр масс самолета нормальной схемы оказывается более смещенным назад относительно крыла, чем у самолета схемы «утка», и, следовательно, более близким к центру давления рулевых поверхностей на задней кромке крыла. Вследствие меньшего плеча аэродинамической силы закрылков в случае нор-

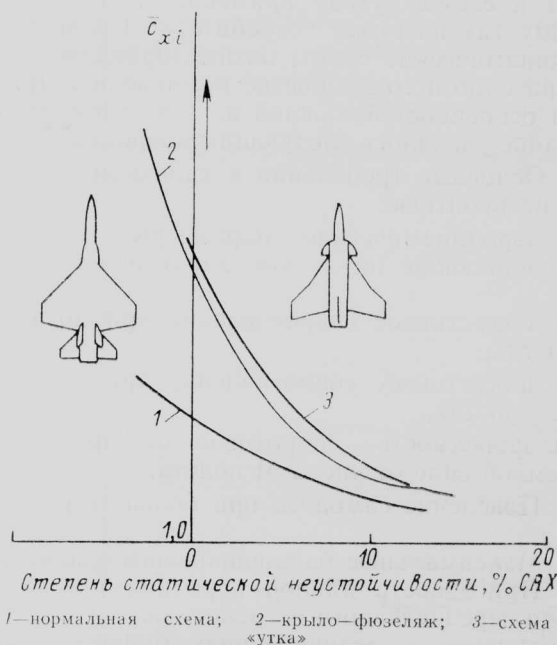
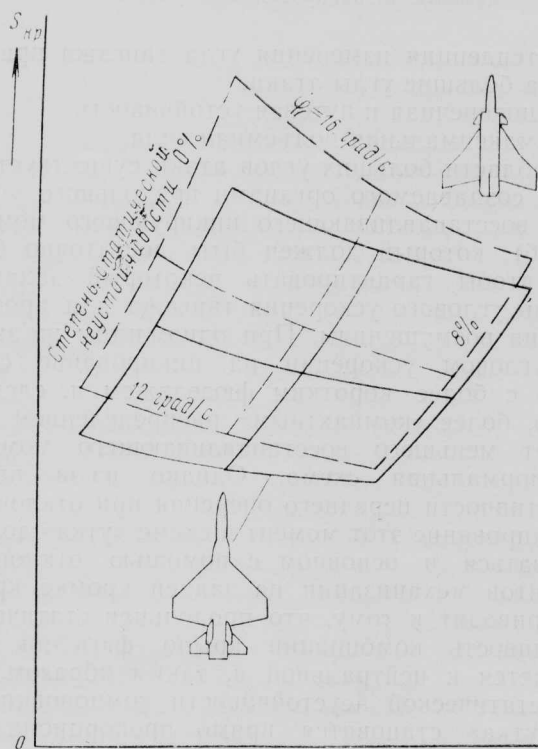


Рис. 1. Зависимости относительного индуктивного сопротивления от степени статической неустойчивости при дозвуковых скоростях

мальной схемы увеличивать загрузку хвостовой части крыла выгоднее, чем загрузку передней части, которая зависит от угла атаки и дает непосредственный вклад в увеличение индуктивного сопротивления.

2. Испытания в АДТ показывают, что переднее оперение в схеме «утка» является малоэффективным средством балансировки самолета, так как оптимальной угол отклонения переднего оперения (независимо от его размеров) близок к нулю, когда оно фактически выполняет такую же аэродинамическую функцию, как неподвижные наплывы перед корневой частью крыла. Поэтому величина c_{xi} схемы «утка» несколько больше, чем для комбинации крыло—фюзеляж, поскольку добавление

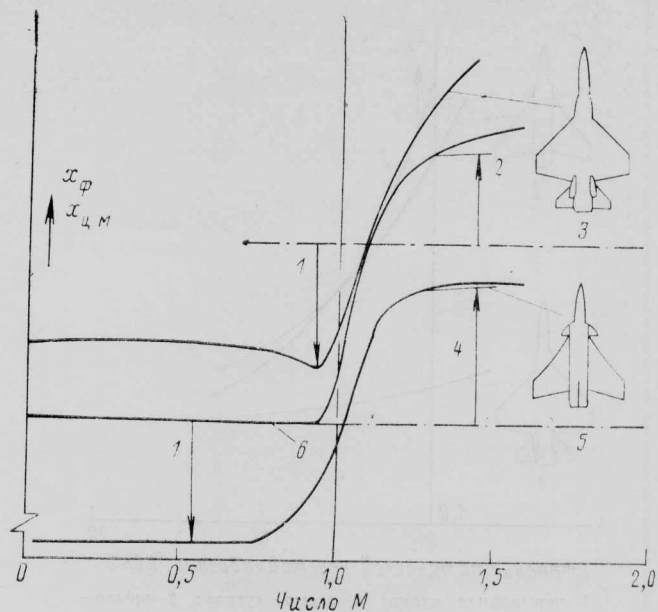


— нормальная схема; - - - - схема «утка»
Рис. 2. Сравнение площадей крыла $S_{кр}$ в схеме «утка» и нормальной схеме, обеспечивающих одинаковые угловые скорости разворота в воздушном бою

переднего оперения приводит к смещению крыла назад относительно центра масс и к соответствующему увеличению плеча приращений аэродинамической силы на хвостовой части крыла, возникающей при отклонении закрылков. Аналогичный эффект наблюдается при установке наплывов перед крылом. Чем больше площадь переднего оперения, тем хуже сравнительная оценка схемы «утка» по критерию c_{xi} . Преимущества по величине индуктивного сопротивления позволяют в случае нормальной схемы обеспечить такие же, как в схеме «утка», маневренные характеристики при меньших размерах крыла (рис. 2).

Важное значение для оценки сопротивления, зависящего от подъемной силы, при сверхзвуковых скоростях полета имеет зависимость положения фокуса самолета от числа M (рис. 3).

Хотя размеры переднего оперения относительно невелики, сдвиг фокуса при его добавлении к ком-



1—максимальная неустойчивость; 2—эффективная устойчивость; 3—нормальная схема; 4—устойчивость; 5— $x_{ц.м}$ схема «утка»; 6—крыло—фюзеляж

Рис. 3. Изменение положения фокуса самолетов при переходе от дозвукового к сверхзвуковому режиму полета

бинации крыло—фюзеляж в дозвуковом диапазоне скоростей значительно больше, чем при добавлении стабилизатора в нормальной схеме. Это объясняется тем, что переднее оперение находится в поле потока, скошенного вверх, тогда как стабилизатор обтекает в условиях скоса потока вниз за крылом. В окрестности $M=1$ влияние типа оперения на изменения положения фокуса уменьшается. При сверхзвуковых скоростях с ростом числа M фокус самолета схемы «утка» перемещается в некоторое постоянное положение, тогда как при нормальной схеме с фиксированным стабилизатором фокус смещается назад значительно больше, при этом уровень статической устойчивости самолета становится весьма высоким.

Высказываемое иногда мнение о том, что этот факт является недостатком нормальной схемы, следует считать неверным, поскольку в качестве первого шага оптимизации компоновки может быть осуществлена разгрузка хвостового оперения. При этом положение «эффективного фокуса» компоновки может быть приближено к фокусу комбинации крыло—фюзеляж (см. рис. 3). В результате этого «эффективные» степени статической устойчивости обеих схем при сверхзвуковых скоростях будут одинаковыми.

На рис. 4 сравниваются зависимости сверхзвукового относительного индуктивного сопротивления для рассматриваемых аэродинамических схем от расчетной степени статической неустойчивости. Приведенные оценки соответствуют режиму полета при $M=1,3$ и $c_y=0,3$. Эти данные также свидетельствуют в пользу нормальной схемы. С уменьшением степени статической неустойчивости преимущество нормальной схемы возрастает.

Как уже отмечалось выше, для нормальной схемы характерна повышенная длина фюзеляжа, что способствует увеличению сопротивления трения, однако эта схема допускает возможность использования крыла меньшей площади, за счет чего сопро-

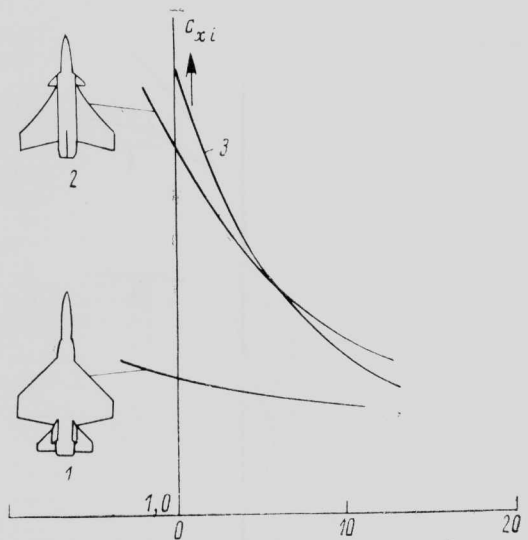


Рис. 4. Зависимости относительного индуктивного сопротивления от степени статической неустойчивости при сверхзвуковых скоростях
1—нормальная схема; 2—схема «утка»; 3—крыло—фюзеляж

тивление трения уменьшается. Как можно видеть на рис. 5, по величине аэродинамического сопротивления при нулевой подъемной силе между нормальной схемой и схемой «утка» нет принципиальных различий. Особенностью схемы «утка» с характерными для нее повышенными поперечными размерами является существование минимума c_{x0} при некотором сверхзвуковом значении числа M . Этот минимум связан с реализацией распределения площадей поперечных течений, близкого к оптимальному для некоторого числа M . В случае нормальной схемы возможности оптимизации распределения площадей сечений ограничены, однако эта схема позволяет обеспечить приемлемый уровень c_{x0} в более широком сверхзвуковом диапазоне скоростей полета за счет большей «вытянутости» компоновки в направлении оси фюзеляжа.

Динамика маневренного самолета при больших углах атаки характеризуется следующими аэродинамическими свойствами компоновки:

1) максимальная допустимая степень продольной статической неустойчивости при заданной величине восстанавливающего момента на пикирование;

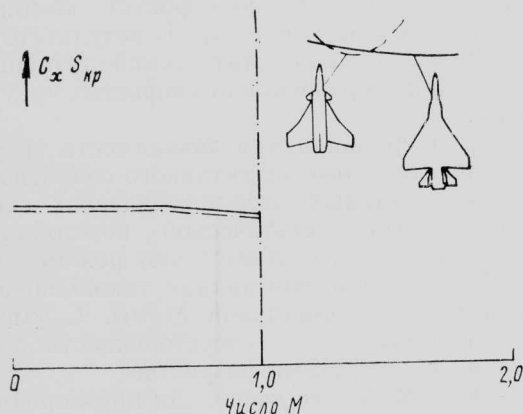


Рис. 5. Сравнение нормальной схемы и схемы «утка» по величине аэродинамического сопротивления при нулевой подъемной силе
— схема «утка»; — нормальная схема



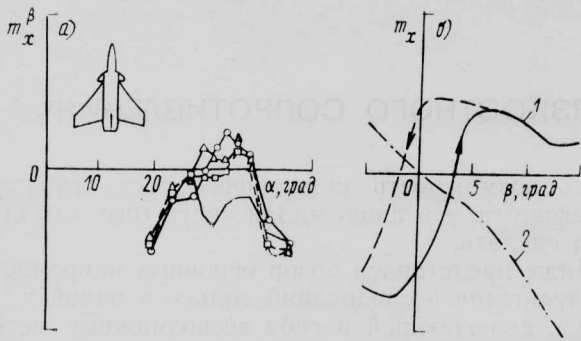
Рис. 6. Зависимости восстанавливающего момента на пикирование от угла атаки
— схема «утка»; — нормальная схема (закрылки и стабилизатор отклонены полностью на пикирование)

- 2) тенденция изменения угла тангажа при выходе на большие углы атаки;
- 3) поперечная и путевая устойчивость;
- 4) максимальная подъемная сила.

В области больших углов атаки существует минимум создаваемого органами продольного управления восстанавливающего пикирующего момента (рис. 6), который должен быть достаточно большим, чтобы гарантировать некоторый заданный уровень углового ускорения тангажа для противодействия возмущениям. При одном и том же заданном угловом ускорении на пикирование схема «утка» с более коротким фюзеляжем и, следовательно, более «компактным» распределением масс требует меньшего восстанавливающего момента, чем нормальная схема. Однако из-за низкой эффективности переднего оперения при отклонении на пикирование этот момент в схеме «утка» должен создаваться в основном с помощью отклонений элементов механизации на задней кромке крыла. Это приводит к тому, что продольная статическая устойчивость комбинации крыло—фюзеляж приближается к нейтральной и, таким образом, степень статической неустойчивости компоновки схемы «утка» становится прямо пропорциональной размерам переднего оперения. При этом могут возникнуть дополнительные проблемы, связанные с тем, что большая заданная степень статической неустойчивости потребует большой площади переднего оперения, существенно отличающейся от оптимальной по другим критериям, например, относящимся к боковой устойчивости.

В случае нормальной схемы максимальная степень статической неустойчивости также зависит от размеров оперения (стабилизатора), но эти размеры могут выбираться на основе главным образом этого требования, поскольку влияние стабилизатора на поперечно-путевую устойчивость незначительно. Поэтому хвостовое горизонтальное оперение является наиболее эффективным средством обеспечения требуемого уровня восстанавливающего пикирующего момента, тем более, что при углах атаки, больших соответствующего минимуму $|m_z|$, эффективность органов продольного управления нормальной схемы больше, чем схемы «утка» (см. рис. 6). При малых углах атаки обе аэродинамические схемы в этом отношении равноценны.

Одна из проблем проектирования статически неустойчивого маневренного самолета связана с преодолением тенденции к кабрированию при увеличении угла атаки. Особый интерес в этом плане



$\alpha - \delta_{\text{предкр}}/\delta_{\text{закр}} = 33^\circ/10^\circ; \beta = 10^\circ; \circ - \delta_{\text{п.о}} = 0; \triangle - \delta_{\text{п.о}} = -15^\circ; \square - \delta_{\text{п.о}} = -30^\circ; \text{---} - \text{без переднего оперения};$
 $\delta - \alpha = 35^\circ; \delta_{\text{п.о}} = 0; \delta_{\text{предкр}}/\delta_{\text{закр}} = 18^\circ/10^\circ$
 1 — с передним оперением; 2 — без переднего оперения

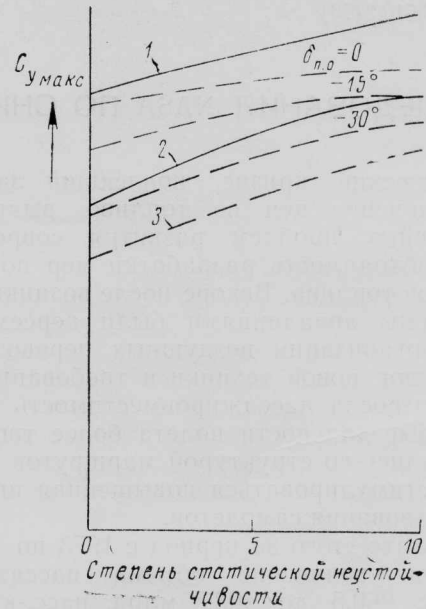
Рис. 7. Влияние переднего оперения на поперечную устойчивость истребителя схемы «утка»

представляет характер изменения производной m_x^β в функции угла α , поскольку от величины m_x^β зависят быстродействие и реакция системы управления полетом на возмущающие воздействия. Значительные изменения этого параметра при переходе от малых углов атаки к большим нежелательны. И в этом отношении нормальная схема превосходит схему «утка» вследствие более высокой эффективности стабилизатора, как средства создания пикирующего восстанавливающего момента.

Имеющиеся экспериментальные данные свидетельствуют о существенном негативном влиянии переднего оперения на поперечную устойчивость при закритических углах атаки, где параметр m_x^β имеет наиболее важное значение для боковой устойчивости. Эта характерная особенность схемы «утка» связана с нелинейностью (гистерезисом) зависимости поперечного момента от угла скольжения при больших α , обусловленной несимметрией вихревых структур обтекания переднего оперения и крыла по обе стороны от плоскости симметрии самолета (рис. 7). При нормальной схеме стабилизатор не влияет на вихревое течение у крыла и не играет существенной роли в обеспечении боковой устойчивости при больших α . Для этого могут эффективно использоваться изменения формы крыла и передней части фюзеляжа.

Многие негативные свойства схемы «утка» можно было бы устранить путем разгрузки переднего оперения. Действительно, боковая устойчивость может быть обеспечена, если при отклонении переднего оперения возникающая на нем аэродинамическая сила остается направленной вниз. Однако при этом исчезнут и все достоинства этой аэродинамической схемы при больших углах атаки.

На рис. 8 сравниваются максимальные величины балансировочных коэффициентов подъемной силы обеих аэродинамических схем. Располагаемые величины $C_{y_{\text{max}}}$ определяют максимальные угловые скорости неустановившихся разворотов при энергичном маневрировании. Различие по $C_{y_{\text{max}}}$, причем в пользу нормальной схемы, наблюдается уже при сравнении этих схем без оперения. Это объясняется наличием наплывов перед крылом в нормальной схеме, которые не могут использоваться в схеме «утка». Добавление оперения повышает несущую способность обеих схем. Следует,



1—со стабилизатором; 2—без стабилизатора; 3—без переднего оперения
 Рис. 8. Максимальные балансировочные коэффициенты подъемной силы

однако, отметить, что высокая несущая способность статически неустойчивого самолета нормальной схемы может быть практически использована, так как при ее реализации не возникает каких-либо принципиальных проблем. Иначе обстоит дело в случае схемы «утка», где более остро ставятся проблемы боковой устойчивости и управляемости, решение которых может привести к снижению располагаемых величин $C_{y_{\text{max}}}$ до значений, соответствующих комбинации крыло—фюзеляж. Следствием этого же является тенденция к увеличению площади крыла в схеме «утка» с целью компенсировать эти потери и обеспечить такой же уровень значений $C_{y_{\text{max}}}$, каким обладает нормальная схема. Однако решение об увеличении площади крыла должно приниматься с учетом его влияния на характеристики самолета при сверхзвуковых скоростях полета.

Хотя приведенные выше результаты указывают на определенные преимущества нормальной схемы по сравнению со схемой «утка», из этого не следует, что одна из этих схем является во всех случаях наилучшей, а другая должна быть отброшена как бесперспективная для истребителей будущего. Эти результаты позволяют сделать два вывода, которые могут иметь важное значение при проектировании новых высокоманевренных самолетов.

1. Схема «утка» не обладает бесспорным превосходством над более традиционной нормальной схемой, когда речь идет о создании будущего боевого самолета.

2. При использовании нормальной схемы разработчикам не придется иметь дела с проблемами высокой сложности при обеспечении достаточного уровня продольной и боковой устойчивости и управляемости самолета на режимах полета с большими углами атаки, т. е. можно считать, что разработка перспективного истребителя нормальной схемы связана с меньшим техническим риском.

Референт Б. П. Круглов.

ИССЛЕДОВАНИЯ NASA ПО СНИЖЕНИЮ ВЯЗКОСТНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ*

Энергетический кризис, повлекший за собой резкое увеличение цен на топливо, выдвинул в число основных проблем развития современной авиации необходимость разработки мер по снижению расходов топлива. Вскоре после возникновения этой проблемы авиалиниями были пересмотрены принципы организации воздушных перевозок, политика закупок новой техники и требования к самолетам. Возросла пассажировместимость самолетов, расчетные дальности полета более тщательно согласовывались со структурой маршрутов авиалиний, стала стимулироваться повышенная интенсивность использования самолетов.

В результате этого за период с 1973 по 1980 гг., несмотря на увеличение объема пассажирских перевозок с 260,5 до 408,5 млрд. пасс.-км, суммарный расход топлива снизился с 40,4 до 39,6 млрд. л, при этом среднее число пассажиро-километров на литр расходуемого топлива увеличилось на 65%. Однако дальнейшее существенное повышение экономичности авиaperезвозок невозможно без реализации в новых разработках крупных усовершенствований в области аэродинамики и самолетных систем.

Позиция авиалиний в этих вопросах находит свое выражение в заказах на новые самолеты Боинг 767 и 757, отличающиеся высокой топливной эффективностью. Вслед за этими самолетами на авиалинии выйдут такие экономичные самолеты, как L-1011-500, DC-9 «Супер» 80 и А-310. Для всех этих самолетов, однако, характерен высокий уровень аэродинамического сопротивления, обусловленного силами вязкости при турбулентном состоянии пограничного слоя (ПС) на большей части внешней поверхности.

Вязкостное сопротивление составляет около половины суммарного аэродинамического сопротивления дозвукового транспортного самолета с большой дальностью полета, и на его долю приходится приблизительно 50% расходуемого топлива или около 1/3 прямых эксплуатационных расходов (ПЭР). Если бы удалось обеспечить полностью ламинарное обтекание такого самолета, то его вязкостное сопротивление снизилось бы на ~90%, расходы топлива — почти на 45%, а ПЭР — на ~27%.

В военно-транспортной авиации снижение сопротивления и расходов топлива позволило бы значительно увеличить дальность полета и вес перевозимой полезной нагрузки.

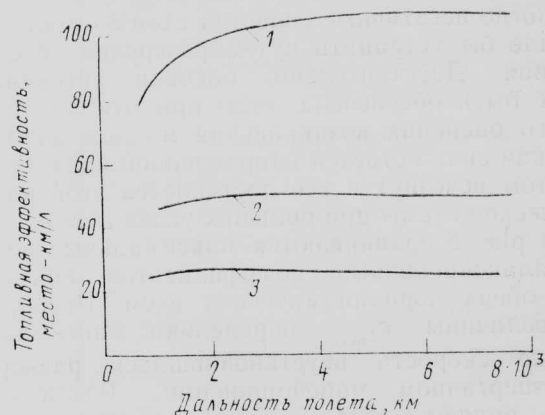
В связи с увеличением цен на авиационное топливо в NASA повысился приоритет исследований по методам снижения расходов топлива на самолетах. В рамках программы повышения энергетической эффективности самолетов АСЕЕ ведутся исследования по различным научно-техническим дисциплинам: аэродинамике, авиационным конструкциям, системам управления, силовым установкам. В этом направлении сделано уже немало. Но если

учесть возможность дальнейшего роста топливно-го дефицита, это лишь малая часть того, что предстоит сделать.

Ниже представлен обзор основных направлений и результатов исследований только в одной из областей, включающей в себя всевозможные методы снижения вязкостной составляющей сопротивления. Как показывают полученные результаты, это направление является весьма многообещающим, если иметь в виду наблюдающиеся в настоящее время высокие темпы прогресса в области материалов, технологий производства, теории гидродинамической устойчивости и методов проектирования профилей и крыльев.

На рис. 1 приведены оценки уровня топливной эффективности, который может быть достигнут к 1990 г. на 4-двигательном транспортном самолете с большой дальностью полета. Предполагалось, что при проектировании самолета этого уровня техники будут широко использоваться композиционные материалы, сверхкритические профили и системы активного управления при уменьшенной аэродинамической устойчивости компоновки, а крыло будет иметь относительное удлинение 12. Платная нагрузка при дальности полета 9250 км будет включать 500 пассажиров и груз весом 19,5 тс. По этим оценкам для усовершенствованного транспортного самолета уровня техники 1990 г. достижима топливная эффективность порядка 48 место-км/л, что примерно вдвое превышает топливную эффективность широкофюзеляжного самолета уровня техники 1970 г. При обеспечении полностью ламинарного обтекания поверхностей самолета топливная эффективность может быть увеличена до 95,6 место-км/л, т. е. вдвое по сравнению с усовершенствованным транспортным самолетом или на 275% по сравнению с самолетом современного уровня техники.

На рис. 2 перечислены технические проблемы, которые необходимо решать для достижения полной ламинаризации обтекания самолета. Главными

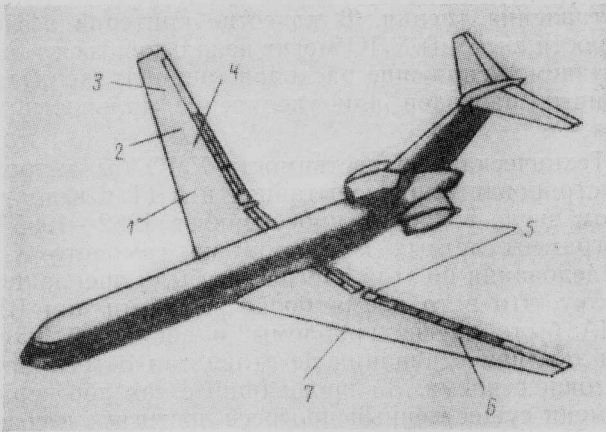


1—самолет с полностью ламинарным обтеканием; 2—усовершенствованный самолет уровня техники 1990 г.; 3—4-двигательный широкофюзеляжный самолет уровня техники 1970 г.

Рис. 1. Потенциальные возможности повышения топливной эффективности транспортных самолетов

* Petersen R. H., Maddalon D. V. NASA research on viscous drag reduction.

ICAS—82—5.1.4.



1—конструкция самолета: размеры, искажения формы поверхностей при деформациях под нагрузкой; 2—система отсоса: отверстия в поверхности, распределение интенсивности отсоса; 3—геометрия: угол стреловидности, форма профилей; 4—технологическое качество поверхности: волнистость, шероховатость, зазоры и уступы в разъемах и стыках; 5—акустические возмущения: шум от двигателей и насосных агрегатов; 6—состояние поверхности во время эксплуатации: коррозия, загрязнения, ремонтные повреждения; 7—состояние поверхности носка крыла: налипание насекомых, загрязнения, эрозия

Рис. 2. Факторы, влияющие на турбулизацию обтекания поверхностей самолета (условия полета: скорость, высота, кристаллы льда в воздухе, дождь)

среди них являются проблемы увеличения критического числа Re , выбора угла стреловидности крыла и геометрии (формы профилей) несущих поверхностей. При заданных значениях скорости и высоты полета чем больше размеры самолета, тем больше числа Re и сложнее задача обеспечения ламинарного обтекания крыла до больших относительных расстояний от его передней кромки. Увеличение расчетной скорости полета приводит к необходимости увеличения угла стреловидности крыла, что также усложняет проблему ламинаризации, так как при этом возрастает интенсивность поперечных течений на крыле, которые в сочетании с возмущениями Толлмина—Шлихтинга способствуют переходу течения в ПС в турбулентное. Форма профилей определяет характер распределения давления в направлении хорды, от которого зависит требуемая для ламинаризации интенсивность отсоса ПС. В идеальном случае при ламинарно обтекаемом крыле критическое число M , соответствующее началу резкого увеличения сопротивления, должно быть не меньше, чем при турбулентном обтекании сверхкритического крыла. Однако в настоящее время имеется мало данных по аэродинамике крыльев при трансзвуковом ламинарном обтекании.

Композиционные, в частности графитоэпоксидные, материалы создают возможности для изготовления крыльев с весьма совершенными формой и качеством поверхности при относительно небольших затратах. Важной особенностью конструкции такого крыла будет то, что при его изготовлении и при деформациях под действием нагрузок в полете не будут возникать большие местные искажения формы поверхности, провоцирующие развитие волн неустойчивости течения в ПС. Нарушения гладкости контуров носка крыла, вызванные налипанием насекомых и загрязнений, эрозией и ударами инородных предметов, должны быть сведены к минимуму, в противном случае они становятся интенсивными

факторами турбулизации. Система отсоса, используемая для стабилизации ПС, должна иметь отверстия с высоким качеством поверхности, легко очищаемые и ремонтируемые, с высокой сопротивляемостью забиванию и коррозии. Источниками турбулизации могут быть также акустические волны, генерируемые элементами силовой установки, которые способствуют усилению волн неустойчивости в ПС. Негативное влияние атмосферы на характеристики ламинарно обтекаемого самолета связано с широким диапазоном высот и разнообразием погодных условий, в которых он будет эксплуатироваться.

Естественная ламинаризация обтекания. Естественное ламинарное обтекание (ЕЛО) как в полете, так и при испытаниях в АДТ на ряде профилей удавалось обеспечивать еще более 35 лет назад, хотя лишь при некоторых специальных условиях.

При испытаниях в АДТ критическое число $Re = 14 \cdot 10^6$ было получено на модели прямого крыла постоянной хорды с весьма высоким качеством поверхности, благоприятными градиентами эпюр давления и при очень низком уровне турбулентности потока. Однако в реальных условиях эксплуатации самолетов как больших, так и малых размеров в прошлом никогда не удавалось обеспечить значительные по размерам зоны ЕЛО вследствие больших натуральных чисел Re и скоростей полета, а также низкого качества внешних поверхностей. Большие размеры и углы стреловидности крыльев современных транспортных самолетов препятствуют практической реализации идей ЕЛО на самолетах этого класса в ближайшем будущем.

Более подходящими для этого являются самолеты авиации общего назначения и самолеты для местных авиалиний, которые имеют небольшие размеры и обычно свободный от механизации носок крыла. Условиям ЕЛО благоприятствуют также небольшие скорости полета, не требующие больших углов стреловидности крыльев, при которых усиливаются возмущения, связанные с поперечным течением, и возмущения, образующиеся на носке крыла вблизи критической линии. Композиционные материалы уже начали применяться в конструкции самолетов общего назначения.

В последнее время в НИЦ NASA им. Лэнгли получен ряд новых результатов по профилям с улучшенным ЕЛО. В программе летных испытаний в 1981—1982 гг. использовались самолеты Бичкрафт Т-34С (модифицированный), Рутан «Вари-Из», «Лонг-Из», «Биплейн Рэйсер», Белланка «Скайрокет» II, Бич «Сьерра», Цессна Р-210, Гейте «Лирджет». В большинстве случаев для определения линии перехода ламинарного ПС в турбулентный использовались сублимирующие покрытия, такие как нафталин, дифенил, аценафтен, флуорен. Поскольку испарение этих химических веществ зависит от местных сдвиговых напряжений и интенсивности теплопередачи, они могут служить визуальным индикатором границы между зонами ламинарного и турбулентного течений в ПС.

Результаты испытаний самолетов схемы «утка» «Вари-Из» и «Лонг-Из» показали существенное влияние деламинаризации обтекания на характеристики устойчивости и управляемости. Испытания модели самолета «Вари-Эзе» в АДТ с имитацией дождя подтвердили возможность турбулизации ПС в результате возмущений, вносимых дождевыми

каплями. Испытания самолета «Скайрокет» II свидетельствуют о возможности существования протяженных зон ламинарного течения на участках поверхности крыла, находящихся в спутной струе за винтом.

Максимальное критическое число Re , зафиксированное в летных испытаниях, составило $11 \cdot 10^6$. Главным результатом испытаний является то, что они продемонстрировали возможность обеспечения ЕЛО на крыльях до 30—50% хорд при современном уровне технологии их изготовления, небольших числах Re , низком уровне интенсивности поперечных течений на крыле и использовании профилей с благоприятным распределением давления.

Планируется провести летные испытания на самолете Т-34 панелей крыла с пленочными датчиками-индикаторами перехода для сопоставления новых данных с имеющимися результатами испытаний с химическими индикаторами. В малотурбулентной АДТ переменной плотности и в АДТ с размерами рабочей части 4×7 м (НИЦ им. Лэнгли) предполагается также провести испытания моделей с пористыми носками крыла. Во время этих испытаний будет изучен вопрос о влиянии точечных источников возмущений, остающихся после удара насекомого о поверхность, на естественное ламинарное течение в ПС. Планируется также продолжение летных исследований влияния спутной струи за винтом на размеры зон ЕЛО на крыле, а также уточнение практически достижимого максимального критического числа Re на самолетах, качество поверхности которых соответствует современным возможностям технологии. Намечено также испытать в полете ряд «пассивных» методов ламинаризации с помощью нанесения на поверхность носка крыла специальных покрытий.

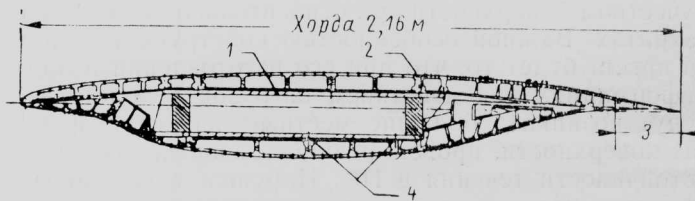
Завершены летные испытания на самолете F-111 панелей крыла с целью изучения влияния угла стреловидности на ЕЛО крыла. Полученные результаты показывают, что обширные зоны ЕЛО не могут быть обеспечены при углах стреловидности передней кромки более 16° . Для количественной оценки влияния на положение линий ламинарно-турбулентного перехода эффекта взаимодействия между возмущениями, обусловленными наличием не равного нулю угла стреловидности, и волнами неустойчивости Толлмина—Шлихтинга применяется линейная теория гидродинамической устойчивости.

Управление ламинарным обтеканием. Естественное ламинарное обтекание едва ли осуществимо на значительной части поверхности современного транспортного самолета. Исключение могут составить ограниченные участки поверхности на внешних частях консолей крыла и поверхности хвостового оперения, для которого числа Re относительно невелики. Более перспективным в этом отношении является метод активного воздействия на течение в ПС путем его частичного отсоса через обтекаемые поверхности с целью ограничения развития возмущений. Концепция управления ламинарным обтеканием (УЛО) применима на всех поверхностях самолета, однако до настоящего времени исследования ведутся главным образом применительно к крылу. Энергозатраты в системе УЛО невелики по сравнению с уменьшением потребной мощности силовой установки самолета вследствие получения большего снижения аэродинамического со-

противления трения. В качестве критерия эффективности системы УЛО могут использоваться также получаемое снижение расходов топлива, эксплуатационных расходов или увеличение дальности полета.

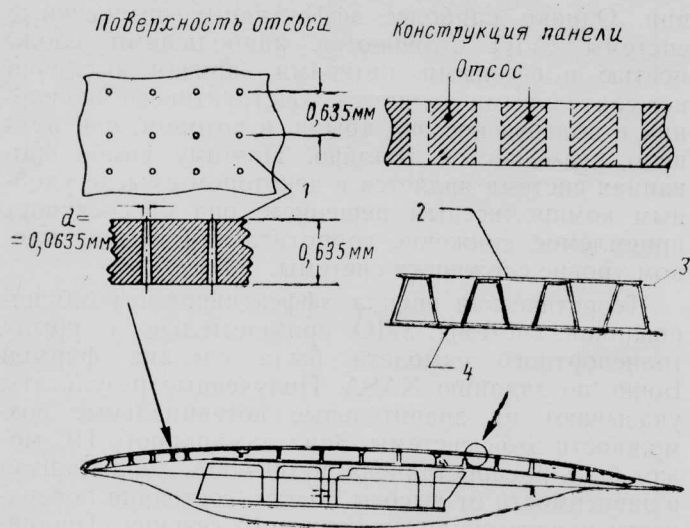
Техническая осуществимость УЛО была продемонстрирована при испытаниях в АДТ и в полете, в том числе во время проведения в 1962—1965 гг. программы летных испытаний на самолете X-21. Исследования по этой программе были прекращены потому, что в то время более важными для ВВС США были другие проблемы, и вопрос об экономии топлива в авиации не стоял так остро, как в настоящее время. За прошедший с тех пор период времени существенный прогресс достигнут в создании новых материалов и технологических процессов изготовления элементов внешних поверхностей самолета. Практически доказана возможность обеспечения ламинарного обтекания почти всей верхней поверхности крыла при числах Re до $20 \cdot 10^6$, а в некоторых исключительных случаях и до $Re = 47 \cdot 10^6$. На первый план выдвинулась проблема повышения качества обтекаемой поверхности (снижения шероховатости). Была выявлена проблема существования турбулентных возмущений в окрестности критической линии на носке крыла. Найдены два способа подавления этих возмущений: отсос из области передней кромки и минимизация радиуса затупления носка. Окончательно нерешенными, еще со времени прекращения программы X-21, остаются проблемы надежности системы УЛО, ее технического обслуживания и стоимости. В 1976 г. в NASA возобновились исследования этих проблем и получен ряд обнадеживающих результатов.

Были разработаны программы расчета на ЭВМ устойчивости течения в ПС, которые дают результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными по скорости развития возмущений. Разработана и проходит испытания в трансзвуковой АДТ центра им. Лэнгли с размером рабочей части 2,17 м модель крыла со сверхкритическим профилем и системой УЛО. Распределение давления на профиле этого крыла таково, что критическое число M близко к реализуемым на современных сверхкритических крыльях с турбулентным обтеканием. Сверхкритический режим течения сохраняется на значительной части верхней и нижней поверхностей крыла. С целью снижения возмущений, вызываемых поперечным течением в пограничном слое, радиус затупления носка выбран небольшим. Модель крыла (рис. 3) имеет хорду $b = 2,16$ м, угол стреловидности 23° , относительную толщину 13%. Расчетный режим обтекания соответствует $Re_b = 20 \cdot 10^6$, $M = 0,82$, $c_{у.п.к} = 0,55$, $M_{п.п.к} = 0,755$ (п. п. к — по нормали к передней кромке). Закрылок занимает 10,9% хорды крыла. Ширина ориен-



1—кессон; 2—место стыка панелей; 3—закрылок; 4—соединения панели с кессоном

Рис. 3. Усовершенствованный профиль крыла с системой управления ламинарным обтеканием



1—наружная поверхность; 2—титановый лист с микроперфорациями; 3—линия склейки; 4—несущая конструкция из стекловолоконистого композита

Рис. 4. Модель крыла с системой УЛО фирмы Дуглас

тированных по размаху щелей отсоса изменяется от 0,0635 до 0,1525 мм, расстояние между ними — от 3,05 до 43,1 мм. Щели располагаются почти на всей верхней и примерно на 85% нижней поверхности и имеют отдельные каналы отсоса. На стенках рабочей части АДТ при испытаниях этой модели устанавливаются панели, обеспечивающие условия обтекания для стреловидного крыла бесконечного размаха. Для повышения качества потока в АДТ были дополнительно установлены сотовая спрямляющая решетка и пять детурбулизирующих мелкоячеистых сеток, в результате чего степень турбулентности потока снизилась до 0,05%. Между моделью и диффузором АДТ установлены панели для создания условий запираания потока с целью исключения распространения вверх по потоку шума диффузора. Целью испытаний является оценка влияния на характеристики крыла с системой УЛО качества потока, распределения интенсивности отсоса, единичного числа Re , угла отклонения закрылка, угла атаки и шероховатости поверхности.

После завершения испытаний модели со щелевой системой УЛО (по планам — в начале 1983 г.) на верхней поверхности модели предполагается установить панели пористой системы УЛО, разработанной фирмой Дуглас (рис. 4). Наружная обшивка панелей этой системы изготавливается из листов титанового сплава толщиной 0,635 мм с коническими отверстиями, выполняемыми с помощью электронного пучка. Наружный диаметр отверстий равен 0,0635 мм. Расстояние между рядами отверстий составляет 0,635 мм. Несущая гофрированная конструкция из стекловолоконистого композиционного материала в местах склейки перекрывает около 1/3 отверстий отсоса, поэтому в этой системе УЛО отсос, строго говоря, распределен неравномерно. Ширина одной полосы с микроотверстиями отсоса равна примерно 25 мм.

В дальнейшем на этой же модели планируется провести испытания с естественной ламинаризацией обтекания, с комбинированной системой УЛО при различных формах профилировки носка и степенях шероховатости поверхности. В АДТ с размерами рабочей части 4×7 м в 1983 г. будут проведены испытания с целью определения несущей

способности крыльев с системами УЛО и требований к таким крыльям.

Под руководством NASA ведутся разработки и испытания новых конструкций крыльев, рассчитанных на применение систем УЛО. Фирмой Локхид была разработана конструкция крыла со щелевой системой УЛО, фирмой Дуглас — с системой отсоса через пористую обшивку. В настоящее время перфорированные поверхности отсоса могут изготавливаться с волнистостью менее 0,025 мм. Практически доказана возможность применения прогрессивной технологии сверхпластического формования и диффузионной сварки при изготовлении панелей крыла со щелевыми и пористыми поверхностями отсоса.

Важное значение для дальнейших исследований в области систем УЛО придается результатам программы LEFT (Leading—Edge Flight Test) летных испытаний носовых панелей отсоса на модифицированном самолете «Джетстар», которую планировалось осуществить в 1982—1983 гг. На левой консоли крыла будет установлена панель с системой УЛО фирмы Локхид, на правой — панель с системой фирмы Дуглас (рис. 5). На левой консоли будут отсутствовать элементы механизации передней кромки. Щели отсоса будут располагаться как на верхней, так и на нижней поверхностях носка. Панель системы УЛО фирмы Дуглас будет снабжена щитком Крюгера, выполняющим функцию экрана для защиты от налипания насекомых и устройства увеличения подъемной силы крыла. В щиток вмонтирована струйная форсунка для удаления загрязнений и льда с поверхности отсоса, которая в данной системе занимает только верхнюю часть носка. С целью снижения стоимости программы испытаний панели спроектированы таким образом, что для их установки не потребуется модифицировать конструкцию кессона крыла.

Первые результаты этой программы предполагалось получить в конце лета 1983 г. Конечной целью испытаний является демонстрация эффективности систем УЛО при эксплуатации самолета в различных погодных условиях, географических районах и на различных высотах. Эти новые данные должны стать существенным дополнением к информации, полученной при выполнении программы испытаний самолета X-21.

Оценки показывают, что при использовании систем УЛО только на 75% поверхности крыла и оперения топливная эффективность транспортного



1—система УЛО фирмы Локхид; 2—система УЛО фирмы Дуглас

Рис. 5. Расположение панелей систем УЛО на модифицированном самолете «Джетстар»

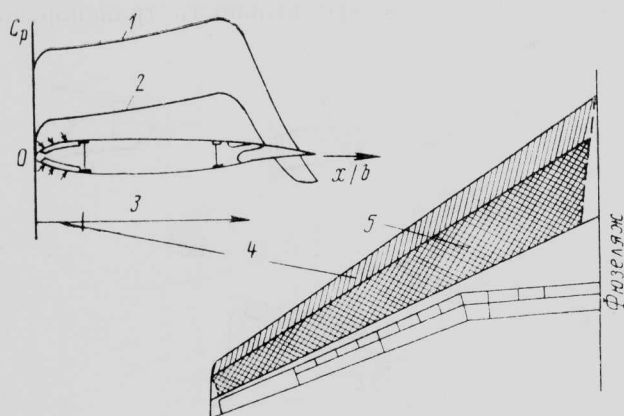
самолета уровня техники 1990 г. может быть увеличена на 25%, что составляет около четверти потенциальных возможностей систем УЛО при полной ламинаризации обтекания самолета.

До настоящего времени исследования систем УЛО для фюзеляжей не проводились. Ламинаризация обтекания фюзеляжа представляет собой особенно сложную задачу, так как в этом случае к факторам турбулизации ПС крыла добавляются значительно более высокие значения числа Re , наличие многочисленных источников нарушения плавности контуров поверхности (окна кабины экипажа и пассажирского салона, двери и люки), сложная структура течения в области сопряжения крыла и фюзеляжа. По имеющимся экспериментальным данным, для тела вращения существует возможность обеспечения ламинарного обтекания по крайней мере до чисел $Re = 58 \cdot 10^6$. Возможно, что практически осуществима только частичная ламинаризация обтекания фюзеляжа. Если, например, удастся достичь ламинаризации ПС на 75% поверхности фюзеляжа, то топливная эффективность транспортного самолета 1990 г. будет увеличена до 80,5 место-км/л, что на 69% больше топливной эффективности самолета без системы УЛО того же уровня техники.

Комбинированные системы ламинаризации.

После того как в результате исследований были выявлены основные факторы и закономерности, определяющие переход ламинарного течения в ПС в турбулентное, были разработаны схемы ламинаризации, в которых отсос осуществляется только на носке крыла. Системы УЛО такого типа называются комбинированными. Отсос в окрестности передней кромки крыла преследует цель подавления возмущений, связанных со стреловидностью крыла. Контур остальной части крыла подбирается таким образом, чтобы распределение давления в направлении хорды препятствовало развитию возмущений другого типа — волн Толлмина—Шлихтинга. Крыло с комбинированной системой УЛО должно иметь профили, подобные сверхкритическим (рис. 6).

По эффективности комбинированные системы УЛО занимают промежуточное положение между рассмотренными выше системами УЛО с большими относительными площадями поверхностей отсоса и методами естественной (пассивной) ламинариза-



1—верхняя поверхность; 2—нижняя поверхность; 3—ламинарное течение; 4—поверхность отсоса; 5—область ламинарного течения

Рис. 6. Комбинированная система УЛО

ции. Однако наиболее эффективные интенсивные системы УЛО отличаются наибольшими сложностью и весовыми потерями, причем особенно нежелательными являются конструктивные изменения в области кессона крыла, в котором, как правило, размещается топливо. Поэтому комбинированная система является в некотором смысле удобным компромиссным решением, она обеспечивает приемлемое снижение сопротивления при невысоком уровне сложности системы.

Теоретическая оценка эффективности комбинированной системы УЛО применительно к крылу транспортного самолета была сделана фирмой Боинг по заданию NASA. Полученные результаты указывают на значительные потенциальные возможности этой системы. Зона ламинарного ПС может быть распространена до 30—60% хорды крыла в зависимости от высоты полета, состояния поверхности и расстояния от корневого сечения. Топливная эффективность транспортного самолета 1990 г. с этой системой УЛО может быть увеличена до 53,1 место-км/л, т. е. на 12% по сравнению с самолетом того же уровня техники без системы УЛО, причем конструктивные отличия крыльев этих двух самолетов будут минимальными. Если же учесть, что комбинированные системы вследствие простоты будут обладать и относительно более высокой надежностью, то можно ожидать, что именно они первыми найдут практическое применение в гражданской авиации. По этой же причине комбинированные системы УЛО, по-видимому, имеют лучшие перспективы применения для ламинаризации обтекания фюзеляжей и хвостового оперения.

Снижение турбулентных касательных напряжений в пограничном слое. Рассмотренные выше исследования направлены главным образом на сохранение ламинарного режима течения в ПС на возможно большей части поверхности самолета. Принципиально отличающимся от этого является подход к проблеме снижения вязкостного сопротивления, основанный на снижении напряжений трения в ПС. Этот подход особенно перспективен для применения на фюзеляжах, где числа Re очень велики и ламинаризация труднодостижима.

Эффект от снижения турбулентных напряжений достигается благодаря использованию различных способов уменьшения масштабов турбулентности вблизи стенки во внешней части ПС. Преимуществом методов снижения турбулентных напряжений перед системами УЛО является малая зависимость их эффективности от условий эксплуатации и, сле-

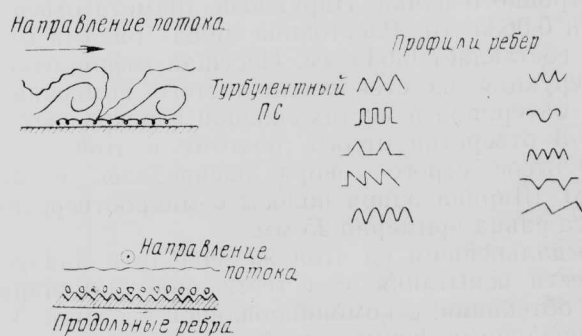
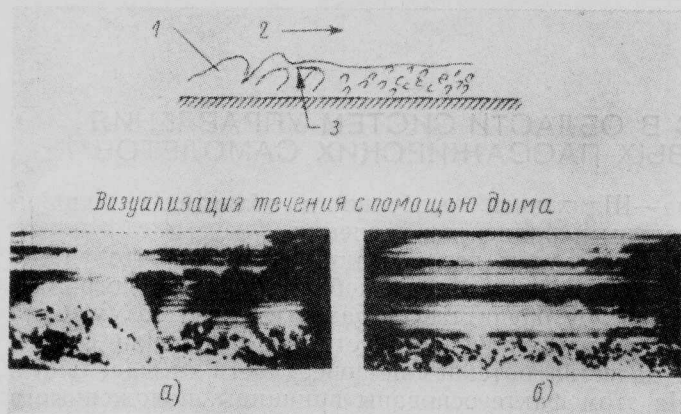


Рис. 7. Снижение турбулентных напряжений в пограничном слое методом продольного оребрения поверхности



Визуализация течения с помощью дыма

а—без измельчения турбулентной структуры ПС (сопротивление высокое); б—после измельчения турбулентной структуры ПС (сопротивление низкое)
1—турбулентный ПС; 2—направление потока; 3—устройство для измельчения структуры турбулентности

Рис. 8. Снижение турбулентных напряжений в пограничном слое методом уменьшения масштабов турбулентности

довательно, более высокая надежность. В настоящее время продолжают исследования десяти различных способов снижения турбулентных напряжений. Полученные при испытаниях в АДТ данные относятся к относительно небольшим числам Re и скоростям потока.

В одном из таких способов используются продольные ребра, образующие на обтекаемой поверхности неглубокие канавки различного поперечного профиля (рис. 7). Высота ребер выбирается в диапазоне 0,025—0,05 см, расстояние между ними — 0,025—0,1 см. Число Re при испытаниях в АДТ обычно составляло $2 \cdot 10^6$. Ребра пилообразного профиля дают примерно 10%-ное снижение сопротивления. При практическом применении подобное оребрение поверхности может быть получено методом прессового формования тонкопленочного материала малой плотности и его последующей приклейки к обшивке. Вес такого оребрения фюзеляжа самолета типа Боинг 747 составит всего около 320 кгс, при этом сопротивление самолета может быть снижено на 2,5%.

Другой способ основан на принципе изменения масштабов вихревых структур во внешней части пограничного слоя путем установки в нем тонких пластин с малым собственным сопротивлением. В результате такого воздействия на ПС происходит как бы ускорение развития турбулентного течения, эквивалентное увеличению числа Re (рис. 8). Имеющиеся результаты экспериментальных исследований этого метода снижения турбулентных напряжений показывают, что он может обеспечивать уменьшение вязкостного сопротивления по крайней мере при числах Re , равных $2 \cdot 10^6$ и $4 \cdot 10^6$, при которых проводились измерения. Однако пока не установлено точно, до каких чисел Re этот метод сохраняет свою эффективность. Остаются пока нерешенными и чисто технические вопросы, связанные с установкой в ПС устройств, измельчающих структуру турбулентности.

Несмотря на то, что результаты испытаний в АДТ указывают на возможность практического уменьшения турбулентного сопротивления трения с помощью подобных методов, до настоящего времени еще плохо изучен физический механизм яв-



1—исследования ламинарно-турбулентного перехода в условиях полета; 2—испытания в АДТ; 3—летные испытания на самолете F-111 при различных углах стреловидности крыла и анализ результатов; 4—расчеты на ЭВМ по теории гидродинамической устойчивости; 5—разработка и испытания профилей; 6—исследования систем УЛО, разработанных фирмами; 7—изучение конструктивных схем крыльев с системами УЛО; 8—разработка и испытания комбинированных систем УЛО; 9—летные испытания систем УЛО с отсосом только на носке крыла (программа LEFT); 10—летные испытания с изменением угла стреловидности; 11—летные испытания крыла с системой УЛО; 12—исследовательские испытания в АДТ; 13—летные испытания; 14—завершено; 15—запланировано; 16—предлагается

Рис. 9. Программа исследований NASA методов снижения вязкостного сопротивления

ний, лежащий в их основе. Отсутствие теории, объясняющей эти явления, и недостаточный пока объем экспериментальных данных затрудняют оптимизацию характеристик этих систем и замедляют прогресс в их изучении. Наилучшим способом подтверждения их эффективности могло бы стать проведение летных испытаний. Если теоретические оценки окажутся справедливыми, то с помощью методов снижения турбулентных напряжений трения в ПС на фюзеляже транспортного самолета 1990 г. его топливная эффективность может быть увеличена до 63,2 место-км/л, т. е. дополнительно на 7% по сравнению с самолетом, имеющим системы УЛО на крыле и оперении.

На рис. 9 приведены сведения о ходе осуществления NASA программы исследований методов снижения вязкостного сопротивления. К настоящему времени уже получен ряд многообещающих результатов, свидетельствующих о возможности улучшения в будущем летных характеристик самолетов большинства типов. Наиболее вероятными улучшениями будут увеличение скорости и снижение расходов топлива самолетов авиации общего назначения, повышение топливной эффективности транспортных самолетов и увеличение дальности действия и веса полезной нагрузки военных самолетов.

Референт Б. П. Круглов.

НОВЫЕ РАЗРАБОТКИ ФИРМЫ ДУГЛАС В ОБЛАСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛАМИНАРНЫМ ОБТЕКАНИЕМ ДОЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ*

Проводимые фирмой Дуглас исследования методов управления ламинарным обтеканием (УЛО) финансируются главным образом NASA по программе АСЕЕ энергетически эффективного самолета. Часть этих исследований ведется на средствах фирмы. Исследования были начаты в октябре 1976 г. с оценки различных концепций УЛО. Эффективность разработанных систем УЛО в настоящее время изучается в рамках программ испытаний в аэродинамических трубах (АДТ) и летных испытаний.

Целью исследований является значительное снижение расходов топлива будущих дозвуковых транспортных самолетов при обеспечении экономической эффективности и надежности систем УЛО в условиях эксплуатации на авиалиниях.

На стреловидном крыле, рассчитанном на крейсерский полет с большой дозвуковой скоростью, переход течения в пограничном слое (ПС) из ламинарного в турбулентное происходит недалеко от передней кромки, даже если крыло аэродинамически «чистое», с гладкой поверхностью. Переход может вызываться прежде всего неустойчивостью поперечного течения вдоль линии растекания на носке крыла. Эффект усиливается с увеличением радиуса затупления носка и угла стреловидности крыла. Другой причиной, способствующей переходу, является неустойчивость поперечного течения, связанная с неблагоприятной ориентацией изобар на поверхности крыла относительно направления набегающего потока. Вдали от передней кромки ламинарно-турбулентный переход может провоцироваться развитием волны неустойчивости Толлми-

на—Шлихтинга, особенно в областях с положительным градиентом давления.

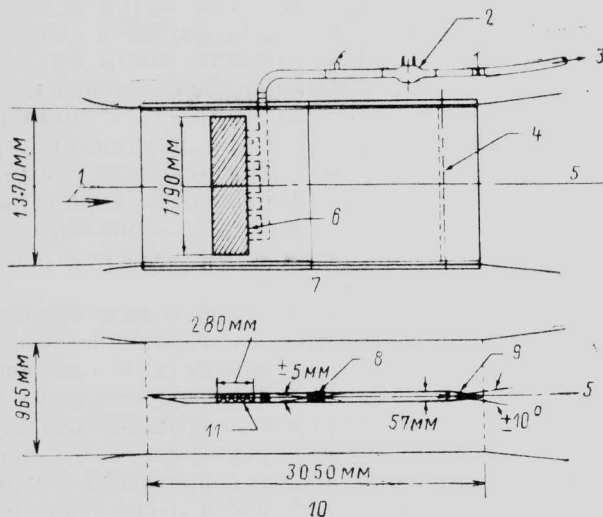
Результаты исследований показали, что удаление путем отсоса даже небольшой части пограничного слоя препятствует развитию этих возмущений и повышает уровень допустимых отклонений формы и качества обтекаемой поверхности от идеальных. На этом факте основаны принципы, положенные в основу разрабатываемого фирмой Дуглас метода УЛО.

В первых исследованиях по УЛО рассматривались в основном многощелевые системы отсоса, по которым накоплен достаточно большой экспериментальный материал. В ходе этих исследований фирмой было принято решение об изучении возможностей отсоса через пористые или перфорированные поверхности, как альтернативного метода УЛО, используя при этом новейшие достижения в области технологии обработки материалов.

В АДТ фирмы Дуглас в Лонг Бич (шт. Калифорния) были проведены испытания пористых и перфорированных поверхностей из различных материалов. Испытывавшиеся образцы устанавливались заподлицо в плоской панели, установленной в рабочей части АДТ (рис. 1). Протяженность ламинарной зоны течения в ПС измерялась для различных расходов отсасываемого воздуха при числах Re до 11×10^6 . Полученные результаты сравнивались с данными испытаний панели без проницаемых вставок. Типичные результаты приведены на рис. 2.

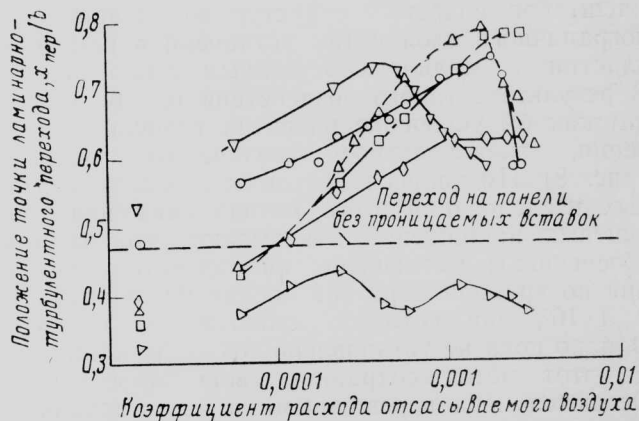
Для дальнейших исследований были отобраны следующие образцы вставок: со шелевой поверхностью; пористый материал дайнапор; с титановой обшивкой, имеющей отверстия, выполненные с помощью электронного пучка; вставка с периодически изменяющейся проницаемостью из полос материала дайнапор и титана с мелкими перфорациями (комбинация двух предыдущих образцов). Об-

* Pearce W. E. Progress at Douglas on laminar flow control applied to commercial transport aircraft. ICAS—82—1.5.3.



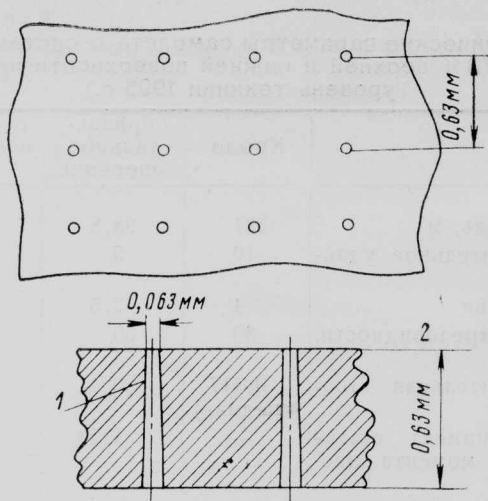
1—направление потока; 2—расходомер; 3—к откачивающему насосу; 4—шарнир задней отклоняемой части панели; 5—диффузор АДТ; 6—проницаемая вставка (испытываемый образец); 7—вид сверху; 8—шарнир; 9—отклоняемая часть панели; 10—вид сбоку; 11—коллекторная полость системы отсоса

Рис. 1. Установка образцов проницаемых поверхностей для системы УЛО в рабочей части АДТ



▽ — материал дайнапор, 80×700 мм;
○ — материал дайнапор, 50×260 мм;
□ — титановый сплав, микроперфорации;
△ — алюминиевый сплав, шели;
◇ — металлизированная плетеная ткань;
◇ — спеченные металлические волокна на плетеной основе

Рис. 2. Сравнение систем ламинаризации при отсосе через различные проницаемые вставки на поверхности панели ($Re_b = 8,8 \cdot 10^6$, b — хорда панели)



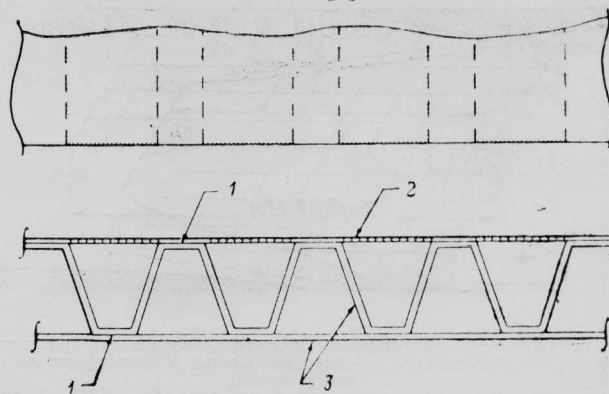
1—небольшая конусность; 2—наружная поверхность
Рис. 3. Расположение и форма отверстий в листе из титанового сплава, выполняемых с помощью электронного пучка

разец со щелями отсоса впоследствии был исключен из рассмотрения ввиду трудностей обеспечения постоянной по размаху крыла ширины щелей (порядка 0,08 мм), сложности ремонта и недостатков, связанных с согласованием расположения щелей с геометрией изобар.

Наилучшие среди пористых вставок характеристики были получены для материала дайнапор, представляющего собой спрессованный и отглянцованный слой плетеной тонкой проволоки из нержавеющей стали. Недостатками материала дайнапор являются низкий предел относительных упругих деформаций, малые ударная прочность и сопротивляемость эрозии под действием дождевых капель. По этим причинам вставки из материала дайнапор конструктивно выполнялись на несущей перфорированной подложке, с которой он соединялся методом диффузионной сварки, что приводило к увеличению веса.

Наилучшими технологическими и эксплуатационными характеристиками отличаются вставки из тонких титановых листов с отверстиями, выполняемыми с помощью электронного пучка. Предпринимавшиеся ранее попытки использования в системах УЛО подобных пористых вставок оказывались безуспешными из-за трудностей разработки экономичного технологического процесса получения перфорационных отверстий достаточно малого диаметра. С помощью электронного пучка удается получить отверстия диаметром в 1/10 толщины листа. Скорость перфорирования может достигать 1200 отверстий в минуту. Конфигурация отверстий показана на рис. 3. Естественно образующаяся конусность отверстий является положительным свойством, препятствующим забиванию отверстий засасываемыми твердыми частицами.

Титановые микроперфорированные вставки выгодно отличаются от всех других рассмотренных вариантов высокой прочностью и жесткостью, стойкостью к повреждениям. Характеристики системы не ухудшаются после механического устранения выбоин. Для очистки поверхности от загрязнений и восстановления первоначальной степени проницаемости может использоваться обдув струей

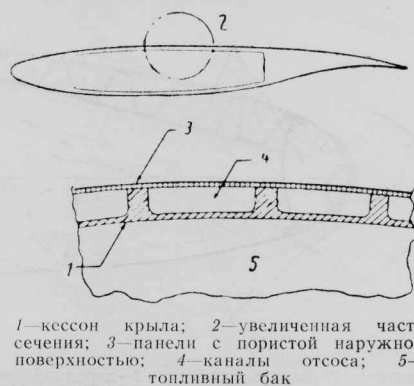


1—склейка; 2—вставки из титанового сплава с микроотверстиями; 3—формованный стекловолоконный композит
Рис. 4. Конструкция панели с пористыми участками поверхности

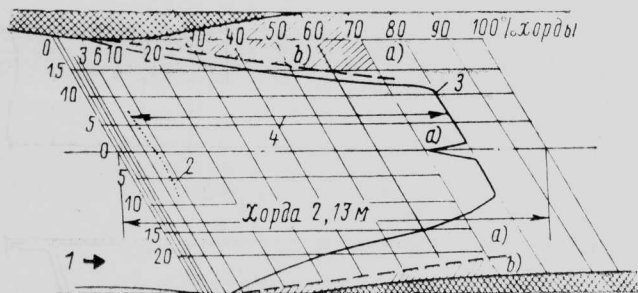
пара. Степень проницаемости равномерно распределяется по поверхности и не зависит от действующих в конструкции напряжений и деформаций. Вес и стоимость изготовления таких вставок невелики.

Перфорированные с помощью электронного пучка титановые листы приклеиваются к гофрированной подкрепляющей конструкции из композиционного материала (рис. 4). Пазы гофра используются как коллекторные каналы для отвода отсасываемого через поверхность воздуха. Получаемые в результате склейки наружные панели крыла устанавливаются на кессон, как показано на рис. 5. Каналы между внутренней обшивкой панелей и стрингерами внешнего подкрепления кессона соединены с откачивающей магистралью системы УЛО. Расположение и размеры отверстий, через которые сообщаются гофровые каналы панелей и межстрингерные каналы кессона, выбираются в соответствии с требуемым распределением интенсивности отсоса по поверхности крыла.

После сравнительной экспериментальной оценки различных вариантов поверхностей отсоса были проведены испытания с целью изучения влияния на УЛО поперечного течения в ПС, возникающего вследствие стреловидности крыла. Результаты испытаний представлены на рис. 6. Модель секции крыла, испытывавшаяся в АДТ малых скоростей фирмы Дуглас, имела хорду 2,13 м и угол стреловидности 30°. Число Re было равно $4,11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (натурное число Re для условий полета при $M = 0,75$ на высоте 11,6 км составляло $4,87 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$). Перфорированная поверхность модели простиралась от носка до линии 70% хорд, при этом ламинарный ПС сохранялся до 80% хорд.



1—кессон крыла; 2—увеличенная часть сечения; 3—панели с пористой наружной поверхностью; 4—каналы отсоса; 5—топливный бак
Рис. 5. Конструктивная схема сечения крыла с системой УЛО



а—зондирование приемниками полного давления на расстоянии 10 мм от поверхности; б—боковые клинья с неперфорированной поверхностью
1—направление потока; 2—линия перехода без УЛО; 3—линия перехода с УЛО; 4—увеличение зоны ламинарного ПС при УЛО
Рис. 6. Результаты испытаний системы УЛО в АДТ при $q=2,34$ кПа

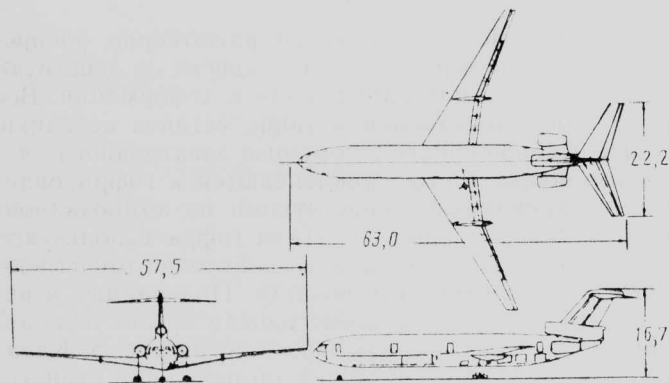


Рис. 7. Схема самолета с системой УЛО с верхней и нижней поверхностями отсоса на крыле до линии 70% хорд (размеры в метрах)

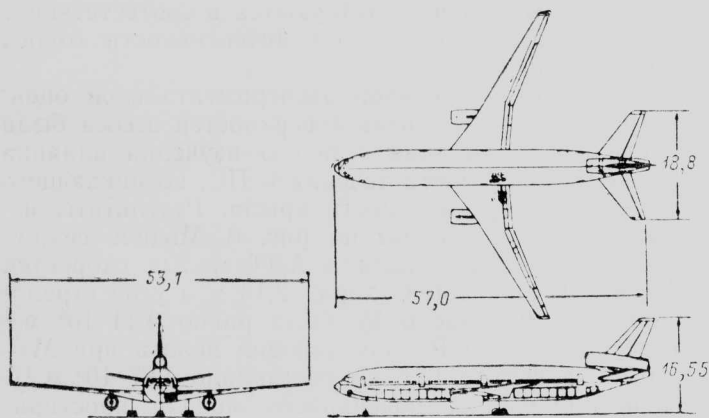
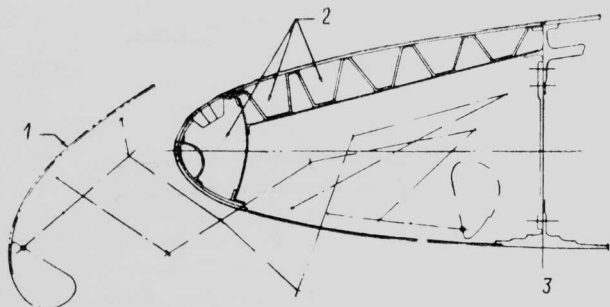


Рис. 8. Схема самолета без УЛО (размеры в метрах)



1—экран-щиток; 2—каналы отсоса; 3—передний лонжерон
Рис. 9. Конструкция носовой части крыла с системой УЛО только на верхней поверхности

Таблица 1
Геометрические параметры самолета с системой УЛО на 70% верхней и нижней поверхности крыла (уровень техники 1995 г.)

	Крыло	Горизонтальное оперение	Вертикальное оперение
Площадь, м ²	331	98,8	62
Относительное удлинение	10	5	1,1
Сужение	4	2,5	1,43
Угол стреловидности, град	30	30	40
Относительная толщина (средняя)	0,117	0,11	0,11
Коэффициент статического момента оперения	—	1,23	0,0646

Для оценки эффекта от применения системы УЛО были проведены расчеты применительно к гипотетическому транспортному самолету со следующими проектными параметрами: дальность полета 9250 км; масса платной нагрузки 31,3 т (300 пассажиров и багаж); $M_{крейс}=0,8$; $V_{з.п}=241$ км/ч; длина ВПП 3050 м. В связи с необычностью конструкции крыла проводился также анализ прочности, флаттера и аэроупругих характеристик крыла при различных относительных удлинениях. Расчеты велись для уровня техники 1995 г., поэтому предполагалось, что основная конструкция крыла может быть выполнена из графитоэпоксидного композиционного материала.

Исходная схема и габаритные размеры самолета показаны на рис. 7. В табл. 1 приведены другие геометрические характеристики.

Действие системы отсоса распространялось на верхнюю и нижнюю поверхности крыла от передней кромки до линии 70% хорд. Предполагалось, что насосные агрегаты системы УЛО располагаются под консолями крыла в окрестности их полуразмаха, при этом обеспечивается небольшая длина воздухопроводов. На рис. 8 приведена схема, а в табл. 2 — геометрические параметры самолета того же уровня техники и с теми же проектными параметрами, но без системы УЛО.

Сравнение летных характеристик этих двух самолетов показало, что система УЛО обеспечивает снижение расхода топлива на 22%, при этом предполагается, что 2% топлива расходуется в системе УЛО.

Таблица 2
Геометрические параметры самолета уровня техники 1995 г. без системы УЛО

	Крыло	Горизонтальное оперение	Вертикальное оперение
Площадь, м ²	260	89,6	47,2
Относительное удлинение	10,85	3,95	1,6
Сужение	4	2,86	2,86
Угол стреловидности, град	30	35	40
Относительная толщина (средняя)	0,127	0,1	0,105
Коэффициент статического момента оперения	—	1,38	0,079

Таблица 3

Геометрические параметры самолета с системой УЛО, занимающей верхнюю поверхность крыла до линии 85% хорд

	Крыло	Горизонтальное оперение	Вертикальное оперение
Площадь, м ²	288	80,3	52,7
Относительное удлинение	10	5	1,1
Сужение	4	2,5	1,43
Угол стреловидности, град	30	30	40
Относительная толщина	0,108	0,11	0,11
(средняя)			
Коэффициент статического момента оперения	—	1,24	0,068

В процессе проектных исследований выяснилось, что оснащение самолета системой УЛО потребует решения ряда специфических проблем.

1. Необходимо обеспечить защиту поверхностей отсоса от налипания насекомых. Расчеты показали, что наличие на поверхностях частей насекомых размером порядка 0,1 мм может вызывать турбулизацию ПС.

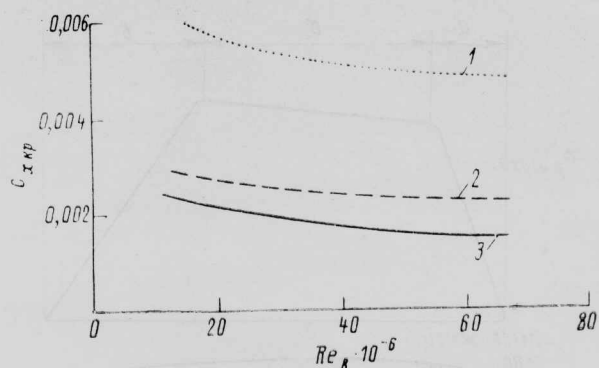
2. При использовании в системе УЛО нижней поверхности крыла затрудняется доступ к самолетным системам, расположенным в крыле.

3. Нижняя поверхность крыла с отверстиями системы отсоса легко повреждаема частицами грунта при движении самолета по ВПП.

4. Площадь крыла с системой УЛО должна быть на 27% больше площади крыла самолета без УЛО ввиду снижения несущей способности крыла из-за отсутствия передней механизации.

Последнее обстоятельство приводит к необходимости приспособления геометрической формы экрана, защищающего носок крыла от насекомых, к использованию его в качестве устройства увеличения подъемной силы. Устройство подобного типа показано на рис. 9. Однако при его использовании ламинаризация ПС на нижней поверхности становится невозможной из-за нарушения плавности контуров крыла в местах разъемов. Вместе с тем в пользу отказа от отсоса с нижней поверхности говорят также необходимость обеспечения доступа внутрь крыла и ее повышенная повреждаемость.

Потери, связанные с отказом от ламинаризации ПС на нижней поверхности крыла, могут быть ча-



1—крыло без УЛО; 2—отсос только с верхней поверхности до линии 85% хорд; 3—отсос на верхней и нижней поверхностях до линии 70% хорд

Рис. 10. Влияние УЛО на профильное сопротивление при $\chi=30^\circ$, $c_y=0,5$, $M_\infty=0,8$

стично компенсированы увеличением до 85% зоны отсоса ПС на верхней поверхности, где УЛО более эффективно. Кроме того, небольшое увеличение c_x по сравнению с использованием УЛО на обеих поверхностях крыла (рис. 10) будет более чем компенсировано упрощением всей системы УЛО, улучшением конструктивной схемы крыла и увеличением несущей способности крыла за счет повышения эффективности механизации. Крыло, снабженное экраном-щитком типа, показанного на рис. 9, будет иметь $c_{y_{max}}=3,1$, тогда как при отсутствии этого устройства (УЛО с нижней поверхностью отсоса) $c_{y_{max}}=2,5$.

Схема самолета с системой УЛО только на верхней поверхности показана на рис. 11, геометрические параметры — в табл. 3. Сравнительные данные самолетов с двусторонней и односторонней системами УЛО приведены в табл. 4.

Прямые эксплуатационные расходы для самолета с УЛО только на верхней поверхности крыла при современной стоимости топлива будут на 6—8% меньше, чем в случае двусторонней системы УЛО.

Наиболее уязвимой для вредного воздействия условий эксплуатации является часть поверхности отсоса на носке крыла. Для изучения эффективности защиты носка крыла на 1983 г. запланированы летные испытания разработанной фирмой Дуглас системы УЛО на самолете «Джетстар». Намечено также провести испытания системы на стреловид-

Таблица 4
Преимущества перехода от двусторонней системы УЛО к односторонней

	УЛО на верхней и нижней поверхностях крыла до линии 70% хорд	УЛО только на верхней поверхности крыла до линии 85% хорд	Изменение, %
Площадь крыла, м ²	331	288	-13
Взлетная масса, кг	97 900	93 690	-4,3
Тяга одного двигателя, кН	145,4	139,8	-3,9
Масса расходуемого топлива, кг	49 745	49 260	-1
Закупочная стоимость самолета, млн. долл.	48,39	46,52	-3,9

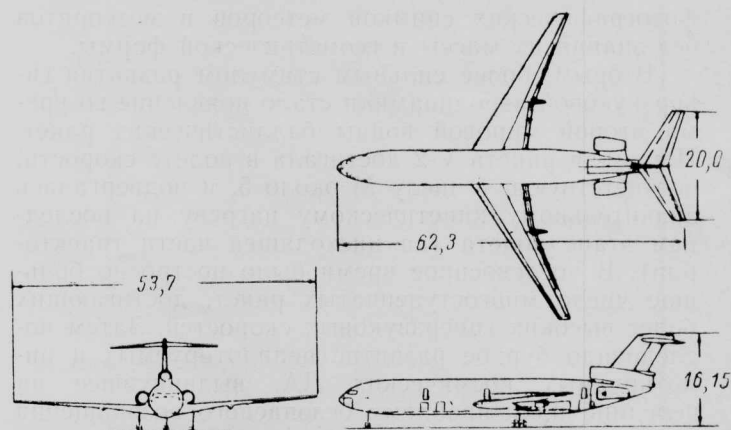
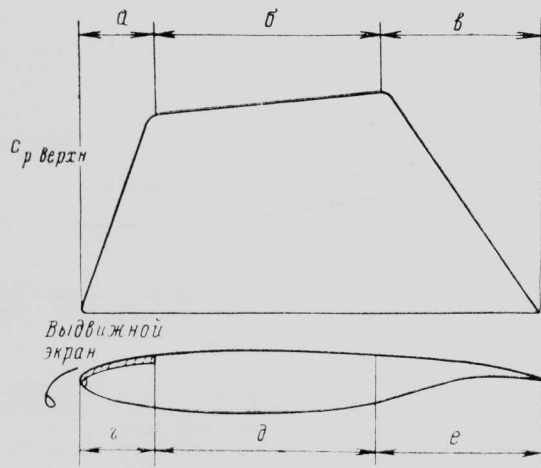


Рис. 11. Схема самолета с системой УЛО только на верхней поверхности до линии 85% хорд (размеры в метрах)

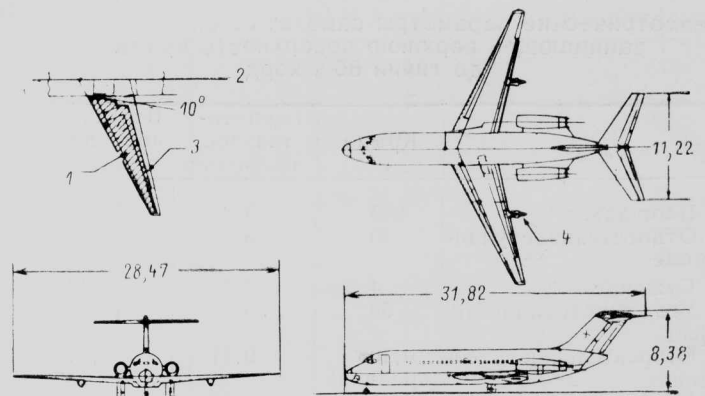


a—поперечное течение; *b*—благоприятный градиент давления; *v*—неблагоприятный градиент и поперечное течение; *z*—отсос; *d*—естественная ламинаризация; *e*—турбулентный ПС
Рис. 12. Комбинированная система ламинаризации обтекания крыла

ном крыле с хордой 2,13 м в АДТ больших дозвуковых скоростей переменной плотности центра NASA им. Лэнгли с размером рабочей части 2,17 м при числе $M=0,82$ и числах $Re=(8 \div 40) \cdot 10^6$.

Перед тем как данная система УЛО получит признание как практически реализуемое эффективное средство улучшения летных характеристик, должны быть проведены еще демонстрационные испытания системы на одном из современных транспортных самолетов.

Как показали проектные оценки системы УЛО, панели могут быть установлены для испытаний на крыле самолета DC-9, при этом возможно их раз-



1—поверхность отсоса; 2—ось самолета; 3—линия 85% хорд; 4—насосный агрегат системы УЛО
Рис. 13. Схема самолета DC-9 с системой УЛО (размеры в метрах)

мещение в различных зонах крыла (в корневой и средней частях верхней поверхности, на носке) для изучения отдельных специфических проблем. Предполагается также сравнить при таких испытаниях эффективность данной системы УЛО и комбинированной системы (рис. 12), в которой отсос применяется только на передней части верхней поверхности крыла (активная ламинаризация), а в средней части крыла ламинаризация осуществляется за счет обеспечения благоприятного распределения давления (естественная ламинаризация). После завершения проектировочных исследований и испытаний демонстрационные испытания полной системы УЛО могут быть проведены на том же самолете DC-9, (рис. 13).

Референт Б. П. Круглов

УДК 629.78.015.3

АЭРОДИНАМИКА ПОЛЕТА С ГИПЕРЗВУКОВЫМИ СКОРОСТЯМИ (ИССЛЕДОВАНИЯ И ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ)*

Толчком к проведению первых исследований движения тел с очень большими скоростями (11—70 км/с) послужили наблюдения астрономов в 1800-х годах за полетом метеоров в атмосфере Земли. В период 1930—1950 гг. были разработаны весьма эффективные методы получения данных о теплопередаче, излучении и уносе массы на основе фотографических снимков метеоров и метеоритов без знания их массы и геометрической формы.

Вторым, более сильным стимулом развития гиперзвуковой аэродинамики стало появление во время второй мировой войны баллистических ракет. Немецкая ракета V-2 достигала в полете скорости, соответствующей числу M около 5, и подвергалась значительному кинетическому нагреву на последнем этапе полета (на нисходящей части траектории). В послевоенное время было построено большое число многоступенчатых ракет, достигающих более высоких гиперзвуковых скоростей. Затем последовало бурное развитие непилотируемых и пилотируемых космических ЛА, выдвинувшее на передний план проблему безопасного возвращения

на Землю с прохождением плотных слоев атмосферы при скоростях входа, равных первой или второй космической скорости.

За последние 15 лет запуски КЛА осуществляются довольно регулярно: каждые 3 дня в среднем запускается по одному КЛА весом порядка тонны. Кроме того, имеются ЛА военного назначения с относительно небольшой дальностью полета, достигающие в полете скоростей, близких к гиперзвуковым (больших сверхзвуковых). К ним могут быть отнесены ракеты типа «Поларис» и «Трайдент».

Выдвижная носовая игла ракеты «Трайдент» представляет собой один из первых примеров применения результатов исследования необычного явления, изучавшегося в 1950—1960-х годах. При отсуствии иглы перед затупленной носовой частью ракеты образуется головная ударная волна высокой интенсивности. Вокруг выдвинутой иглы формируется примыкающая к носовой части ракеты застойная зона отрывного течения конической формы с вершиной вблизи конца иглы (рис. 1). В результате этого изменяется конфигурация головной ударной волны и снижается сопротивление ракеты «Трайдент» на восходящей ветви траектории.

* Stollery J. L. What has hypersonics research led to? Aerospace, 1982, v. 9, IX, N 7, p. 14—26.

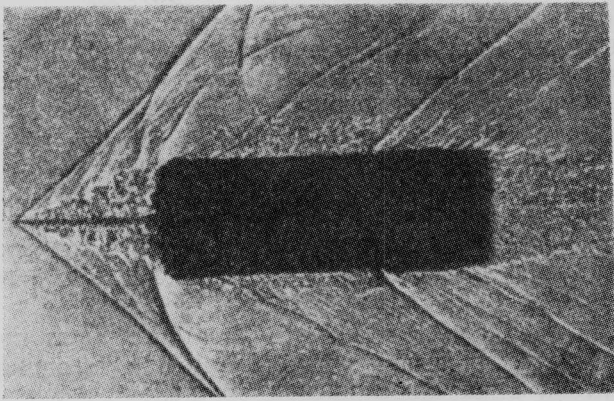


Рис. 1. Теневая фотография структуры течения около затупленного тела с иглой

Исследования в гражданской области применения гиперзвуковых ЛА пока не имеют своей настоящей истории. Уже самые ранние исследования показали, что проблемы кинетического нагрева и больших расходов топлива делают эксплуатацию такого ЛА весьма дорогостоящей. В одном из первых проектов гиперзвукового 200-местного самолета, изучавшегося фирмой Хоукер Сиддли в 1970 г., предлагалось при взлете и посадке использовать обычные газотурбинные двигатели, работающие на керосине, а на крейсерском режиме полета с числом $M=8$ — ПВРД на водородном топливе (рис. 2). Позже было предложено немало подобных проектов, однако во всех них остались нерешенными проблемы обеспечения прочности и надежности конструкции, снижения звукового удара и стоимости. Наиболее реальной альтернативой для подобных проектов пассажирского гиперзвукового самолета является аппарат типа «Спейс Шаттл».

Типичными проблемами гиперзвукового полета и аэродинамических испытаний при гиперзвуковых скоростях являются сильный кинетический нагрев, большие энергетические затраты и высокая стоимость. С ростом скорости потока температура вследствие сжатия газа в скачках уплотнения и трения о поверхность увеличивается настолько, что при отсутствии соответствующей защиты это грозит разрушением конструкции.

Столь же значительно с ростом скорости увеличиваются расходы энергии. Аэродинамическая труба (АДТ) непрерывного действия научно-испытательного центра ВВС США им. Арнольда в Туллахоме, рассчитанная на $M=8 \div 10$, имеет диаметр рабочей части 1,27 м и работает при температуре и давлении торможения потока, равных соответственно 1000 К и 60 атм. Мощность привода этой установки составляет 100 000 л. с., не считая мощности для разогрева рабочего газа. Исследования проектов гиперзвуковых самолетов показали, что тяга их силовых установок должна быть близкой к взлетному весу. Для сравнения можно привести значения тяговооруженности таких самолетов, как Боинг 747 и «Конкорд», которые равны соответственно 0,25 и 0,4.

Повышенные давления и плотности газа на поверхности ЛА усложняют проблему обеспечения прочности конструкции. При температурах более 1000 К физические свойства газа существенно отклоняются от свойств идеального газа, что затрудняет моделирование обтекания ЛА при испытаниях

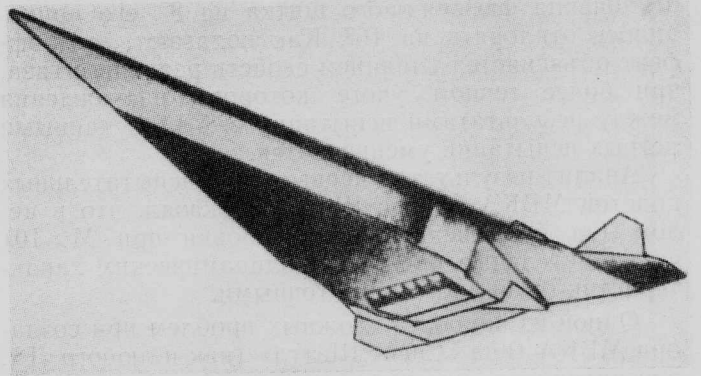


Рис. 2. Проект 200-местного гиперзвукового пассажирского самолета, предложенный фирмой Хоукер Сиддли ($M_{\text{крейс}}=8$; $G_{\text{взл}}=318$ тс; 12 двигателей с тягой по 22,7 тс; дальность полета 9650 км)

в АДТ. До настоящего времени не существует АДТ, в которой можно было бы адекватно воспроизвести все аэродинамические аспекты гиперзвукового полета. Поэтому был создан целый ряд аэродинамических установок, в каждой из которых воспроизводятся только некоторые из особенностей течений, но в комплексе они позволяют давать достаточно точные ответы на все вопросы гиперзвуковой аэродинамики ЛА.

Развитие ракетной техники шло с опережением темпов строительства гиперзвуковых АДТ. Наиболее важные данные, касающиеся нагрева ЛА при входе в атмосферу, были получены с помощью малых лабораторных ударных труб, которые были разработаны ранее для исследований воздействия взрывных волн. Полученные в АДТ аэродинамические характеристики КЛА «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» не позволяли точно рассчитывать координаты места приводнения.

Область наиболее широкого использования достижений гиперзвуковой аэродинамики стала разработка МВКА «Спейс Шаттл». При спуске с орбиты высотой 280 км скорость входа в атмосферу на высоте 120 км составляет 7,57 км/с, угол атаки равен 40° .

Одна из главных целей первых испытательных полетов ВКС «Колумбия» состояла в проверке теоретических и экспериментальных методов оценки аэродинамических характеристик путем сопоставления с фактическими данными летных испытаний.

ВКС МВКА «Спейс Шаттл» является первым ЛА, который в одном полете последовательно проходит через самый широкий спектр режимов течения газа: от свободно-молекулярного и разреженного до континуального, характерного для обычных самолетов. Предполетные оценки основывались на результатах экспериментальных исследований аппаратов «Спейс Шаттл» в АДТ с общим временем занятости 35 000 ч. Испытания проводились в 14 различных АДТ, многие из которых являются гиперзвуковыми (27 000 ч приходится только на испытания ВКС).

Данные по коэффициентам сопротивления и подъемной силы, полученные в полете и в АДТ, хорошо согласуются между собой, но действительное положение центра давления оказалось смещенным вперед на 2% САХ от предсказанного для чисел $M > 10$. Вследствие этого вместо расчетного угла

отклонения фюзеляжного щитка на 8° , его приходилось отклонять на 16° . Как полагают, этот эффект объясняется влиянием свойств реального газа, при более точном учете которого расхождения между результатами испытаний в АДТ и данными летных испытаний уменьшаются.

Анализ результатов первых двух испытательных полетов МВКА «Спейс Шаттл» показал, что в целом (за исключением балансировки при $M > 10$) предварительные оценки аэродинамических характеристик были достаточно точными.

Одной из наиболее сложных проблем при создании МВКА типа «Спейс Шаттл» (как и любого ЛА, рассчитанного на вход в атмосферу) является проблема тепловой защиты. В случае МВКА «Спейс Шаттл» эта проблема усложняется трудностями расчета тепловых режимов на поверхности аппарата из-за существенной пространственности, нестационарности и сложности структуры его обтекания. Вследствие высоких температур газ у поверхности находится в диссоциированном, частично ионизированном и неравновесном состоянии при наличии химических реакций в условиях изменяющихся во времени режимов полета. Был выполнен большой объем расчетов на ЭВМ и измерений теплопередачи на установках с электродуговыми подогревателями с целью определения влияния каталитической активности поверхности на скорость рекомбинации в пограничном слое.

Важная проблема аэродинамики МВКА «Спейс Шаттл» состояла в определении мест и условий перехода течения в пограничном слое из ламинарного в турбулентное. В отличие от обычных самолетов с их большими критическими числами Re , на поверхности ВКС, несмотря на его большие размеры, высокотемпературный режим обтекания наблюдается при входе в атмосферу на больших высотах, где благодаря малым числам Re при соответствующем выборе формы поверхности на значительной части ее может сохраняться ламинарный пограничный слой. Дополнительным фактором увеличения

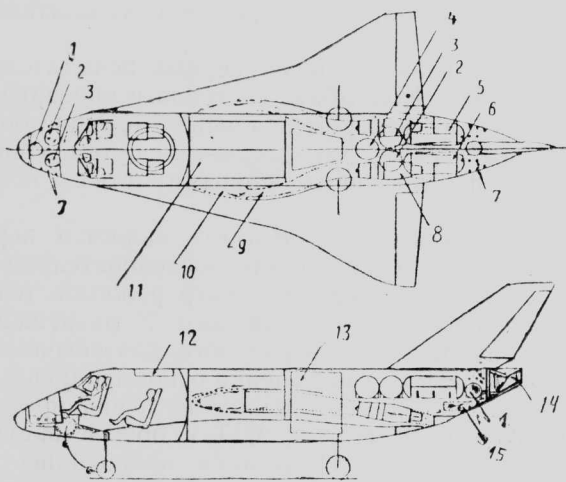
сложности теоретических расчетов служило турбулизирующее влияние зазоров между плитками системы теплозащиты. Несмотря на эти трудности, расположение на поверхности линий ламинарно-турбулентного перехода было определено путем расчетов, и в соответствии с полученными результатами была рассчитана система теплозащиты. Благодаря такому выбору формы внешних поверхностей ВКС и наложению ограничений на траекторию входа в атмосферу удалось снизить вес всей системы теплозащиты ВКС на 1000 кгс.

Как показал анализ результатов первых полетов, в том числе измерений с помощью термопар в плитках и на алюминиевой обшивке, предсказанные значения температур не сильно отличаются от фактических. Хотя температура на внешней поверхности ВКС достигала 1500 К, алюминиевая обшивка нагревалась лишь до 400 К, а клеевой слой под плитками — до 500 К. Нигде не были превышены допустимые пиковые значения температур.

В настоящее время ракета-носители одноразового использования применяются для выведения КЛА на орбиту ИСЗ. В США продолжают использовать с этими целями ракеты «Дельта» и «Атлас-Центавр». В Японии разрабатывается проект малоразмерного воздушно-космического аппарата многократного использования (рис. 3). Ввиду отсутствия больших районов посадки для такого рода ЛА его снижение и посадку предполагается осуществлять с использованием силовой установки, состоящей из двух ТРДД. Стартовый вес носителя для выведения ВКС на орбиту ИСЗ составит приблизительно 12 тс.

С 1960-х годов продолжают исследования гиперзвуковых ЛА типа «волнолет», имеющих треугольную в плане форму крыла, нижняя поверхность которого имеет поперечное сечение в виде перевернутой буквы V. Благодаря вогнутой нижней поверхности ЛА этого типа между нею и скачком уплотнения, присоединенным к передней кромке, формируется течение с повышенным давлением, создающим большую подъемную силу при относительно небольших углах атаки. Такой ЛА может при заданном весе летать с меньшими скоростями и на больших высотах, чем обычный КЛА с несущим корпусом, испытывая при этом меньшие тепловые нагрузки на нижнюю поверхность. Это свойство волнолетов может рассматриваться как один из путей решения аэротермодинамических проблем при проектировании ВКС следующего поколения. В АДТ малой плотности английского института RAЕ при $M_\infty = 6$ и в АДТ имперского колледжа при $M_\infty = 22$ с азотом в качестве рабочего газа были проведены испытания с целью проверки этой гипотезы. Полученные результаты показали, что схема с вогнутой нижней поверхностью обладает лучшими характеристиками, чем обычная схема с треугольным крылом, имеющим плоскую нижнюю поверхность. Аналогичный результат был получен при сравнении конфигураций с выпуклой и вогнутой поверхностями крыла по данным испытаний в адиабатической ударной трубе Саутгемптонского университета при $M_\infty = 10$.

Многие экспериментальные исследования гиперзвуковых течений направлены на совершенствование и разработку новых численных методов, пригодных для аппаратов различных конфигураций.



1—гелий для реактивной системы стабилизации (РСС); 2—монометилгидразин (ММГ) для РСС; 3—четыре окисля азота (N_2O_4) для РСС; 4—гелий для системы маневрирования на орбите (СМО); 5—ММГ для РСС; 6— N_2O_4 для СМО; 7—сопла РСС; 8—ТРДД; 9—канал воздухозаборника; 10—обтекатель воздухозаборника; 11—дверь грузового отсека; 12—стыковочный шлюз; 13—топливо для ТРДД; 14—двигатель СМО; 15—тормозной парашют

Рис. 3. Компонентная схема проекта японского воздушно-космического самолета (размах крыла 7,5 м, длина 14,2 м)

АДТ малой плотности института RAЕ и АДТ имперского колледжа могут использоваться для исследований переходных режимов обтекания, сложных для расчета, например имеющих место на больших высотах, где воздух слишком разрежен, чтобы его можно было рассматривать как сплошную среду, но слишком плотен, чтобы течение можно было трактовать как свободно-молекулярное. Для этого режима течения весьма полезным является метод Монте-Карло прямого моделирования, разработанный Бёрдом в 1970 г. В процессе расчетов определяются траектории 6—7 тыс. моделирующих молекул. В результате вычисления числа межмолекулярных столкновений и соударений молекул с обтекаемым телом определяются давление, плотность и тепловые потоки. Эти расчеты требуют больших затрат машинного времени. Для расчета поля течения разреженного газа около ВКС МВКА «Спейс Шаттл» потребовалось три месяца работы ЭВМ CDC 6600.

Имеется немало гипотетических моделей столкновений молекул с различной степенью сложности. В имперском колледже исследования в этой области под руководством Харвея привели к разработке программ расчета поведения двухатомных молекул.

Сотрудниками Кембриджского университета (Сквайр и др.) развивалась теория тонкого ударного слоя, позволившая при практическом применении понять и количественно оценить многие явления, связанные с структурой течения на нижней поверхности гиперзвуковых ЛА в широком диапазоне чисел M , углов атаки и углов стреловидности крыла. Одним из последних приложений этой теории была оценка влияния вогнутости нижней поверхности на характеристики ЛА типа «Спейс Шаттл».

Исследования в этой области в других странах ведутся в рамках европейской программы исследований по гиперзвуковой аэродинамике. По данным на 1979 г., опубликовано 47 работ, выполненных в 27 различных организациях (8 в Англии, 12 в ФРГ, 4 во Франции, 2 в Нидерландах и 1 в Италии).

Имеется немало примеров использования результатов исследований по гиперзвуковой аэродинамике в других областях науки и техники: расчет течений в газовых магистралях, разработка новых источников энергии, применение методов магнитной гидродинамики и физики плазмы при разработке технологии производства искусственных алмазов.

Так же как и поверхность КЛА, входящего в атмосферу, стенки АДТ и модель, рассчитанные на длительные испытания при гиперзвуковых скоростях потока, нуждались бы в тепловой защите. Ввиду трудностей создания такой защиты испытания проводятся в АДТ не непрерывного, а периодического действия, в которых рабочий газ подогревается, а длительность эксперимента составляет всего доли секунды.

Простейшим видом установки периодического действия является ударная труба, в которой при использовании в качестве толкающего газа в камере высокого давления гелия или водорода могут быть получены температуры порядка нескольких тысяч Кельвинов в течение нескольких миллисекунд. Аэродинамические характеристики первых

пилотируемых КЛА были получены на схематически простых установках этого типа.

На рис. 4 показана схема структуры течения в ударной трубе. В области 2 только давления и температуры близки к наблюдающимся в гиперзвуковом полете, но подобие по числу M не обеспечивается. Более высокие температуры и давления получаются в области 5, где благодаря отраженному скачку уплотнения кратковременно создаются условия, близкие к полному торможению потока, и при использовании сопла соответствующей формы могут быть достигнуты любые желаемые значения числа M . Продолжительность испытания ограничивается временем отражения ударной волны и для его увеличения может использоваться поршень. При наличии поршня волновые процессы сглаживаются, рабочий газ изолируется от толкающего и появляется возможность использования всего рабочего газа вместо газа в условиях области 5.

При исследовании взаимодействия скачка с пограничным слоем желательно иметь более продолжительное время испытания, необходимое для установления режима течения. С этой целью Шульцем с сотрудниками Оксфордского университета был разработан вариант ударной трубы, названный адиабатической поршневой трубой ILPT (Isentropic Light Piston Tunnel).

Вследствие наличия ограничительно-компенсаторной системы между толкающим и рабочим газами движение поршня в такой трубе более плавное и сжатие происходит без интенсивных скачков, почти адиабатически. После достижения желаемых значений давления и температуры открывается затвор перед рабочей секцией и путем согласования параметров потока на входе и выходе трубы сжатия могут быть обеспечены условия установившегося течения в рабочей секции в течение до 0,5 с. В настоящее время проектируется и должна быть введена в действие в 1983 г. более крупная установка такого типа в национальном газотурбинном институте Англии (NGTE). Газ из трубы сжатия диаметром 1,22 м и длиной 8,23 м будет подаваться к стенду с закольцованным контуром для аэродинамических испытаний полных моделей роторов ГТД или решеток направляющих лопаток. Максимальные значения давления и температуры торможения в трубе сжатия составят соответственно 12 атм и 550 К.

Для проведения аэродинамических испытаний при околозвуковых скоростях с целью достижения

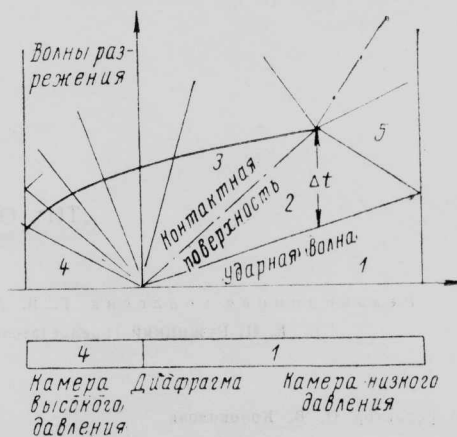
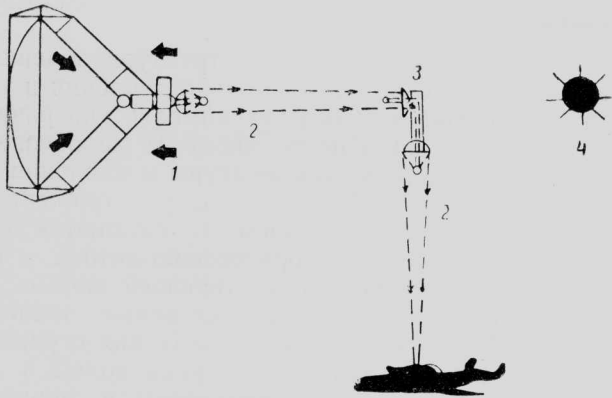


Рис. 4. Диаграмма газодинамического цикла ударной трубы



1—солнечная радиация; 2—луч лазера; 3—ИСЗ-ретранслятор; 4—солнце
Рис. 5. Проект транспортной системы с лазерным энергопитанием

натурных чисел Re используют газ при криогенных температурах. Для получения газового потока весьма низкой температуры может быть применен метод обращения цикла работы ударной трубы, т. е. расширения сжатого газа. На основе этого принципа в Крэнфильдском политехническом институте была разработана и подготовлена к вводу в эксплуатацию в конце 1982 г. малая модель установки с холодным рабочим газом,

Установки кратковременного периодического действия оснащаются высокоавтоматизированным комплексом оборудования для измерений и обработки данных с высоким быстродействием. Эти установки продолжают играть важную роль в выполнении программ исследований в области ГТД и космических полетов.

Еще одной важной областью практического использования достижений гиперзвуковой аэродинамики является изучение эффектов реального газа. При температурах 1000—2000 К значительная доля энергии газа приходится на колебательные степени свободы двухатомных и многоатомных молекул. При прохождении сопла обычной длины в гипер-

звуковой или сверхзвуковой АДТ газ не успевает изменить свое физико-химическое состояние в соответствии с изменением газодинамических параметров, поэтому газ, первоначально находившийся в равновесном состоянии, в результате быстрого расширения оказывается в неравновесном состоянии, с искусственно возбужденными колебательными степенями свободы молекул. Для того чтобы избежать этого в АДТ, было предложено много решений, одно из которых — значительное увеличение длины сопла (до нескольких десятков и сотен метров).

Неравновесное состояние газа после расширения в сопле используется в газодинамических лазерах, в которых осуществляется прямое преобразование тепловой энергии в когерентное электромагнитное (световое) кручение.

Газодинамические лазеры являются весьма эффективным средством извлечения энергии из колебательно-неравновесной газовой среды. В настоящее время уже достигнут уровень мощности лазеров, измеряемый киловаттами, и ожидается, что возможно создание лазеров мощностью порядка нескольких мегаватт.

Одним из применений лазеров может стать передача энергии на расстояние. Благодаря малой длине волны излучения луч лазера может быть сфокусирован до получения весьма небольшого пятна на больших расстояниях.

В одном из проектов (рис. 5) для световой накачки электроразрядного или газодинамического лазера используется энергия фокусируемой солнечной радиации. Полученная энергия лазера через ИСЗ-ретранслятор передается приемнику лазерного излучения самолета. При дозвуковой скорости полета самолета диаметр чашеобразного приемного устройства должен быть порядка 15 м. Предложена также схема ПВРД, работающего на энергии лазерного луча.

Референт *И. Г. Косарева.*
Редактор *Б. П. Круглов.*

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 20, 1—28.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Даньшина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мушин, Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (ответственный редактор).

Технический редактор *О. В. Колоколова*

Корректор *Л. В. Морозова*

Сдано в набор 02.09.83. Подписано в печать 21.11.83. Формат бумаги 60×90^{1/8}. Типографская № 1. Литературная гарнитура.
Высокая печать Бум. л. 1,75. Усл. печ. л. 3,5. Уч.-изд. л. 4,34. Тираж 2797 экз. Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1842.

