

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Оценка преимуществ крыла обратной стреловидности и планы их проверки в летном эксперименте . . . . .	1
Основные проблемы аэродинамики дозвуковых и околосзвуковых скоростей . . . . .	6
Современные численные методы решения задач аэродинамики .	26

УДК 629.735.33.025.1

## ОЦЕНКА ПРЕИМУЩЕСТВ КРЫЛА ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ И ПЛАНЫ ИХ ПРОВЕРКИ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

В последние годы в США выполняется программа исследования преимуществ крыла обратной стреловидности (КОС), руководство которой осуществляет управление перспективных исследований министерства обороны США — DARPA (см. «ТИ» № 10, 1980 г.). Эта организация призвана изучать технические новинки, сулящие большой потенциальный эффект, получение которого, однако, сопряжено со значительным техническим риском. К числу таких новинок относят и КОС.

В программе, которая находится в стадии перехода от аналитических исследований и испытаний в аэродинамических трубах к летному эксперименту, участвуют американские самолетостроительные фирмы Рокуэлл, Грумман и Дженерал Дайнэмикс, заключившие в 1977 г. первые контракты на эти работы с министерством обороны США. Ожидается, что в марте—мае 1981 г. будет выбрана одна из фирм для разработки и постройки двух экспериментальных демонстрационных истребителей с КОС [1].

Фирма Рокуэлл намерена построить совершенно новый экспериментальный самолет с КОС (рис. 1), тогда как фирма Грумман планирует использовать отдельные компоненты существующих самолетов, например, носовую часть истребителя F-5 и другие узлы и системы (рис. 2). Фирма Дженерал Дайнэмикс хочет просто оснастить КОС свой истребитель F-16 (рис. 3). Не исключено решение об использовании для летного эксперимента небольшого беспилотного аппарата.

В 1978 г. начался этап программы, предусматривающий проверку аналитических результатов с помощью испытаний моделей самолетов в аэродинамических трубах. Каждая из фирм использовала модели предлагаемых демонстрационных самолетов, провела углубленный анализ их характеристик по результатам продувок. Фирмы Грумман и Рокуэлл построили большие аэроупругие модели в масштабе ~0,5 (рис. 4). Эти испытания подтвердили возможность создания композиционной конструкции с предсказываемыми характеристиками и поставили на повестку дня постройку демонстрационного самолета. Цели программы его летных испытаний сформулированы следующим образом.

1. Завоевание достаточного доверия к концепции КОС, что позволит ей стать ценной альтернативой другим концепциям при разработке будущих самолетов.

2. Получение результатов летного эксперимента и сопоставление их с аналитическими результатами и данными испытаний моделей в аэродинамических трубах.

3. Подтверждение того, что проблема аэроупругой дивергенции конструкции крыла может быть решена без усложнения конструкции, проектирования и производства самолета.

4. Выявление возможных неизвестных проблем, связанных с КОС или обусловленных другими причинами.

5. Летная оценка ряда технических особенностей, связанных с КОС, но не обязательно ограниченных этой концепцией (например, обеспечение полезных аэроупругих свойств крыла).

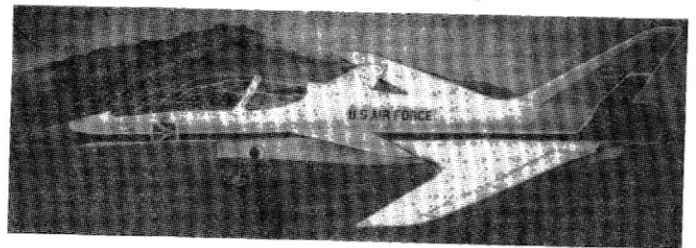


Рис. 1. Натурный макет демонстрационного самолета фирмы Рокуэлл

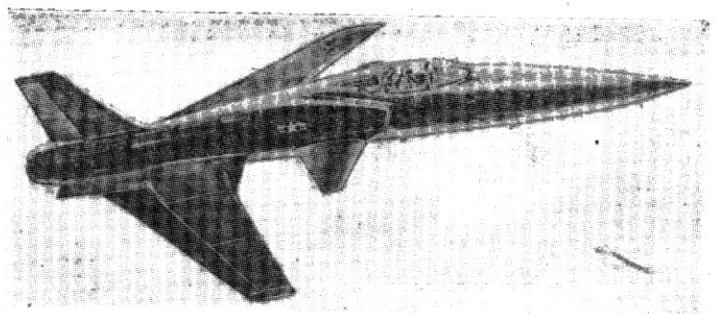


Рис. 2. Рисунок демонстрационного самолета фирмы Грумман

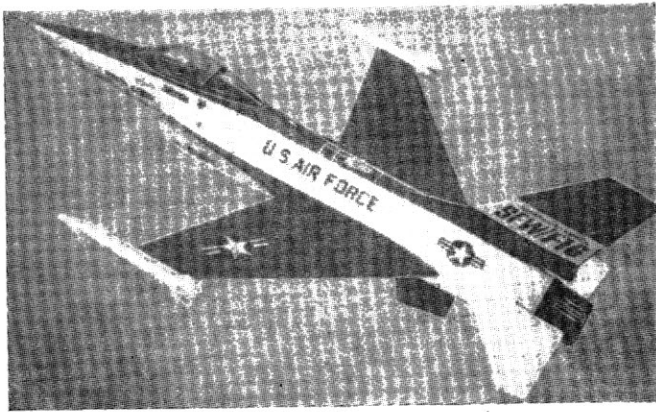


Рис. 3. Модель самолета Джeneral Дайнэмикс F-16, оснащенного крылом обратной стреловидности

6. Создание экспериментального самолета, который бы использовался длительное время для изучения взаимодействия КОС с другими компонентами самолета.

Недавно представители DARPA завершили рассмотрение предварительных проектов истребителей, разработанных фирмами. На эти работы и соответствующие аэродинамические исследования фирмы затратили 13 месяцев\*.

Фирма Рокуэлл организует группу фирм для предстоящей программы и изучает проект самолета под обозначением X-FSW «Сейбрэт». Фирма Бендикс, которая намерена разработать для самолета системы управления и индикации, приводы управляющих поверхностей и ряд других бортовых систем, уже изготовила макет кабины будущего самолета, оснащенной индикаторами на ЭЛТ. В программе может участвовать и фирма Юнайтед Текнолоджи (цифровые компоненты системы управления, система кондиционирования).

Крыло самолета фирмы Рокуэлл имеет угол обратной стреловидности, равный  $45^\circ$  [1]. Фирма проводит испытания малоразмерной модели самолета в своей аэродинамической трубе больших скоростей и модели крыла в масштабе 6/10 в аэродинамической трубе малых скоростей НИЦ им. Лэнгли

\*Общий объем испытаний моделей самолетов в аэродинамических трубах составил 2500 ч [6].

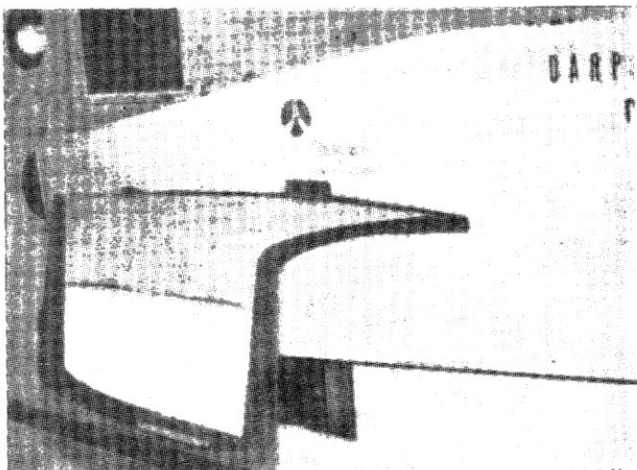


Рис. 4. Крыло крупномасштабной модели самолета фирмы Рокуэлл

(NASA). Полученные результаты продувок отличаются от расчетных не более чем на 5%.

Кресло летчика будет иметь наклон  $30^\circ$ , управление самолетом будет осуществляться с помощью боковой ручки управления. Планируется установить три многорежимных индикатора на ЭЛТ.

Вес экспериментального самолета будет порядка 5900 кгс, а взлетный вес будущего серийного истребителя подобной конфигурации  $\sim 11340$  кгс (рис. 5) [3].

Фирма Рокуэлл демонстрировала полномасштабный макет своего экспериментального самолета на Парижской авиационно-космической выставке 1978 г.

Фирма Джeneral Дайнэмикс разрабатывает для своего истребителя F-16 крыло с углом обратной стреловидности  $20-25^\circ$  [1].

На самолете предполагается установить КОС с площадью прежнего крыла, но с большим относительным удлинением. Оно будет иметь сверхкритический профиль с относительной толщиной 4%. Ожидается увеличение: на 14% угловой скорости разворота (на 4% при сверхзвуковой скорости), на 34% дальности полета в операциях против воздушных целей и на 28% в ударных операциях, на 17% перегоночной дальности.

Разбег и пробег будут короче соответственно на 34 и 47% [6].

Угол обратной стреловидности крыла самолета фирмы Грумман составляет  $30^\circ$ .

Ранее сообщалось, что, согласно предварительным планам, летные испытания экспериментального самолета могут начаться в 1982—1983 гг. [4].

Руководителем программы исследования КОС является сотрудник DARPA Кроун. В связи с этим определенный интерес представляет его доклад [2] на конференции AIAA (Американского общества авиации и космонавтики) по авиационной технике, состоявшейся в августе 1980 г. в Анагейме (США, шт. Калифорния). Ниже дается краткое изложение этого доклада.

Концепция КОС не нова. Составляющая лобового сопротивления, обусловленная сжимаемостью воздуха, может быть уменьшена путем использования стреловидного крыла, которое и стало применяться, когда скорости самолетов стали приближаться к звуковой. Этим целям отвечала как прямая, так и обратная стреловидность.

КОС было использовано на опытном бомбардировщике JU287, построенном в Германии в 1944 г. После второй мировой войны в США были разработаны проекты двух истребителей с КОС — Норт Америкен RD-1410 (1946 г.) и Конвэр XB-53 (1948 г.), схемы которых представлены на рис. 6 и 7.

Однако уже в эти годы указывалось на значительное уменьшение скорости аэроупругой дивергенции с увеличением угла обратной стреловидности, что практически исключало возможность использования КОС. Однако этот анализ основывался на предположении о сходстве конструкции и равенстве веса крыльев прямой и обратной стреловидности.

Исходная гипотеза, обосновывающая целесообразность исследований КОС, состоит в том, что традиционная проблема аэроупругой дивергенции может быть решена путем применения конструк-

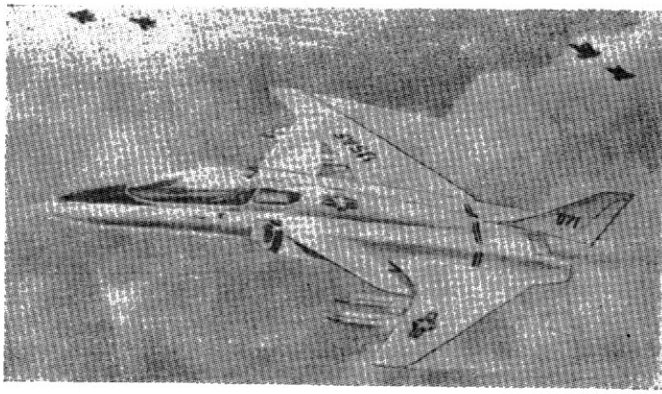


Рис. 5. Перспективный истребитель с крылом обратной стреловидности (проект фирмы Рокуэлл)

ции из композиционных материалов, которыми теперь располагают создатели самолетов.

Утяжеление КОС обычной металлической конструкции для обеспечения необходимой жесткости было бы значительным, но уникальные свойства усовершенствованных композиционных материалов дают возможность конструктору обеспечить требуемые аэроупругие свойства крыла при заданном нагружении.

Эта возможность была проанализирована в докторской диссертации Кроуна (N. J. Krone, Jr. Divergence Elimination with Advanced Composites. PhD Thesis, University of Mariland, December 1974.), цель которой состояла в сравнении веса обшивки эквивалентных крыльев с прямой и обратной стреловидностью, выполненных из алюминиевых сплавов и композиционных материалов. Для этого сначала нужно было решить, какие параметры крыла должны оставаться постоянными, более того, требовалось дать определение эквивалентного крыла. В исследованиях других авторов 1948 г. проблема аэроупругой дивергенции рассматривалась для трапецевидного в плане крыла, поворачиваемого на требуемый угол стреловидности. При этом подходе менялись такие важные параметры, как размах и удлинение крыла, а также его толщина профиля, измеренного в направлении набегающего потока. Площадь крыла и его сужение также претерпевали некоторое изменение, если концевая и корневая хорды принимались параллельными набегающему потоку.

В диссертации Кроуна при изменении угла стреловидности выбранных эквивалентных трапецевидных крыльев оставались постоянными площадь и относительное удлинение крыла, относительная толщина, сужение и кривизна профиля. Таким образом, геометрия крыльев значительно изменялась.

Выбранные основные конфигурации и условия нагружения соответствовали двум типам самолетов — легкому истребителю (подобному истребителю Джеренал Дайнэмикс F-16) и реактивному административному самолету (класса самолета Локхид «Джетстар»).

Анализ проводился на ЭВМ с помощью вычислительной программы синтеза конструкции, включающей математическую модель для определения аэродинамических нагрузок, расчета конструкции крыла и ее необходимой оптимизации. Аэродинамическая подпрограмма использовалась

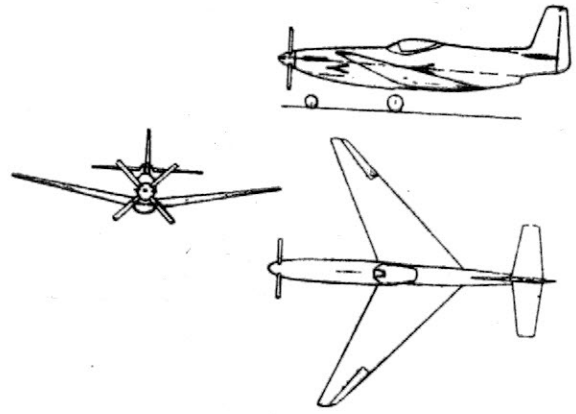


Рис. 6. Схема самолета Норт Америкен RD-1410 (проект 1946 г.)

для расчета изменения подъемной силы из-за деформации крыла (в направлении потока и вдоль размаха).

Подпрограмма расчета конструкции позволяла анализировать панели обшивки, имеющие до трех ортотропных слоев, при переменной толщине этих слоев по потоку и по размаху. Предполагалось, что нагрузки воспринимаются только обшивкой. Распределение толщины обшивки и ориентация армирующих волокон в слоях определялись по условию минимума веса. При этом выполнялись все ограничения: наименьшая допустимая толщина слоя, верхний предел по напряжению, условия дивергенции, предельные размеры поперечного сечения крыла. Базовым считался угол стреловидности  $+15^\circ$ . Минимальный вес конструкции (обшивки) крыла определялся как для алюминиевого, так и для композиционного базовых крыльев для расчета экономии веса, обеспечиваемого композиционным материалом. Условия полета и нагружения сохранялись при всех значениях угла стреловидности. Базовые веса диктовались параметрами прочности и минимумом толщины обшивки, поскольку дивергенция не характерна для крыла прямой стреловидности. Эта процедура повторялась для эквивалентных крыльев с другими углами стреловидности при неизменных значениях площади, удлинения, сужения, размаха, относительной толщины и кривизны. Вес крыла минимизировался с учетом ограничения на дивергенцию. Это

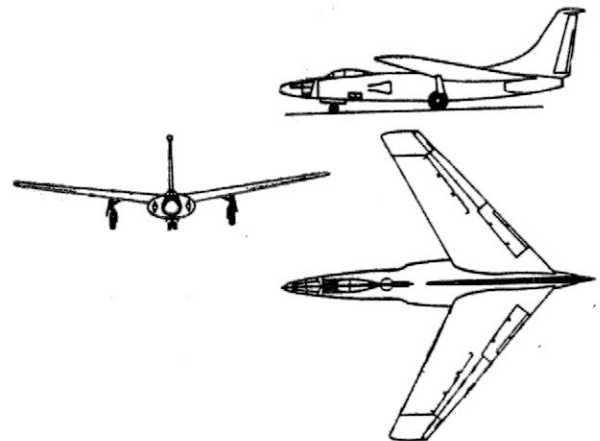


Рис. 7. Схема самолета Конвэр XB-53 (проект 1948 г.)

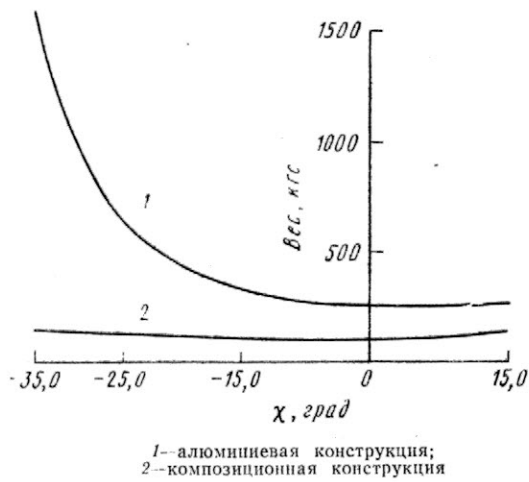


Рис. 8. Зависимость веса крыла легкого истребителя от угла стреловидности

обеспечивало прямую оценку влияния эффекта дивергенции на вес алюминиевого и композиционного крыльев.

Подпрограмма расчета и оптимизации конструкции была разработана фирмой Дженерал Дайнемикс совместно с лабораторией динамики полета ВВС США. Толщина слоя панели обшивки представлялась полиномами второй степени с коэффициентами в качестве проектных расчетных переменных. Аэродинамические нагрузки определялись методом конечных элементов, позволяющим рассчитывать распределение нагрузок на твердых и упругих телах.

Результаты расчета веса оптимальных крыльев в зависимости от угла стреловидности по 1/4 хорд представлены на рис. 8 и 9.

Вес алюминиевого крыла истребителя растет от 255 кгс при  $\chi = 14,5^\circ$  до 715 кгс при  $\chi = -27^\circ$  и 1590 кгс при  $\chi = -35^\circ$ . Эти результаты полностью согласуются с прежним мнением о «непрактичности» КОС. В случае применения композиционных материалов вес крыла почти не зависит от величины (в рассмотренных пределах) и знака угла стреловидности (152 кгс при  $\chi = -35^\circ$  и 140 кгс при  $\chi = 14,5^\circ$ ). Результаты весового расчета крыла административного самолета аналогичны.

Композиционные материалы позволяют улучшить распределение нагрузок по размаху крыла —

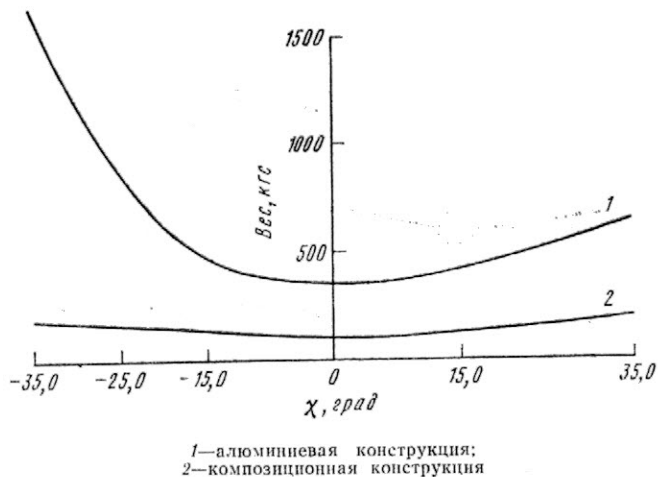


Рис. 9. Зависимость веса крыла административного самолета от угла стреловидности



Рис. 10. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла административного самолета (прямая стреловидность,  $\chi = 14,5^\circ$ )

сильнее нагрузить корневые участки. Это особенно сильно проявляется на КОС и способствует снижению веса конструкции благодаря уменьшению корневого изгибающего момента (рис. 10, 11). При полетной деформации алюминиевого КОС положительная крутка концевых участков гораздо более значительна, чем на композиционном КОС.

Необходимые прочностные и аэроупругие характеристики композиционного КОС достигаются соответствующим распределением толщин слоев материала и ориентации волокон. Обеспечивается полезная взаимосвязь крутки и изгиба, предотвращающая резкое увеличение местных углов атаки на концевых частях крыла, рост корневого момента и снижение скорости дивергенции.

Осуществляемая программа изучения концепции КОС имеет целью его использование на будущих военных самолетах. Фирмы Грумман, Рокуэлл и Дженерал Дайнемикс уже провели исследования с целью проверки практической целесообразности концепции КОС и оценки потенциальных преимуществ такого крыла. Каждая из фирм выбрала свой базовый проект самолета с крылом прямой стреловидности и оценила характеристики эквивалентного самолета с КОС (при сохранении выбранного уровня техники). Результаты этого анализа оказались весьма обнадеживающими и в целом показали значительное улучшение характеристик (в ряде случаев до 30%) легкого истребителя с КОС: более удобная компоновка, значительное повышение аэродинамического качества при маневрировании, меньшее балансирующее сопротивление (увеличение сверхзвуковой дальности полета самолета с крылом изменяемой

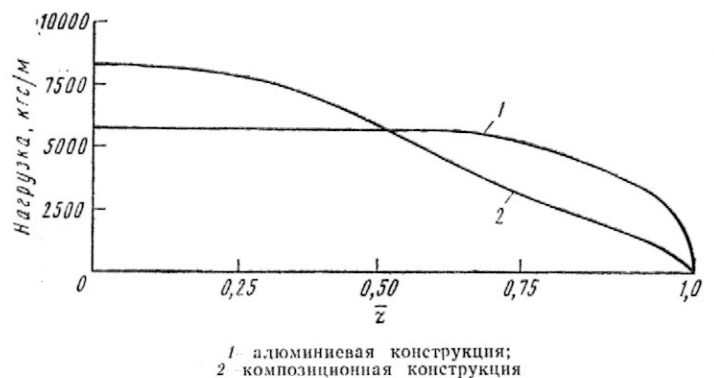


Рис. 11. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла административного самолета ( $\chi = -35^\circ$ )

стреловидности), менее интенсивный срывной режим (меньшая посадочная скорость), повышенная «сопротивляемость» входу в штопор, улучшение характеристик управляемости при малых скоростях, повышенный объемный КПД и улучшенное распределение поперечных сечений (меньшее волновое сопротивление).

Преимущества КОС зависят от типа самолета и выполняемых заданий. КОС представляется весьма подходящим для самолета схемы «утка» с близкорасположенными крылом и оперением из-за благоприятного влияния переднего оперения на обтекание корневой части крыла. Особенно важна большая величина допустимого коэффициента подъемной силы, что позволяет использовать КОС на самолетах КВП. Поскольку задняя кромка КОС имеет большую обратную стреловидность, скачки уплотнения при трансзвуковых скоростях полета оказываются значительно слабее. Центр давления КОС располагается ближе к корню, что уменьшает изгибающий момент в заделке и позволяет увеличить относительное удлинение крыла по сравнению с крылом прямой стреловидности равного веса. Возможно, что КОС имеет и другие преимущества, которые будут выявлены при более углубленном анализе.

Все фирмы исследовали аэроупругие характеристики КОС и подтвердили возможность создания высокоэффективного истребителя с таким крылом без утяжеления конструкции.

Экспериментальным средством для оценки КОС может быть как небольшой телеуправляемый аппарат, так и пилотируемый натурный самолет. Предполагается, например, использовать экспериментальный беспилотный аппарат HiMAT (см. «ТИ» № 22, 1979 г.), оснастив его таким крылом (рис. 12), рассматриваемым пилотируемым экспериментальным аппаратом может стать модифицированный существующий самолет или совершенно новый самолет.

Каждый из подходов — создание беспилотного или пилотируемого экспериментального аппарата — имеет свои преимущества и недостатки.

Летная оценка аппарата включает получение следующих данных: лобового сопротивления и

подъемной силы; показателей динамической и статической устойчивости; поведения при больших углах атаки, характеристики бафтинга и условий потери устойчивости; пилотажных характеристик и уровня «комфортабельности» полета в условиях турбулентности; взлетно-посадочных характеристик.

Измерения должны выполняться при различных режимах полета: взлет и посадка, дозвуковой, крейсерский полет и маневрирование; трансзвуковой, крейсерский полет и маневрирование; сверхзвуковой «бросок» и маневрирование; разгон и набор высоты. Пилотируемый самолет обеспечит получение всей необходимой информации с достаточной точностью, тогда как данные, получаемые с помощью беспилотного аппарата, должны пересчитываться на натурные условия. Хотя это в общем случае возможно для определенных режимов полета, степень надежности получаемых результатов весьма различна. Небольшой беспилотный аппарат означает уменьшение числа  $Re$  в летном эксперименте фактически до уровня, соответствующего испытаниям в аэродинамических трубах. Точное измерение лобового сопротивления также затруднено из-за сложности установки соответствующей аппаратуры на аппарате ограниченных размеров. Возможно изучение режимов больших углов атаки, но оператор в контуре управления не будет идентичен летчику на борту, поскольку частоты колебаний малоразмерного аппарата выше. Характеристики бафтинга также не будут соответствовать требуемым условиям — режиму слежения за целью. Другим ограничением является использование на аппарате HiMAT ТРД J-85, единственного двигателя подходящего класса, которым располагают ВВС. Большие габариты двигателя не позволяют воспроизвести желаемую геометрию, поэтому возможное снижение трансзвукового волнового сопротивления не удастся реализовать. Моделирование устойчивости также чревато потенциальными проблемами. Может потребоваться статически неустойчивый аппарат для минимизации балансирующего сопротивления на транс- и сверхзвуковых режимах полета. Создание системы искусственной устойчивости для неболь-

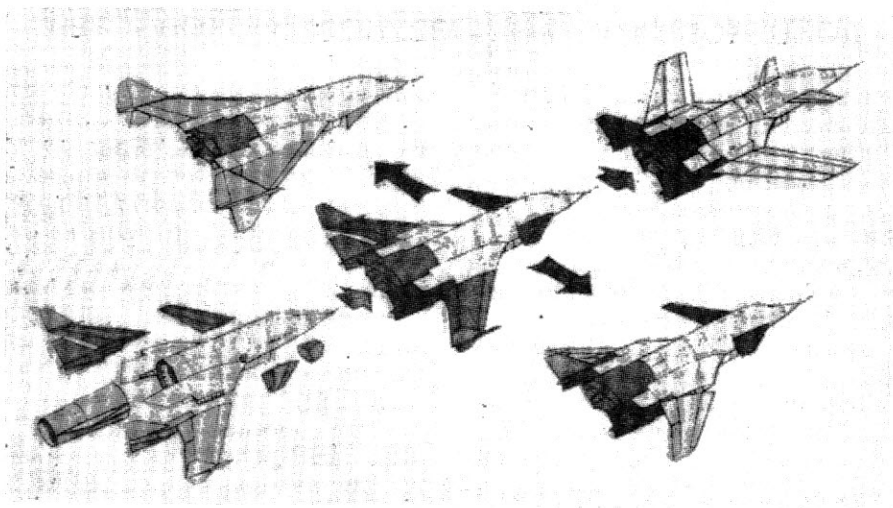


Рис. 12. Возможности беспилотного телеуправляемого аппарата Рокуэлл HiMAT как средства летного эксперимента (в центре — базовый аппарат, вверху справа — аппарат, оснащенный крылом обратной стреловидности) [5]

шого телепилотируемого аппарата представляет собой сложную задачу. Посадка беспилотного аппарата всегда чревата возможностью аварии.

Таким образом, летная демонстрация беспилотного аппарата не обеспечит высокой степени доверия к концепции КОС для перспективного истребителя.

Исключительно важной задачей, требующей на борту экспериментального аппарата летчика, является оценка пилотажных характеристик и степени комфортабельности полета в турбулентной атмосфере. Управляемый передний стабилизатор может стать для летчика очень важным внешним «ориентиром», не имеющим аналога на современных самолетах.

Постройка беспилотного аппарата с КОС также имеет свои особенности, не характерные для полномасштабного самолета. Влияние подвесных грузов на дивергенцию КОС и скорость флаттера может быть оценено только в случае строгого соблюдения их масштабов и инерционных параметров. Для натурального самолета существуют стандартные подвесные грузы. Упрощенное шасси беспилотного аппарата (например, лыжи) не позволит оценить потенциальное улучшение летно-посадочных характеристик.

Возможности полномасштабного самолета как экспериментального стенда значительно богаче, чем беспилотного аппарата. На самолете можно изучать полезные аэроупругие эффекты, тонкие сверхкритические крылья из усовершенствованных композиционных материалов, полезные эффекты близкого расположения оперения и крыла на самолетах схемы «утка», системы искусственной устойчивости, крылья с «активными» поверхностями управления. В будущем для проведения летных оценок самолет может быть оснащен тонким «адап-

тивным» крылом с плавно регулируемой кривизной, системой управления вектором тяги, плоским соплом, «активной» системой предотвращения флаттера (в том числе флаттера подвесных грузов), экспериментальными подвесными грузами. Эти испытания лучше проводить на полноразмерном пилотируемом самолете.

Следует также отметить, что при подсчете стоимости постройки и испытаний относительно дешевого беспилотного аппарата необходимо учитывать и «скрытые» расходы, связанные с эксплуатацией самолета-носителя, наземного центра управления и т. д.

В целом следует считать, что целям программы изучения КОС лучше отвечает натуральный пилотируемый экспериментальный самолет. Многие пункты программы не могут быть выполнены с помощью беспилотного аппарата, и полученные результаты будут недостаточны как основа для разработки будущего самолета с КОС. Беспилотным аппаратом может быть лишь промежуточным этапом до летной демонстрации пилотируемого самолета, что однако приведет к дополнительным затратам и задержке в оценке потенциальных преимуществ КОС [2].

1. Aviation Week and Space Technology, 1980, v. 113, 29/IX, N 13, p. 67.
2. Krone N. J. Forward swept wing flight demonstrator. AIAA Paper N 80—1882, p. 1—8.
3. Aviation Week and Space Technology, 1980, v. 112, 14/IV, N 15, p. 47.
4. Aerospace Daily, 1979, v. 97, 15/V, N 11, p. 73—73A.
5. Flight International, 1980, v. 118, 5/VII, N 3713, p. 35—42.
6. Flight International, 1981, v. 119, 10/I, N 3740, p. 56.
7. Lambert M. Fighter for the 1990 s. Interavia World Review of AAA, 1981, v. 34, I, N 1, p. 19—26.

Референт Ю. Я. Шолов

УДК 629.735.33.015.3

## ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОДИНАМИКИ ДОЗВУКОВЫХ И ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ\*

Основные направления исследований в области аэродинамики определяются в настоящее время следующими факторами: требованиями повышения энергетической эффективности летательных аппаратов, созданием новых и совершенствованием существующих экспериментальных установок, их приборного оборудования и ЭВМ; развитием методов численного анализа и оптимизации; новыми требованиями к военной авиации.

Энергетический кризис привел к повышению внимания исследователей к аэродинамике дозвуковых скоростей. Если ранее при создании транспортных самолетов разработчики стремились увеличить дозвуковую крейсерскую скорость при минимальном увеличении лобового сопротивления, то теперь стоит задача уменьшения сопротивления

при сохранении умеренной крейсерской скорости полета. Это позволяет снизить расходы топлива, что, в свою очередь, в значительной степени уменьшает прямые эксплуатационные расходы — ПЭР (рис. 1). Если сопротивление удастся снизить, например на 10%, то можно ожидать уменьшения ПЭР на 6,5—7,5%. Сокращение рейсового времени на 10% (благодаря улучшению плана полета и уменьшению потерь времени в зонах аэропортов) дает на 0,5% меньший выигрыш в ПЭР, чем указанное снижение сопротивления. Если совместными усилиями аэродинамиков и конструкторов удастся обеспечить снижение веса самолета на 10%, ПЭР могут быть уменьшены на 4—5%.

Для аэродинамиков наибольший интерес представляет задача уменьшения сопротивления самолета. Начиная с первых этапов развития авиации проводились исследования, направленные на уменьшение сопротивления давления путем усо-

\* Bobbitt P. J. Modern fluid dynamics of subsonic and transonic flight. AIAA Paper N 80—0861.



1—лобовое сопротивление; 2—продолжительность рейса; 3—вес; 4—удельный расход топлива; 5—стоимость самолета; 6—техническое обслуживание двигателей; 7—техническое обслуживание планера

Рис. 1. Влияние технических усовершенствований на прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) для дозвуковых пассажирских самолетов (заштрихованные области характеризуют диапазон изменения диаграммы)

вершенствования формы профиля крыла. При этом только благодаря перераспределению давления по хорде и подбору кривизны профиля можно снизить полное сопротивление на 3—4%. Исследования, проведенные за последние 10 лет, показали, что на этом пути существуют более широкие возможности усовершенствования профилей как для малых, так и для больших скоростей полета.

Еще более перспективным в этом плане является решение задачи снижения индуктивного сопротивления. Установка концевых аэродинамических поверхностей на крыльях умеренного относительного удлинения, применение сверхкритических крыльев большого удлинения и уменьшение неблагоприятной интерференции крыла и гондол двигателей — все это может обеспечить снижение лобового сопротивления на 15—20%.

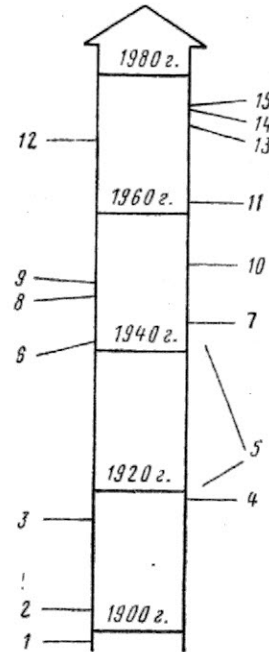
Сопротивление трения составляет значительную часть полного лобового сопротивления самолета (~50%), и поэтому эффект уменьшения трения может быть значительным. Однако практическое решение этой проблемы сопряжено, по-видимому, с большими трудностями. Тем не менее, уменьшение сопротивления трения на 50% (уменьшение полного сопротивления на 25%) можно считать оправданной целью, достижимой к 2000 г. Для решения этой задачи может быть использован комплекс методов, включая ламинаризацию обтекания значительной части поверхности самолета, применение усовершенствованных конструкций и материалов, использование техники активного управления, а также другие дополнительные средства, такие как повышение «гладкости» аэродинамических поверхностей и применение специальных покрытий.

Немалая роль в решении аэродинамических проблем всегда отводилась совершенствованию и развитию установок для экспериментальных исследований. В области наземного аэродинамического эксперимента в настоящее время выделяются следующие четыре основные проблемы: интерференция со стенками трубы; интерференция с державкой модели; недостаточные величины числа  $Re$ ; неприемлемо высокий уровень турбулентности и шума в рабочей части аэродинамической трубы.

Поиск решения этих проблем ведется соответственно в следующих направлениях: создание ра-

бочих частей с адаптивными стенками и улучшение методов корректировки экспериментальных данных; магнитная подвеска и усовершенствование методов весовых измерений; испытания при криогенных температурах; повышение качества потока в аэродинамической трубе. Успешное преодоление трудностей, стоящих на этом пути, позволит обеспечить значительно более точное, чем в настоящее время, воспроизведение натуральных условий обтекания самолета свободным потоком и измерение действующих на модель сил и моментов в условиях ее свободного движения, не стесненного механическими связями.

Развитие методов учета интерференции модели со стенками рабочей части трубы схематически представлено на рис. 2. Классическая теория интерференционного влияния стенок трубы, разработанная еще в 1919 г. Прандтлем, с успехом используется и сейчас при обработке результатов испытаний в аэродинамических трубах дозвуковых скоростей. После появления в 1950-х годах трансзвуковых аэродинамических труб с проницаемыми (перфорированными) стенками были предприняты безуспешные попытки использования и в этом случае классической теории с соответствующим образом модифицированными граничными условиями. При трансзвуковых условиях обтекания модели картина усложняется тем, что принцип линейной



1—испытания в аэродинамической трубе модели самолета братьев Райт; 2—полет самолета братьев Райт; 3—первая мировая война; 4—классическая теория интерференции; 5—распространение классической теории на различные виды граничных условий и стенок рабочих частей; 6—стреловидные крылья, реактивные двигатели (вторая мировая война); 7—линейная теория интерференции с учетом сжимаемости; 8—трансзвуковые трубы; 9—первые ЭВМ; 10—проницаемые стенки рабочих частей; 11—теория интерференции для самолетов К/ВВП вблизи земли; 12—программы расчета трансзвуковых течений; 13—адаптивные стенки рабочей части; 14—метод расчетных поправок к результатам испытаний; 15—теория интерференции при трансзвуковом обтекании модели

Рис. 2. Развитие методов уменьшения интерференционного влияния стенок рабочей части аэродинамической трубы на результаты измерений



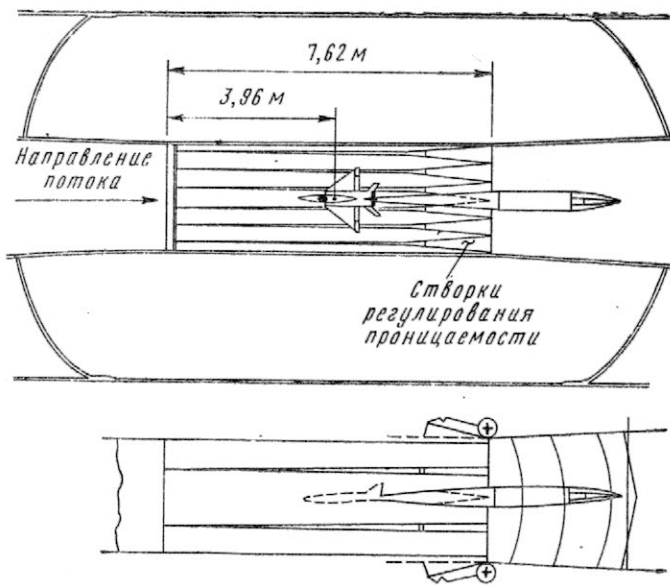
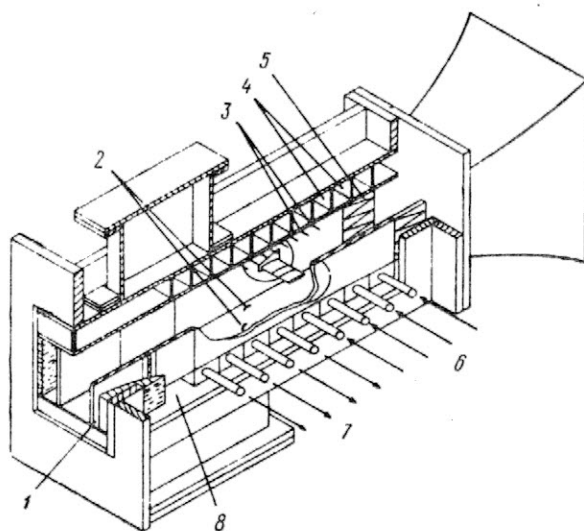


Рис. 3. Схема рабочей части аэродинамической трубы NTF со щелями в верхней, нижней и боковой стенках (сечение рабочей части  $2,5 \times 2,5$  м)

суперпозиции возмущений, на котором основана классическая теория, перестает быть справедливым. В связи с этим в настоящее время при проведении испытаний в трансзвуковых трубах используют модели малых размеров и не вводят поправок на влияние стенок.

В ряде работ последних лет предложены методы, позволившие более обоснованно подойти к проектированию рабочих частей прямоугольного сечения со щелями для трансзвуковых аэродинамических труб НИЦ им. Лэнгли (NASA) и криогенной трубы NTF (рис. 3).

Развитие методов расчета трансзвуковых течений сделало возможным разработку нового подхода к решению этой проблемы — применение адап-



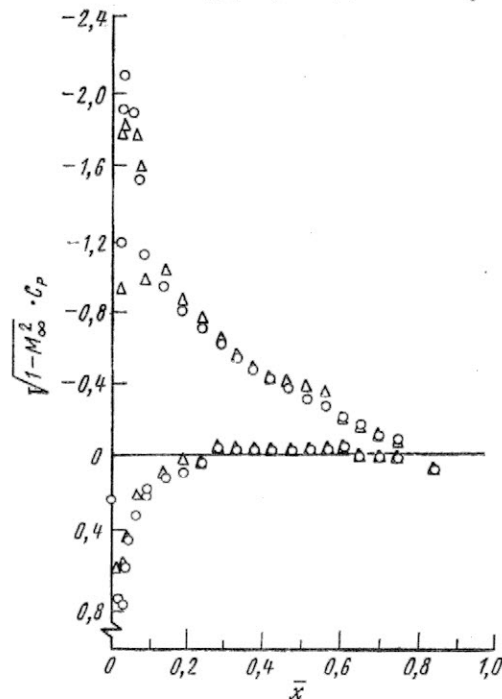
1—эжектор; 2—типичные датчики системы настройки трубы; 3—изменяемая распределенная проницаемость; 4—камеры регулирования отсоса; 5—участок регулирования трансзвукового разгона потока; 6—от компрессора; 7—к компрессору; 8—камера системы регулирования разгона потока

Рис. 4. Схема аэродинамической трубы фирмы Колспэн с самокорректирующейся проницаемостью стенок рабочей части прямоугольного сечения

тивных стенок. Основная идея этого подхода была сформулирована в 1973 г. независимо Сирсом и Ферри. Она состоит в использовании измеренных вблизи стенок параметров потока и вычисленного с помощью ЭВМ расширения потока за пределами рабочей части для управления деформациями стенок, обеспечивающими приближение к условиям обтекания модели, свободным от интерференции. В настоящее время рядом фирм приняты экспериментальные разработки этой концепции. Фирмой Колспэн применен метод управления отсосом через проницаемые стенки рабочей части (рис. 4). Как видно на рис. 5, через несколько итерационных циклов настройки стенок этой трубы с высотой сечения рабочей части 30,5 см было достигнуто практически полное совпадение распределения давления с распределением, полученным на той же модели в трубе, размеры рабочей части которой в 8 раз больше.

В настоящее время усилия исследователей направлены на получение безинтерференционного обтекания моделей при сверхкритическом течении у стенок.

В конструкции рабочей части трансзвуковой аэродинамической трубы Саутгемптонского университета применен метод деформирования гибких стенок по линиям тока с помощью настраиваемых домкратов (номинальная высота сечения рабочей части 15,2 см). На рис. 6 сравниваются распределения давления, полученные на одной и той же модели в этой трубе (отношение высоты сечения рабочей части к хорде модели 1,5) и в трубе с размером рабочей части  $0,15 \times 0,48$  м (отношение высоты сечения к хорде 5). В данном случае сверх-



○ — размер рабочей части 0,3 м; △ — размер рабочей части 2,4 м

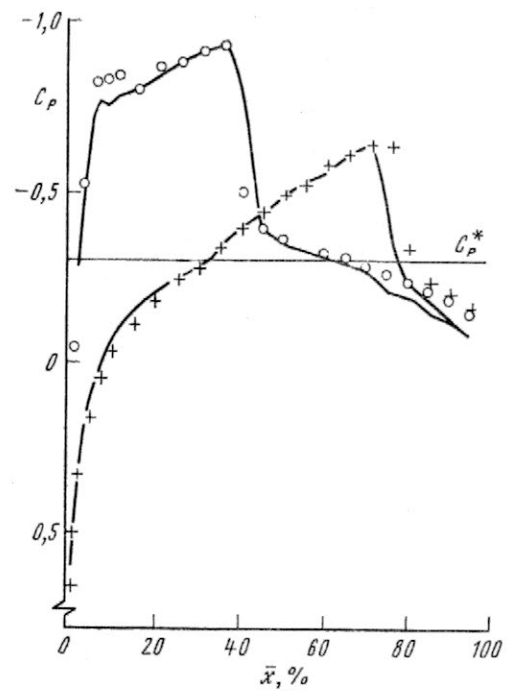
Рис. 5. Сравнение распределений давления на профиле с хордой 15,2 см, полученных в трубе с адаптивными стенками и характерным размером рабочей части 0,3 м (семь итераций самокоррекции проницаемости) и в обычной трубе с характерным размером рабочей части 2,4 м ( $M_\infty = 0,55$ ;  $\alpha = 6^\circ$ )

звуковая зона течения над моделью простиралась до стенки трубы.

Были предприняты также экспериментальные попытки применения концепции адаптивных стенок для случая испытания моделей в условиях пространственного обтекания. Значительное уменьшение интерференции при испытании модели типа крыло—фюзеляж было достигнуто в аэродинамической трубе НИЦ им. Арнольда, в которой степень проницаемости верхней, нижней и боковых стенок регулировалась отдельно. В НИЦ им. Эймса для экспериментов с моделями пространственной конфигурации используется метод настройки, принятый фирмой Колспэн. Труба малых размеров оборудована секционированной камерой давления для управления перетеканием потока через каждую из щелей в стенках рабочей части.

Иной подход к проблеме интерференции модели со стенками при трансзвуковом обтекании развивается в работах Кемпа (Кемп W. В.). Предлагаемая процедура, которая ориентирована на применение только в трубах с прямоугольным сечением, включает в себя: использование измеренных распределений давления в качестве граничных условий для расчета трансзвукового течения в рабочей части с помощью нелинейного варианта классической теории интерференции; оценку влияния интерференции; внесение соответствующих поправок в результаты испытаний. Оценка влияния интерференции при испытаниях в трубе с изменяемой проницаемостью стенок приведены на рис. 7 в виде распределений по оси трубы продольной и вертикальной составляющих возмущения скорости потока. Средние по модели значения составляющих возмущения могут быть непосредственно использованы для корректировки числа  $M$  и угла атаки, однако при этом характер неравномерности распределения возмущений останется неучтенным в интерференционных поправках. Между тем локальная нерегулярность возмущенного поля течения является типичной особенностью интерференции при околозвуковых скоростях, связанной с отражением волн от стенок и поэтому существенно зависящей от степени их проницаемости.

Распространение метода адаптивных стенок и метода расчетных поправок на случай пространственного обтекания моделей является задачей, которая будет решаться в ближайшем будущем. Несмотря на то, что оба метода возникли и развивались независимо друг от друга, полагают, что их совместное применение может стать оптимальным направлением в разработке точного метода решения проблемы интерференции модели со стенками аэродинамической трубы. Например, средние значения индуцированных стенками возмущений могут использоваться для корректировки числа  $M$  и угла атаки, а минимизации локальных нерегулярностей сверхкритического поля течения можно добиваться путем подбора надлежащей степени перфорации стенок или ширины щелей. Для устранения же влияния более крупномасштабных возмущений можно использовать управляемую деформацию гибких стенок рабочей части. В такой аэродинамической трубе будут сочетаться возможность проведения ускоренных серий испытаний с «пассивными» стенками (в случаях допустимости остаточного уровня интерференции) и возможность

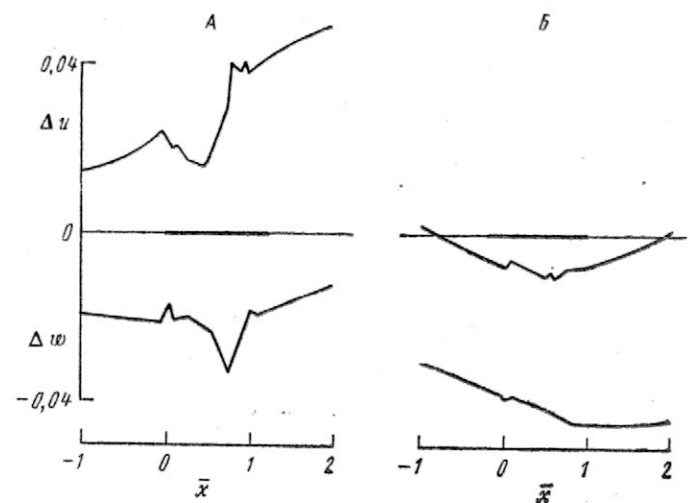


— труба НИЦ им. Лэнгли; O, + — труба с гибкими адаптивными стенками

Рис. 6. Сравнение распределений давления на профиле, полученных в трубе с гибкими адаптивными стенками и в трансзвуковой трубе НИЦ им. Лэнгли с размерами рабочей части  $0,15 \times 0,48$  м (профиль NACA 0012-64;  $M = 0,85$ ;  $\alpha = 4^\circ$ ;  $Re_b \approx 1,43 \cdot 10^6$ , точка перехода фиксирована)

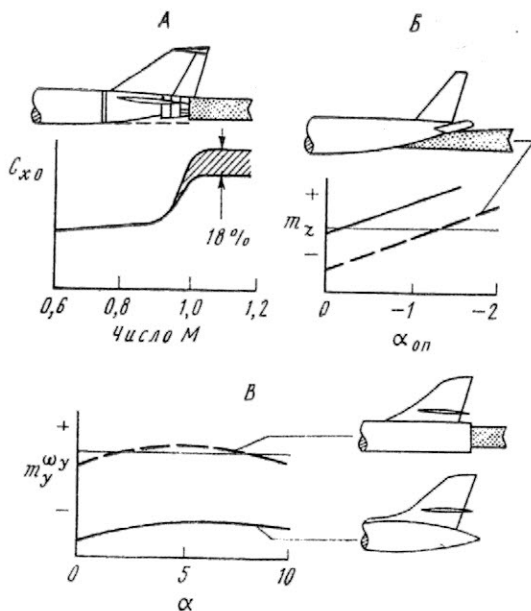
полного устранения интерференции при минимальной сложности активных систем настройки.

Различные державки моделей и встроенные веса широко используются в практике испытаний в трансзвуковых аэродинамических трубах, однако они вносят существенные погрешности в результаты эксперимента. Один из источников погрешностей связан с необходимостью изменения формы модели для крепления ее к державке. Другой обусловлен искажением поля течения державкой



А—степень проницаемости 0,013; Б—степень проницаемости 0,06

Рис. 7. Возмущения продольной нормальной компоненты скорости потока вблизи модели крыла со сверхкритическим профилем толщиной 10%, измеренные при двух различных степенях проницаемости стенок рабочей трубы ( $M = 0,8$ ,  $c_y = 0,6$ )



А—сопротивление хвостовой части; Б—продольный аэродинамический момент и нагрузки на хвостовое оперение; В—демпфирование рыскания  
Рис. 8. Влияние интерференции модели и державки на результаты испытаний в аэродинамической трубе

в области соединения ее с моделью. Типичный пример влияния державок на результаты измерения сил и моментов в трансзвуковых трубах НИЦ им. Лэнгли приведен на рис. 8. Существуют различные методы корректировки результатов испытаний на интерференцию с державками. Однако все они так или иначе связаны с проведением специальных дополнительных испытаний, часто технически сложных и требующих больших затрат времени и средств. С увеличением сложности авиационной техники военного и гражданского назначения будет возрастать степень неопределенности аэродинамических характеристик, вносимой интерференцией модели с державкой.

Интерференционные погрешности этого рода могут быть полностью устранены при использовании системы магнитной подвески для установки моделей в аэродинамической трубе и для проведе-

ния всех необходимых измерений. Преимуществами этой системы являются более широкий диапазон углов ориентации модели в потоке трубы, чем в случае механической подвески, а также простота осуществления свободных колебаний модели для точного измерения характеристик динамической устойчивости.

На рис. 9 показаны основные элементы магнитной системы подвески и измерений с большим числом степеней свободы модели. Внутри модели помещается магнитный сердечник. Приложенные к сердечнику силы создаются в результате его взаимодействия с электромагнитным полем катушек, расположенных за пределами рабочей части трубы. Положение модели определяется системой управления с обратной связью, регулирующей силу тока в обмотках этих катушек в соответствии с сигналами датчиков положения, которые в показанном на рис. 9 случае представляют собой систему источников света и фотоэлементов. Данная система обеспечивает пять степеней свободы модели: по вертикали и тангажу, в боковом направлении и по рысканию, а также в продольном направлении.

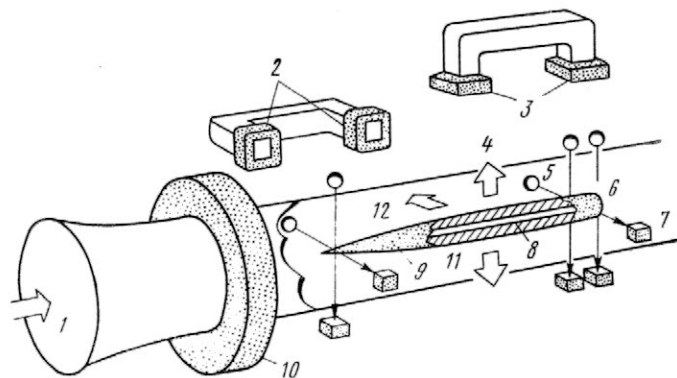
Первая успешная попытка создания экспериментальной установки подобного типа была принята в ONERA (Франция) 20 лет назад. В настоящее время имеется 13 таких систем в 8 лабораториях США и стран Западной Европы. Их краткая характеристика дана в таблице. Все эти установки имеют малые размеры и рассчитаны на испытания при малых динамических давлениях, чтобы избежать больших нагрузок на модель.

Только в одной установке обеспечена возможность движения модели с шестью степенями свободы. Совершенствование этих установок связывают с использованием сверхпроводимости в управляющих катушках, с разработкой системы весовых измерений с малой взаимосвязью каналов и улучшенной системой управления экспериментом, с использованием криогенной техники.

Поскольку проблема интерференции модели с державкой наиболее серьезна при околозвуковых скоростях потока, дальнейшее развитие систем магнитной подвески связывают с их применением в больших аэродинамических трубах с большими числами Re, таких как американская аэродинамическая труба NTF. Система магнитной подвески и измерений должна отвечать следующим требованиям и условиям работы:

- большие размеры рабочей части (до  $2,5 \times 2,5$  м);
- большие нагрузки на модель (453 кгс и более для нормальной силы);
- сверхпроводящие катушки;
- шесть степеней свободы модели;
- испытания при больших углах атаки модели;
- неоптическая система измерения положения модели;
- безопасность при отказах.

Исследования систем магнитной подвески целесообразно вести в направлении постройки экспериментальных установок увеличенных размеров, поскольку магнитные силы, удерживающие модель, возрастают пропорционально третьей степени, а аэродинамические нагрузки — пропорционально второй степени линейных размеров. Кроме того, в



1—направление потока; 2—боковые магнитные катушки; 3—вертикальные магнитные катушки; 4—подъемная сила; 5—источник света; 6—сила сопротивления; 7—фотоэлемент; 8—магнитный сердечник; 9—модель из немагнитного материала; 10—продольная магнитная катушка; 11—сила тяжести; 12—боковая сила

Рис. 9. Схема расположения основных компонентов рабочей части трубы с магнитной подвеской моделей

Существующие системы магнитной подвески моделей в аэродинамических трубах

№ п/п	Организация, которой принадлежит установка	Число степеней свободы	Размеры рабочей части, см	Число М	Применение (виды исследований)
1	НИЦ им. Арнольда (ВВС США), НИЦ им. Лэнгли (NASA)	5	33	8	Исследование спутных следов
2	Массачусетский политехнический институт (установка А), США	5	15,2 7,6×10,5	0—0,5	Статические характеристики, эффект Магнуса
3	Массачусетский политехнический институт (установка В), США	5	10,2	4,2	Статические и динамические характеристики
4	НИЦ им. Лэнгли (NASA), США	1	12,7	—	Статические и динамические характеристики
5	Принстонский университет, США	3	15,2	16	Различные исследования
6	Мичиганский университет, США	1	5,1	<1	Исследование спутных следов
7	Вирджинский университет (установка А), США	3	10,2	7,6	Сопротивление сфер при малых числах Re
8	Вирджинский университет (установка В, с использованием сверхпроводимости); США	3	15,2	3	Сопротивление конусов и сфер
9	ONERA (установка А), Франция	5	8,5	1—3	Динамическая устойчивость
10	ONERA (установка В), Франция	5	6	7	Сопротивление, донное давление
11	Оксфордский университет, Англия	3	30	7	То же
12	Саутгемптонский университет (установка А), Англия	6	7,6	>1	Донное давление, теплопередача
13	RAE, Саутгемптонский университет (установка В), Англия	5	15×20,3	0—1,8	Исследования влияния державок и эффекта Магнуса
			10,2	0—0,35	
			17,8	8,6	

установках больших размеров проще достичь высокой точности измерения положения модели и требуемых приведенных частот колебаний модели при динамических испытаниях. Единственным недостатком такого подхода является высокая стоимость установок больших размеров. Несмотря на это, можно ожидать, что к 2000 г. появится несколько крупных установок такого типа.

Как было показано в ряде исследований, числа Re при эксперименте могут быть увеличены в пять и более раз путем охлаждения потока до криогенных температур. При этом если считать размеры модели, давление и число М постоянными, число Re растет по закону  $T^{-1,4}$ , мощность привода падает пропорционально  $T^{0,5}$ , а скоростной напор не изменяется. Преимущества испытаний при криогенных температурах наглядно показаны на рис. 10.

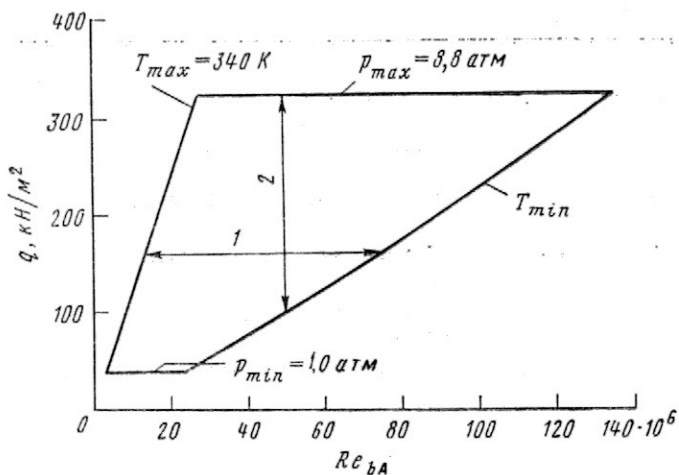
В криогенных трубах существенно расширяются возможности аэродинамических испытаний, при которых можно независимо изменять число М, число Re и скоростной напор путем независимого регулирования скорости потока, температуры и давления в рабочей части (рис. 11—13). Это позволяет, в частности, исследовать влияние на аэродинамические характеристики числа Re (путем изменения температуры при постоянном давлении торможения потока) и аэроупругости (путем изменения давления торможения и температуры при постоянном числе Re).

Рабочие диапазоны чисел Re и М в криогенной аэродинамической трубе NTF показаны на рис. 14

(числа Re рассчитывались по условной хорде, равной 0,1 квадратного корня из площади сечения рабочей части). Верхние границы значений числа Re соответствуют минимальной температуре при использовании газообразного азота в качестве рабочего газа и жидкого азота в качестве охладителя. Эти граничные значения определяются предельным по прочности оболочки трубы давлением при числе  $M \approx 1$  и максимальной мощностью привода при  $1 < M < 1,2$ . Штрихпунктирная линия соответствует условиям насыщения при числе  $M_{\infty}$  сво-

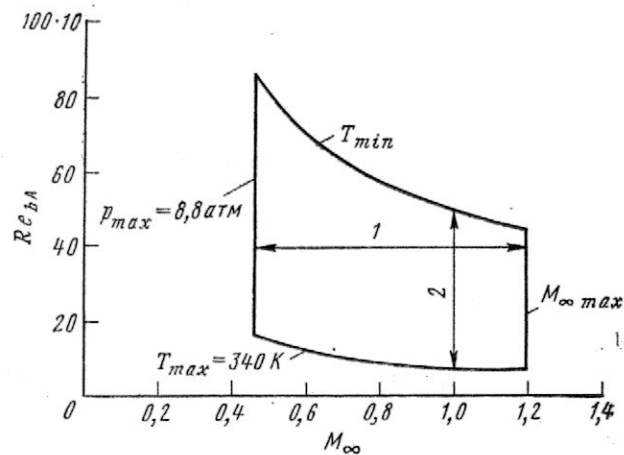


Рис. 10. Зависимость скоростного напора и мощности привода трубы от температуры рабочего газа ( $Re_{\text{в.л.}} = 50 \cdot 10^6$ , размеры рабочей части  $2,5 \times 2,5$  м)



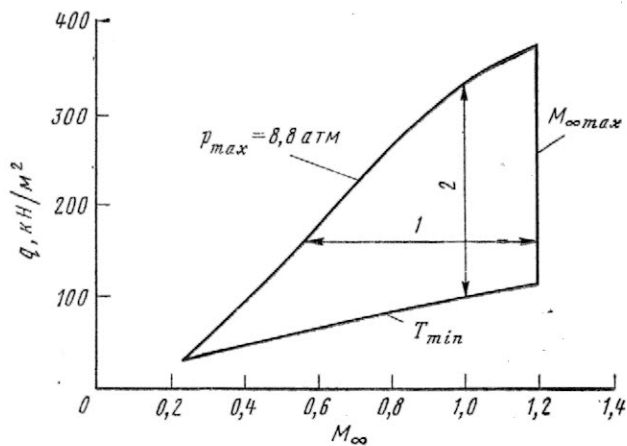
1—исследование влияния числа  $Re$ ; 2—исследование влияния аэроупругости

Рис. 11. Границы рабочих режимов для постоянного числа  $M=1$  в криогенной трубе с размерами рабочей части  $2,5 \times 2,5$  м ( $T$  и  $p$  — полные температура и давление соответственно)



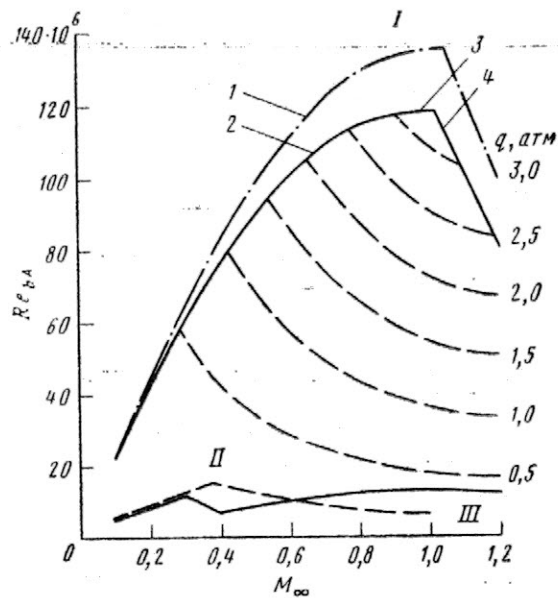
1—исследование влияния числа  $M$ ; 2—исследование влияния числа  $Re$

Рис. 12. Границы рабочих режимов для постоянного скоростного напора ( $q=100$  кН/м<sup>2</sup>) в криогенной трубе с размерами рабочей части  $2,5 \times 2,5$  м



1—исследование влияния числа  $M$ ; 2—исследование влияния аэроупругости

Рис. 13. Границы рабочих режимов для постоянного числа  $Re$  ( $Re_{бА} = 50 \cdot 10^6$ ) в криогенной трубе с размерами рабочей части  $2,5 \times 2,5$  м



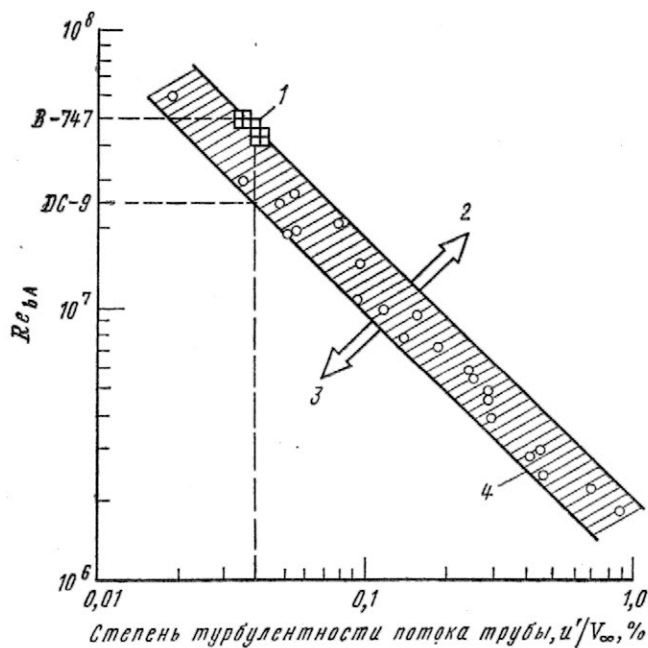
I — труба NTF с охлаждением рабочего газа жидким азотом; II — труба NTF с водяным охлаждением до  $T=339$  К; III — существующие трубы

1 —  $T_{min}$  по условиям насыщения при  $M_{мест} = M_{\infty}$ ; 2 —  $T_{min}$  по условиям насыщения при  $M_{мест} = M_{\infty} + 0,4$ ; 3 — предел прочности оболочки трубы; 4 — предельная мощность привода с водяным охлаждением до  $T=339$  К

Рис. 14. Сравнение разрабатываемой криогенной аэродинамической трубы NTF и существующих труб США по максимальным величинам числа  $Re$  при испытаниях модели со средней аэродинамической хордой  $0,25$  м

бодного потока трубы, сплошная — условиям насыщения при локальном числе  $M$ , равном  $M_{\infty} + 0,4$ .

Нижние границы соответствуют режиму работы трубы с воздухом при температуре окружаю-



1—данные летных испытаний самолета X-21; 2—переход ламинарного обтекания в турбулентное; 3—ламинарное обтекание; 4—данные испытаний в трубе при отсосе, обеспечивающем минимум сопротивления

Рис. 15. Влияние турбулентности потока аэродинамической трубы на обеспечение полностью ламинарного обтекания модели профиля с системой УПС

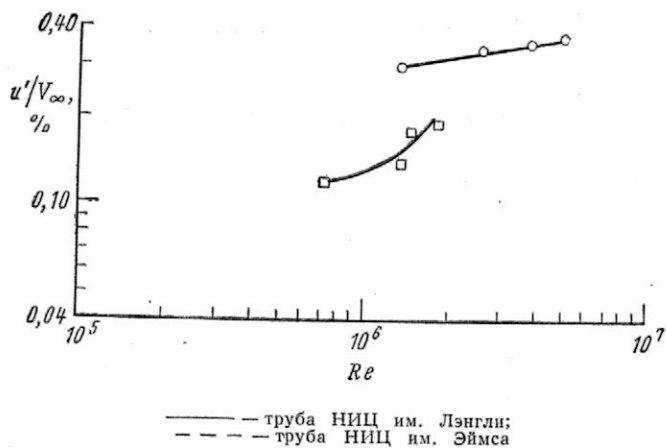


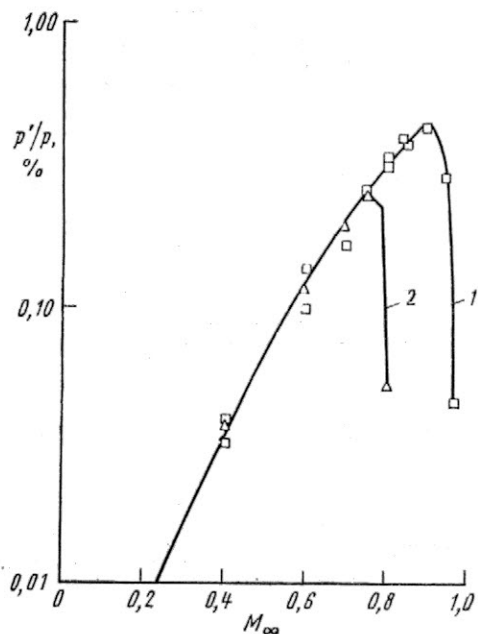
Рис. 16. Сравнение уровней флуктуаций продольной компоненты скорости потока в аэродинамических трубах переменного давления НИЦ им. Лэнгли и НИЦ им. Эймса с характерными размерами рабочих частей соответственно 2,5 и 3,6 м ( $M_\infty=0,8$ , число  $Re$  соответствует характерному размеру 0,3 м)

щей среды и использовании обычного водяного теплообменника.

Для проверки работоспособности систем ламинаризации обтекания поверхностей самолета, применение которых является одним из способов повышения энергетической эффективности воздушных перевозок, необходимо проведение экспериментов в аэродинамических трубах с высоким качеством потока. Как видно из рис. 15, такие эксперименты имеют смысл при степени турбулентности потока не выше 0,04%, когда измеренные в трубе числа  $Re$  перехода пограничного слоя в турбулентный близки к наблюдаемым при полете современных самолетов. Измерения уровня турбулентности в двух аэродинамических трубах с малотурбулентным потоком и достаточно большими числами  $Re$  (труба переменного давления НИЦ им. Эймса с характерным размером рабочей части 3,6 м и трансзвуковая труба переменного давления НИЦ им. Лэнгли с характерным размером 2,4 м) показали, что они не удовлетворяют этим требованиям (рис. 16). Поэтому были предприняты попытки уменьшить уровень возмущений в потоке трансзвуковой трубы НИЦ им. Лэнгли.

Испытания систем ламинаризации обтекания должны проводиться при закрытых щелях в стенках рабочей части, чтобы исключить создаваемые ими дополнительные возмущения. Принято считать, что в значительной мере турбулентность в рабочей части трансзвуковой трубы создается распространяющимися вверх по потоку акустическими возмущениями, происходящими от колебаний державки модели, диффузора и расположенных непосредственно за ним элементов. Поэтому для замирания рабочей части, т. е. блокирования распространения вверх по потоку некоторых акустических возмущений, на выходе из рабочей части было установлено плоское сверхзвуковое сопло. Это потребовало некоторого увеличения потребляемой энергии привода.

Результаты измерений, представленные на рис. 17, свидетельствуют о заметном снижении уровня флуктуации статического давления в рабочей части: до 0,05% при числах  $M$  потока, равных 0,8 и 0,96, т. е. соответственно в 6 и 9 раз.



1—без сопла на выходе из рабочей части; 2—с соплом на выходе из рабочей части

Рис. 17. Влияние установки запирающего сопла на выходе из рабочей части трубы на уровень флуктуаций давления

Другой метод снижения уровня турбулентности потока в рабочей части трубы направлен на уменьшение флуктуаций скорости в успокоительных камерах. В НИЦ им. Лэнгли была изготовлена модель первого поворотного колена трансзвуковой трубы с успокоительной камерой; в которой исследовалась эффективность сетчатых и сотовых дегурбулизирующих решеток. Результаты экспериментов на этой модели показали (рис. 18), что установка одной сотовой решетки и пяти сеток

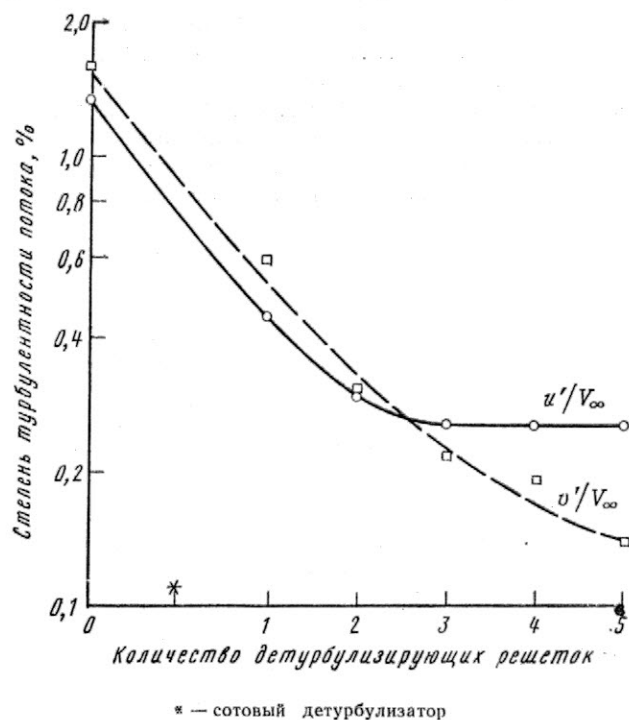
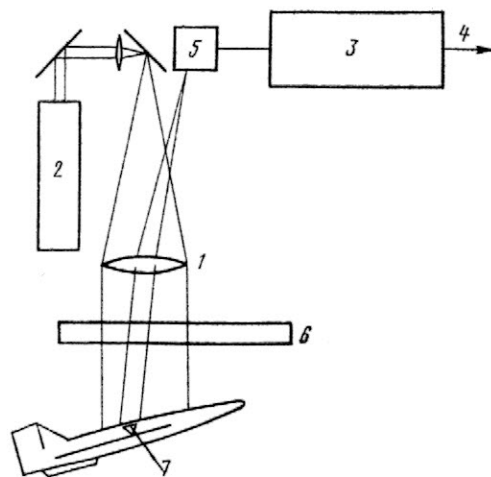


Рис. 18. Уменьшение уровня флуктуаций продольной ( $u'$ ) и поперечной ( $v'$ ) компонент скорости потока в трубе с увеличением количества дегурбулизирующих решеток

\* — сотовый дегурбулизатор



1—коллиматорные линзы; 2—лазер; 3—электронный блок обработки сигналов; 4—угол тангажа модели; 5—датчик предельных положений модели; 6—окно в стенке рабочей части трубы; 7—рефлектор

Рис. 19. Схема оптической системы измерения угла атаки модели в аэродинамической трубе (разрешающая способность  $0,01^\circ$ ; диапазон измерений  $\pm 20^\circ$ ; время запаздывания  $0,01$  с)

позволяет уменьшить флуктуации скорости в успокоительной камере в 10 раз, что должно привести к существенному уменьшению турбулентности потока в рабочей части. Таким образом, совместное применение обоих методов повышения качества потока может обеспечить снижение турбулентности потока в трубе до требуемого уровня.

Большое значение для повышения точности получаемых экспериментально аэродинамических характеристик имеет оснащение труб совершенной измерительной аппаратурой. Возможность генерации интенсивного лазерного луча в одном или нескольких узких частотных диапазонах используется при создании новых методов диагностики течений. В лазерно-доплеровских измерителях скорости потока (ЛДИС) для измерения компонент скорости потока в одной точке используется свойство рассеяния света малыми частицами, вводимыми в поток.

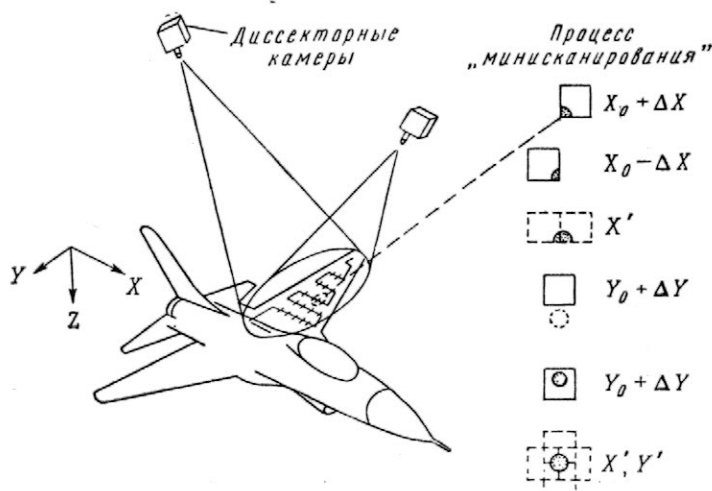


Рис. 20. Схема измерения деформаций модели в аэродинамической трубе методом сканирующей стереофотограмметрии

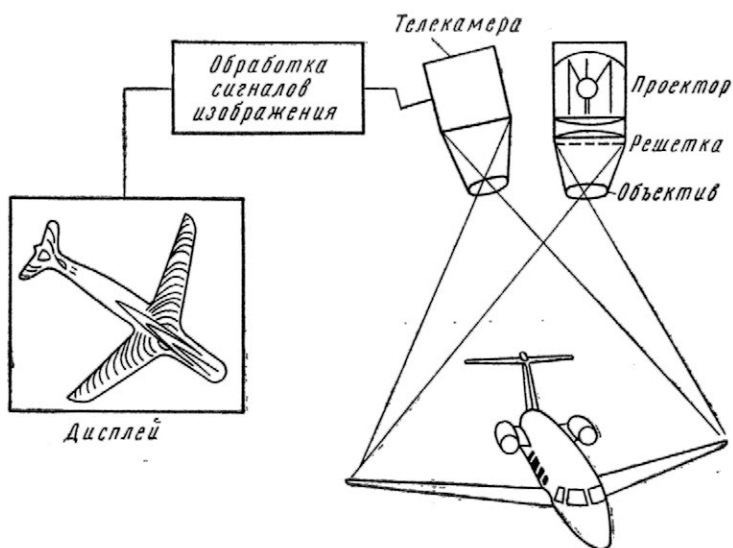


Рис. 21. Схема измерения деформаций модели в аэродинамической трубе методом муаровой топографии

С помощью ЛДИС могут осуществляться визуализация (построение поля скоростей) как установившихся, так и неустойчивых течений, а также измерение распределения плотности и температуры потока. Ведутся исследования по созданию компактных лазерных систем измерения с цифровым управлением, позволяющих проводить автоматические измерения вдоль заданной линии поля течения.

Измерение углов атаки в большинстве аэродинамических труб США выполняется с помощью прецизионных инерциальных датчиков (акселерометров). Они обеспечивают высокую точность измерений, однако требуют «деликатности» в обращении с ними, частого ремонта или замены. Недостаточно изученными являются и связанные с использованием этих приборов вопросы устойчивости, влияния температуры, выпрямления выходного сигнала при наличии вибрационных составляющих.

От многих недостатков, присущих инерциальному способу измерения, свободно оптическое устройство, предложенное фирмой Боинг в 1971 г. Окончательный вариант схемы измерения, полученный в результате многократных усовершенствований, представлен на рис. 19. Эта оптическая система, установленная в трансзвуковой аэродинамической трубе фирмы Боинг, имеет разрешающую способность  $0,005^\circ$  и не подвержена влиянию турбулентности и неоднородностей температурного поля на точность измерений. Аналогичная система прошла успешные испытания в трансзвуковой трубе переменного давления НИЦ им. Лэнгли, а также в криогенной трубе с характерным размером рабочей части  $0,3$  м. Положительные результаты этих испытаний послужили основанием для разработки подобной системы для американской криогенной аэродинамической трубы NTF.

В большинстве случаев предполагается, что модель для испытаний в аэродинамической трубе является жесткой и ее деформации при высоких динамических давлениях рассматриваются как источники ошибок измерений. При испытаниях в трубе NTF моделей самолетов с высокими летны-

ми характеристиками и усовершенствованными крыльями большого удлинения эти ошибки могут быть весьма значительными. В связи с этим в НИЦ им. Лэнгли в последнее время были возобновлены исследования по методам измерения деформаций моделей в трубах.

Из четырех наиболее привлекательных подходов к решению этой задачи в настоящее время подробно изучены два, связанные с использованием стереофотограмметрии и сканирующей стереофотограмметрии. В качестве основного для трубы NTF выбран второй метод измерения, обеспечивающий поступление экспериментальных данных в реальном масштабе времени и в наибольшей степени отвечающий требованиям к этой экспериментальной установке. Первый метод предлагается использовать как резервный. В ближайшем будущем будет начата работа над двумя другими методами измерения деформаций модели — муаровым топографическим методом и методом использования лазерных лучей с микроволновой модуляцией. Все четыре метода прошли предварительную лабораторную проверку на их практическую ценность.

Метод сканирующей стереофотограмметрии отличается высокой степенью автоматизации (рис. 20). Определенным образом выбранная группа точек на поверхности модели быстро просматривается, и если они перемещаются, то их новые положения запоминаются и служат начальными условиями на следующем цикле сканирования. Вблизи направления на каждую точку выполняется процедура «минисканирования» для центрирования точки в апертуре каждой из двух камер.

В топографическом методе муаровых полос теневая решетка проецируется на модель, наблюдаемую с помощью телевизионной камеры (рис. 21). С помощью быстродействующих аналого-цифровых преобразователей и запоминающих устройств большой емкости телевизионная информация может быть обработана и представлена в виде линий равных деформаций модели. Этот процесс может осуществляться в реальном масштабе времени (в темпе эксперимента).

В методе лазерного луча с микроволновой модуляцией используется модулированный выходной сигнал лазерного диода, соединенного нитями волоконно-оптической системы с рядом точек на поверхности модели. Величина фазового сдвига светового излучения, воспринимаемого от каждой точки (по отношению к опорной точке), позволяет определить местную деформацию.

Выдвигаемая практикой необходимость точного расчета обтекания тел сложной геометрии при минимальных упрощающих допущениях относительно физической стороны задачи требует создания эффективных численных методов механики жидкости и высокопроизводительных средств вычислительной техники.

В последние десятилетия быстродействие ЭВМ возрастало на порядок за каждые примерно пять лет, и эта тенденция, вероятно, сохранится и в будущем. За последние пять лет появились такие супер-ЭВМ, как STAR-100, CRAY-1 и BSP (ЭВМ для научных расчетов фирмы Барроуз), быстродействие которых в 10 раз превышает быстродей-

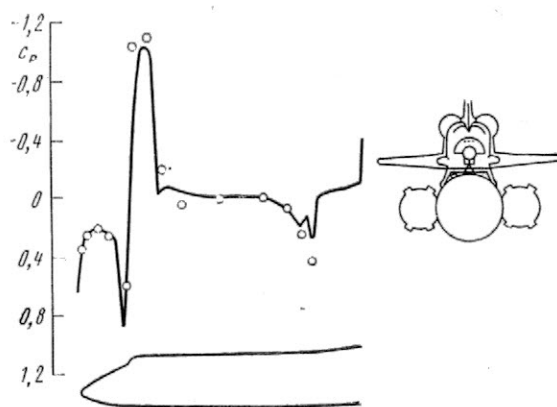


Рис. 22. Распределения давления вдоль верхнего контура меридионального сечения МВКА «Спейс Шаттл» (расчет и эксперимент, число  $M=0,9$ )

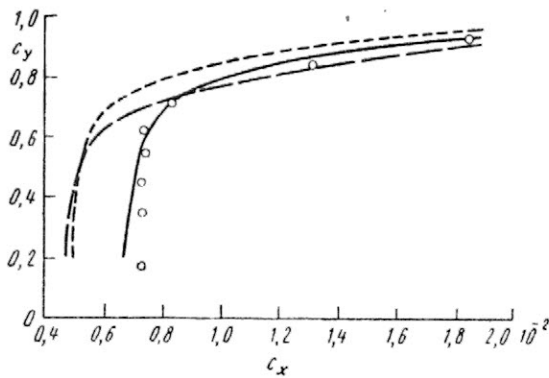
ствие ЭВМ предшествующего поколения. Это достигнуто благодаря использованию в архитектуре ЭВМ принципа параллелизма. Быстродействие ЭВМ этого поколения превышает 50 млн. операций в секунду и может быть в ближайшие годы увеличено еще в 4—6 раз в процессе освоения их серийного производства. Однако реализация высокого быстродействия центрального процессора сдерживается более медленной работой устройств ввода — вывода информации, совершенствование которых происходит менее быстрыми темпами.

Емкость быстродействующей памяти указанных ЭВМ составляет 1—2 млн. слов. Наблюдающийся в последнее время прогресс в технике запоминающих устройств позволяет рассчитывать на увеличение этой характеристики примерно на порядок в ближайшие пять лет.

В НИЦ им. Эймса ведутся работы по созданию специализированной ЭВМ для решения сложных задач аэродинамики, недоступных современным ЭВМ. В этом проекте, получившем название NAS (National Aerodynamic Simulator), предполагается достичь быстродействия порядка 1 млрд. операций с плавающей запятой в секунду и использовать быстродействующую память емкостью около 40 млн. слов. По мнению разработчиков проекта, этих параметров будет достаточно для расчета обтекания сложных многоэлементных конфигураций на основе полного уравнения потенциала скорости, одноэлементных конфигураций по уравнению Навье—Стокса и для решения задач аэродинамического проектирования на основе полного уравнения потенциала с использованием процедуры оптимизации.

За последние 10 лет достигнуты значительные успехи в создании эффективных методов исследования трансзвуковых течений на основе численного решения нелинейных уравнений в частных производных. Иллюстрацией этого может служить рис. 22, где приведено сравнение с экспериментальными данными результатов расчета распределения давления вдоль верхнего контура меридионального сечения многоэлемента воздушного космического аппарата «Спейс Шаттл» в стартовой конфигурации при числе  $M=0,9$ . Расчет выполнен с использованием релаксационного метода решения нелинейных уравнений трансзвукового





Теория вязкого обтекания без учета следа и вязко-невязкого взаимодействия у задней кромки:  
 — полностью консервативная разностная схема;  
 - - - неконсервативная разностная схема.  
 Теория полностью вязкого обтекания:  
 — полностью консервативная схема; ○ — эксперимент ( $M_\infty = 0,78$ )

Рис. 23. Поляры сверхкритического профиля при числах  $M=0,768$ ,  $Re_b=7,7 \cdot 10^6$  (точка перехода состояния пограничного слоя на расстоянии  $0,28 b$  от носка)

обтекания на основе теории малых возмущений и метода вложения сеток.

В настоящее время вязкие эффекты учитываются главным образом путем «стыковки» результатов решения двумерных уравнений пограничного слоя с применением гипотезы плоских сечений и уравнений для пространственного невязкого течения. Расчет требует использования 60—250 тыс. узлов сетки и занимает 20—40 мин на ЭВМ типа CYBER-175. Есть основания считать, что незначительные изменения алгоритма позволят в ближайшее время приспособить подобные программы для векторных процессоров (ЭВМ типа CRAY-1 и CYBER-203), обеспечивающих снижение времени счета до нескольких минут и стоимости расчетов до 50—100 долл.

В ближайшем будущем, по крайней мере до середины 1980-х годов, в расчетах полных конфигураций (крыло + фюзеляж + оперение + gondoly двигателей) с помощью нелинейных уравнений будут, вероятно, преобладать «зональные» методы, т. е. методы, основанные на объединении выполняемых отдельно расчетов трехмерного невязкого течения и расчетов трехмерного вязкого течения в зоне пограничного слоя. В докладе Чепмена на драйденовских чтениях в 1979 г. приведены следующие оценки объемов памяти, необходимых для перехода к расчетам подобных конфигураций по более сложным уравнениям — осредненным по времени уравнениям Навье—Стокса.

Число Re	$10^6$	$10^7$	$10^8$
Количество узлов сетки	$2 \cdot 10^6$	$4 \cdot 10^8$	$9 \cdot 10^6$
Объем памяти (количество слов)	$6 \cdot 10^7$	$10^8$	$3 \cdot 10^8$

Оценки основаны на предположении, что в расчетах будет использоваться метод вложения сеток и в каждом узле будет запоминаться 25—30 значений функций. Суммарная емкость памяти такой

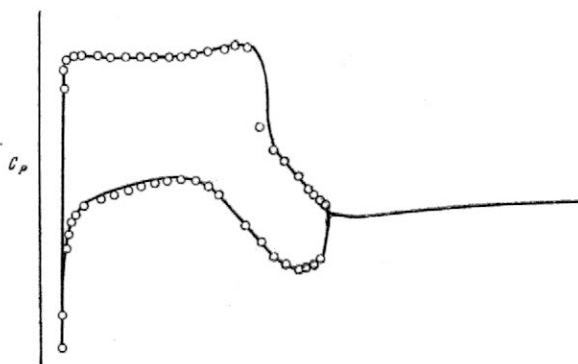
ЭВМ, как NAS ( $\sim 150 \cdot 10^6$  слов), позволит проводить расчеты при числе  $Re=10^7$ , но будет недостаточной при числе  $Re=10^8$ .

Теория сильного вязко-невязкого взаимодействия на практике подтвердила свою высокую эффективность в аэродинамических расчетах. На основе физических представлений и использования теории асимптотических разложений был разработан рациональный метод расчета вязкого трансзвукового обтекания профилей, соединяющий в одно целое расчет таких специфических областей течения, как пограничный слой, невязкое трансзвуковое течение, особенности зоны около задней кромки и след. На рис. 23 результаты расчетов поляры по этой методике сравниваются с экспериментом и расчетами по другим теориям. Ошибки в величине сопротивления, полученной по теории полностью вязкого обтекания (т. е. с учетом всех эффектов вязко-невязкого взаимодействия), не превышают  $(5+6) \cdot 10^{-4}$ . О высокой точности этого метода свидетельствуют и приведенные на рис. 24 результаты расчета распределения давления на сверхкритическом профиле при большом значении  $c_y$ . Эта теория может быть в дальнейшем распространена и на трехмерные течения, а также, возможно, и на случай течения с ограниченными зонами отрыва потока.

Современный этап развития авиации характеризуется тем, что заметные улучшения летных характеристик самолетов во все большей степени становятся результатом совместного использования малых усовершенствований, которые, в свою очередь, достигаются с применением новых, все более сложных методов расчета и испытаний. Важнейшую роль среди этих методов играют методы оптимизации, которые уже широко используются при проектировании профилей крыла, систем увеличения подъемной силы, элементов конструкции и систем активного управления. Однако еще многое предстоит сделать для того, чтобы все эти научно-технические проблемы можно было решать одновременно в рамках одной задачи «глобальной» оптимизации (задачи синтеза).

Первым шагом в этом направлении можно считать объединение в процессе оптимизации вопросов прочности и аэродинамики или активного управления и прочности при фиксированных параметрах, относящихся к другим дисциплинам. Примером такого подхода является система автоматизированного проектирования PARS (Program for Analyses and Resizing of Structures) для совместного решения проблем прочности и аэродинамики. Комплексная программа для ЭВМ позволяет на основе метода конечных элементов получать конструкции минимального веса с учетом требований (ограничений) по напряжениям, деформациям, флаттеру и температурам. Система PARS разработана на основе более общей системы автоматизированного проектирования SPAR.

Возможности системы PARS при решении проблем флаттера были продемонстрированы на примере расчета треугольного крыла, показанного на рис. 25. Крыло было разбито на 6 панелей с постоянными толщинами обшивки, значения которых рассматривались как неизвестные проектные параметры. В полученной в результате оптимизации конструкции обшивки минимального веса



— теория ( $\alpha=0,34^\circ$ ;  $c_x=0,0199$ ,  $m_z=-0,211$ );  $\circ$  — эксперимент ( $\alpha=1,97^\circ$ ;  $c_x=0,0184$ ,  $m_z=-0,193$ ;  $M_\infty=0,78$ )

Рис. 24. Теоретическое и экспериментальное распределение давления на сверхкритическом профиле NASA ( $M_\infty=0,768$ ;  $c_y=0,94$ ;  $Re_b=2,7 \cdot 10^6$ ;  $x_{пер}=0,28$ )

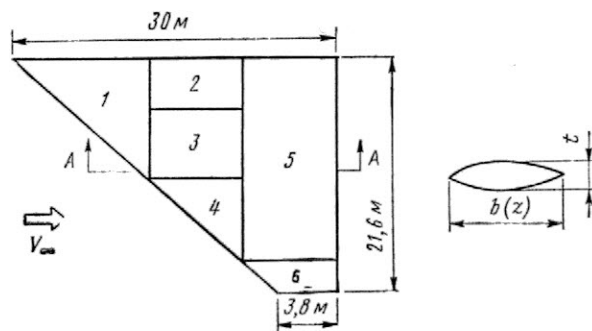


Рис. 25. Схема разбиения треугольного крыла на панели с постоянной толщиной обшивки при расчете оптимальной конструкции с учетом требований по флаттеру

(3607 кгс) наибольший вес приходится на панель 3, а панели 1, 2 и 6 имели минимальную толщину, равную 0,51 мм. Ближайшее десятилетие покажет, как далеко подобные системы позволят продвинуться в направлении усложнения практически решаемых задач оптимального синтеза.

Большое значение для улучшения летных характеристик самолетов имеет достигнутый за последнее время прогресс в области профилей крыла с высокой аэродинамической эффективностью. Разработанные NASA сверхкритические профили предназначались для уменьшения потерь энергии потока, обусловленных наличием скачков уплотнения и отрывных зон. Первая серия улучшенных профилей была создана до того, как были разработаны методы численного расчета их обтекания, и основывалась на анализе и последовательном улучшении получаемых экспериментально распределений давления. В результате углубления физических представлений и использования программ расчета вязкого обтекания было разработано семейство сверхкритических профилей, показанное на рис. 26. Оно включает профили большой и малой толщины с различной несущей способностью. Как показывают проведенные исследования, уменьшения продольного момента можно добиться утолщением хвостовой части профиля и «подрезанием» снизу передней части профиля без существенного ухудшения характеристик.

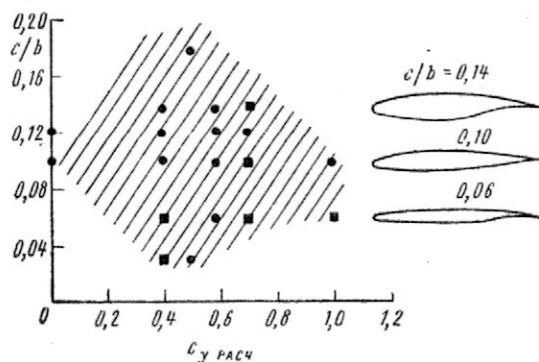
Экспериментальные исследования, проведенные в 1972 г., показали, что и на докритических скоростях сверхкритические профили большой толщины могут иметь лучшие характеристики, чем обычные дозвуковые профили. Основные особенности геометрии сверхкритических профилей (увеличенный радиус затупления носка и повышенная нагрузка на хвостовой части) отличают и разработанную в NASA серию профилей GA(W) для легких самолетов авиации общего назначения, в частности профиля GA(W)-1, известного также под обозначением LS(L)-0417. Результаты испытаний в аэродинамической трубе показали, что этот профиль обладает хорошими характеристиками на околозвуковых режимах, повышенной несущей способностью при больших углах атаки и более высоким аэродинамическим качеством на

режимах набора высоты по сравнению с ранее разработанными профилями NASA.

В 1976 г. возникла потребность в разработке профилей, рассчитанных на большие, чем обычно дозвуковые крейсерские числа  $M$ , которые обладали бы вместе с тем хорошими несущими свойствами при малых скоростях полета. В результате были созданы профили для умеренных дозвуковых скоростей полета, заполнившие «пробел» между профилями для малых дозвуковых скоростей и сверхкритическими профилями. Они предназначены для легких административных самолетов. На рис. 27 представлены экспериментальное и расчетное распределения давления на одном из таких профилей с относительной толщиной 17% при  $c_y=0,3$  и  $M=0,68$ . При сохранении хороших срывных характеристик и высокой несущей способности эти профили практически во всем диапазоне значений  $c_y$  имеют сопротивление меньше, чем у аналогичных профилей для малых скоростей полета (рис. 28).

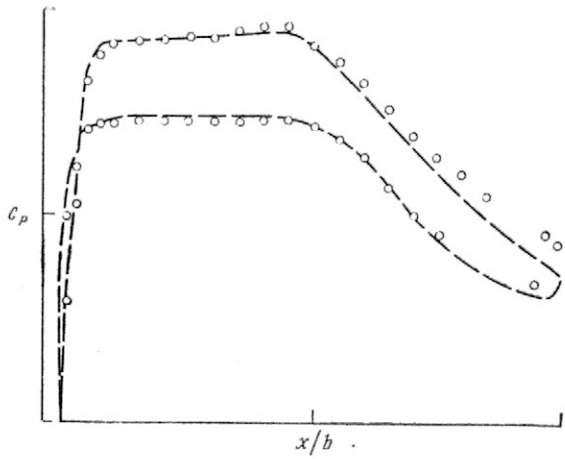
Разработанное в NASA семейство профилей для умеренных скоростей полета ( $M=0,66 \div 0,72$ ) включает профили с относительными толщинами 13—17% и расчетными величинами  $c_y$ , равными 0,3 и 0,4 (рис. 29).

Несмотря на интенсивные исследования, проблема расчета отрывного обтекания профилей в широком диапазоне режимов полета еще далека от полного решения. Один из перспективных методов расчета отрывного обтекания неразрезных



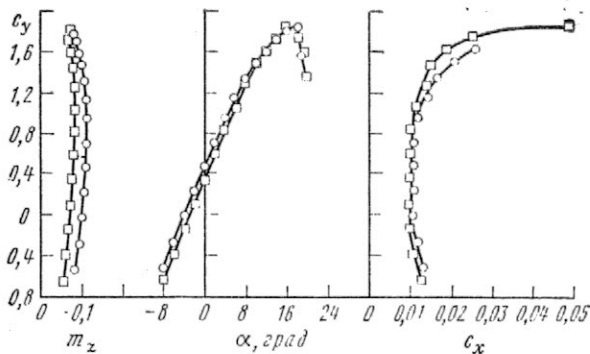
■ — профили, испытанные в аэродинамических трубах; ● — рассчитанные профили;

Рис. 26. Изученное семейство сверхкритических профилей крыла



--- теория; ○ — эксперимент в трансзвуковой трубе с рабочей частью 0,15×0,71 м

Рис. 27. Распределение давления на профиле MS(1)-0317 для умеренных дозвуковых скоростей полета ( $M_\infty=0,68$ ;  $c_y=0,3$ ;  $Re=14 \cdot 10^6$ )



○ — профиль LS(1)-0417; □ — профиль MS(1)-0317

Рис. 28. Характеристики профиля с относительной толщиной 17% для малых и умеренных дозвуковых скоростей полета ( $M_\infty=0,15$ ,  $Re_b=4 \cdot 10^6$ ;  $x_{пер}=0,075$ )

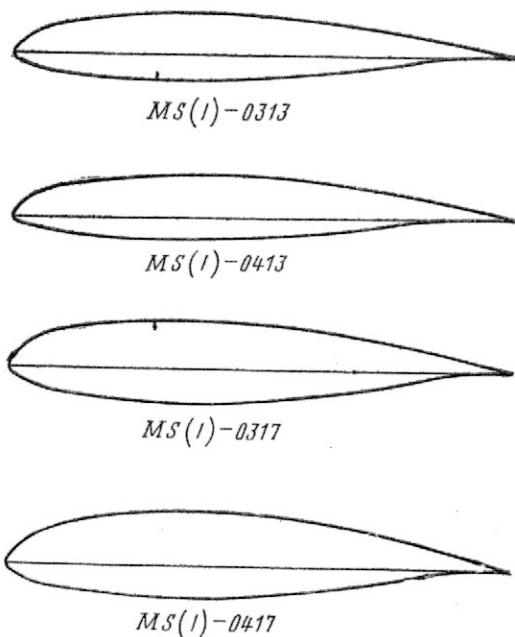
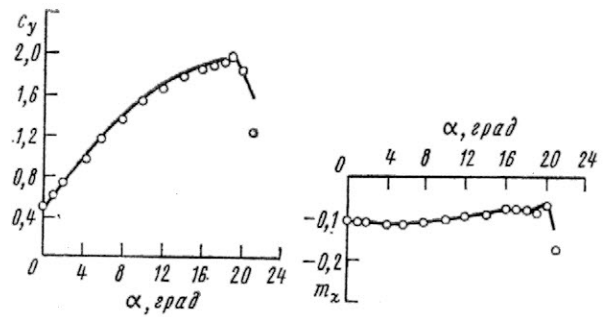


Рис. 29. Семейство профилей для умеренных дозвуковых скоростей полета



○ — эксперимент; — — расчет

Рис. 30. Сравнение расчетных и экспериментальных аэродинамических характеристик профиля GA(W)-1 ( $Re_b=6,3 \cdot 10^6$ )

профилей дозвуковым потоком основан на комбинации представления профиля и отрывной области моделью вихревой решетки и интегральных методах расчета пограничного слоя.

Разрабатывается аналогичный метод для многоэлементных профилей. О достижениях в этом направлении исследований свидетельствуют приведенные на рис. 30 результаты расчетов и экспериментальных данных.

Продолжаются интенсивные исследования, направленные на практическую реализацию достоинств сверхкритических крыльев с учетом особенностей конкретных компоновок (наличие двигателей под крылом, концевые аэродинамические поверхности, различного рода системы увеличения подъемной силы крыла).

Для точной экспериментальной оценки влияния работы современных ТРДД с большими степенями двухконтурности на обтекание сверхкритического крыла оказалось недостаточным использование моделей с протоками в гондолах двигателей. По этой причине начиная с 1964 г. в НИЦ им. Лэнгли при исследовании интерференции крыла и двигателей стали применяться модели с «работающими» двигателями, способными создавать реактивные струи с параметрами, близкими к реальным. Проблемы усложняются тем обстоятельством, что местная хорда сверхкритического крыла большого удлинения в области подвески двигателя (особенно, если таких двигателей на крыле не более двух) составляет всего около 60% хорды аналогичного современного широкофюзеляжного самолета с обычным крылом, вследствие чего усиливается вредное интерференционное воздействие на обтекание крыла интенсивного поля скоростей, индуцируемого реактивными струями мощных двигателей.

В трансзвуковой трубе переменного давления с характерным размером рабочей части 2,4 м было проведено исследование компоновок самолета, имеющего сверхкритическое крыло большого удлинения с установленными на пилонах ТРДД различных типов, показанных на рис. 31. Верхний из двух изображенных слева двигателей подобен ТРДД современных широкофюзеляжных самолетов, а нижний отличается от него укороченной обечайкой центрального контура и снятым реверсером тяги газогенератора. Для двух показанных справа двигателей характерны удлиненные обечайки центрального и вентиляторного контуров, что обеспечивает смещение обоих потоков в пределах

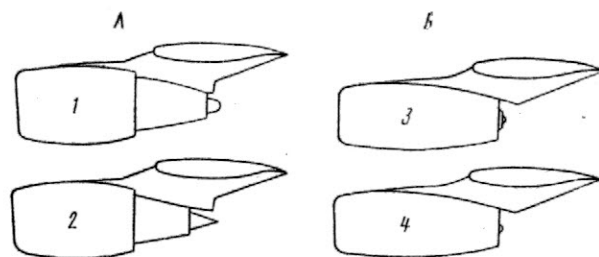
двигателя с общим выхлопом. Исследования показывают, что двигатели со смещением потоков могут обеспечить уменьшение на 4—5% удельного расхода топлива по сравнению с двигателями с отдельными потоками. К такому выводу пришли независимо друг от друга фирмы Дженерал Электрик и Пратт-Уитни, проводящие исследования по контракту с NASA в рамках программы ЕЕЕ (Energy Efficient Engine — энергетически эффективный двигатель).

Одно из последних технических решений направлено на использование гондол малой длины для снижения интерференционных потерь при размещении двигателей на планере. Некоторые из результатов этих исследований представлены на рис. 32. Прирост сопротивления за счет интерференции для двигателя со смещением потоков, имеющего удлиненную наружную обечайку, на 45% больше, чем для двигателя с короткой обечайкой. Частично это объясняется большей площадью смачиваемой поверхности удлиненной обечайки, но главная причина — более сильное интерференционное взаимодействие крыла и двигателей. Этот прирост сопротивления удастся сократить на 40% в случае использования двигателя ЕЕЕ в компактной гондole.

В дальнейших исследованиях намечено изучить влияние на интерференцию изменений формы крыла, положения по высоте и ориентации гондолы относительно крыла, а также распределения площадей поперечных сечений пилона. Одновременно с этим разрабатываются методы теоретической оценки влияния параметров компоновки на интерференцию сверхкритического крыла и силовой установки.

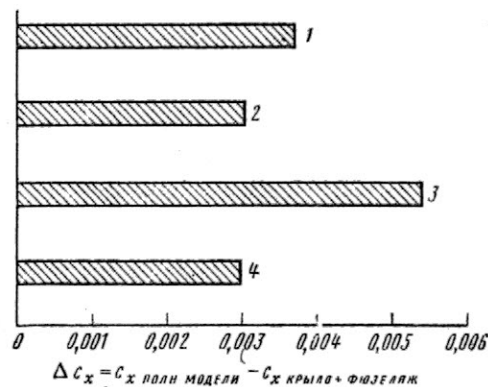
Проведенные за последние пять лет исследования показали, что установка на крыле концевых аэродинамических поверхностей позволяет повысить крейсерское аэродинамическое качество некоторых транспортных самолетов на 4—8% при меньшем утяжелении крыла, чем удлинение законцовок, обеспечивающее тот же эффект. На рис. 33 приведены результаты испытаний моделей самолетов KC-135A, L-1011, DC-10 и гипотетического самолета со сверхкритическим крылом большого удлинения. Только самолету со сверхкритическим крылом простое увеличение размаха крыла дает такое же относительное увеличение аэродинамического качества, как и концевые поверхности. В остальных случаях применение концевых «крылышек» более эффективно, чем увеличение размаха крыла. Более детальное исследование этих вопросов применительно к самолету KC-135 показало, что при установке концевых поверхностей могут быть улучшены (или сохранены неизменными) флаттерные характеристики крыла, а также повышена боковая устойчивость и эффективность поперечного управления. Несколько самолетов с концевыми поверхностями уже находятся в эксплуатации. В будущем возможно их более широкое применение.

Различные средства увеличения подъемной силы рассчитаны в основном на режимы полета с малыми скоростями, в частности на режимы взлета и посадки (рис. 34). В последнее время разработка этих методов рассматривается в связи с решением проблемы снижения расходов топлива при пассажирских перевозках и созданием новых военных



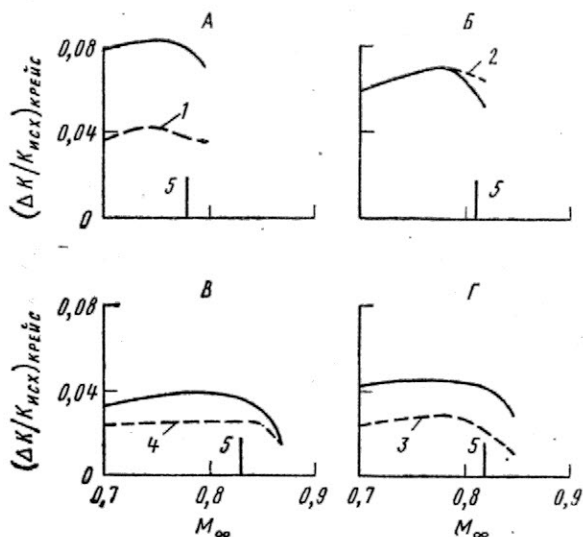
А — двигатели с отдельными потоками центрального и вентиляционного контуров; Б — двигатели со смещением потоков; 1 — гондola с длинной обечайкой центрального контура; 2 — гондola с укороченной обечайкой центрального контура для двигателя ЕЕЕ; 3 — усовершенствованная гондola для двигателя ЕЕЕ; 4 — удлиненная усовершенствованная гондola для двигателя ЕЕЕ

Рис. 31. Типы гондол ТРДД, испытанных при исследовании интерференции двигателей и планера



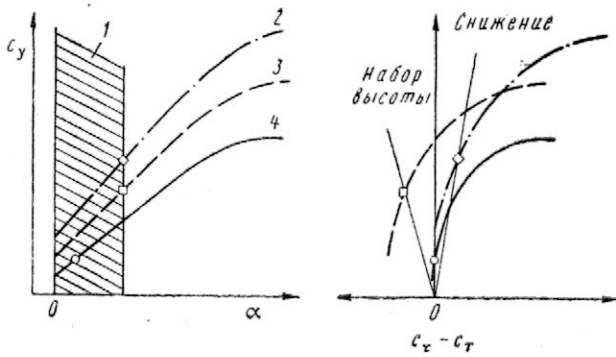
1 — двигатель с отдельными потоками, короткая обечайка центрального контура; 2 — двигатель с отдельными потоками, длинная обечайка центрального контура; 3 — двигатель со смещением потоков, удлиненная обечайка вентиляционного контура; 4 — двигатель со смещением потоков, исследуемый по программе ЕЕЕ

Рис. 32. Сравнение сопротивления интерференции гондол двигателей с планером ( $M=0,82$ ;  $c_y=0,55$ ; отношение давлений 1,5;  $Re=13,3 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ )



— — концевые аэродинамические поверхности; - - - - удлиненные законцовки крыла; А — KC-135A,  $c_y = 0,44$ ; Б — самолет с крылом большого удлинения,  $c_y = 0,57$ ; В — L-1011,  $c_y = 0,45$ ; Г — DC-10,  $c_y = 0,50$   
 1 —  $\Delta l/2 = 0,38h_{КАП}$ ; 2 —  $\Delta l/2 = 1,0h_{КАП}$ ; 3 —  $\Delta l/2 = 0,47h_{КАП}$ ; 4 —  $\Delta l/2 = 0,4h_{КАП}$ ; 5 — крейсерский режим

Рис. 33. Сравнение концевых аэродинамических поверхностей (КАП) и удлиненных законцовок как способов увеличения аэродинамического качества



1—типичные величины угла атаки; 2—посадка; 3—взлет; 4—крейсерский полет

Рис. 34. Типичные аэродинамические характеристики транспортных самолетов на различных режимах полета ( $C_T$  — коэффициент тяги двигателей)

самолетов ВВП/КВП. Как видно на рис. 35, протяженность маршрутов большинства эксплуатирующихся в настоящее время пассажирских самолетов американских фирм составляет в среднем только 20—30% их максимальной дальности. Средняя дальность перевозок на внутренних авиалиниях США равна 925 км, а на международных — 1480 км. Из данных, приведенных на рис. 36, следует, что в этом диапазоне дальностей более половины топлива, расходуемого современным широкофюзеляжным самолетом, приходится на некрейсерские этапы полета.

Для того чтобы обеспечить с помощью соответствующих устройств достаточную несущую способность самолета со сверхкритическим крылом большого удлинения при взлете и посадке, его максимальный коэффициент подъемной силы должен быть увеличен примерно на 50% по сравнению с уровнем, характерным для существующих самолетов (рис. 37). Это позволит выбрать для крейсерского режима параметры крыла, удовлетворяющие требованиям высокого аэродинамического качества. Как можно видеть на рис. 37, простого увеличения длины закрылков недостаточно для достижения этой цели. Необходима разработка более эффективных систем механизации крыла с более точным учетом влияния несоблюдения подобия по числу  $Re$  на результаты экспериментальных исследований. Один из примеров эффективной механизации для сверхкритического крыла показан на рис. 38. В ближайшие 1—3 года появится возможность проводить испытания при числах  $Re$ , близких к натурным (до  $40 \cdot 10^6$ ), двумерных моделей таких систем в малотурбулентной аэродинамиче-

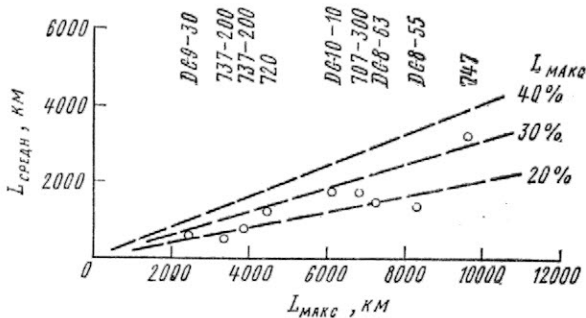
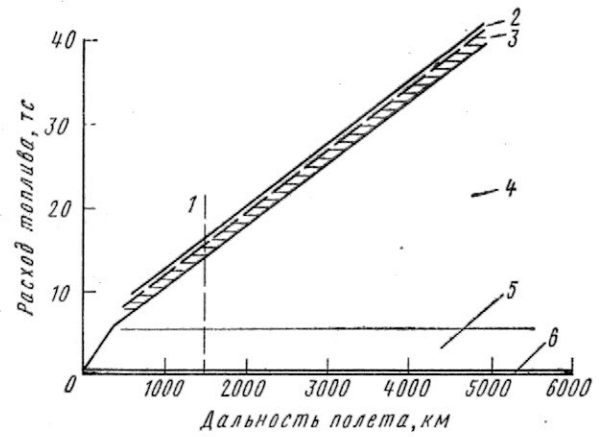


Рис. 35. Средние протяженности маршрутов авиаконпаний США ( $L_{\max}$  — максимальная дальность полета самолета;  $L_{\text{сред}}$  — средняя протяженность маршрута)



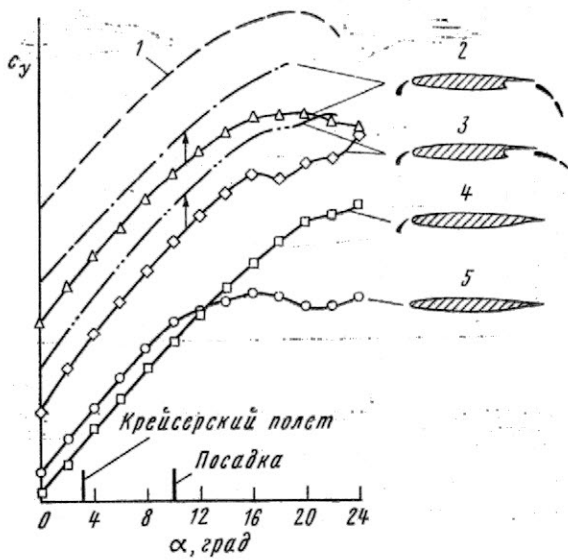
1—средняя протяженность маршрутов авиалиний мира; 2—заход на посадку и посадка; 3—снижение; 4—крейсерский полет; 5—взлет и набор высоты; 6—руление

Рис. 36. Зависимость расхода топлива широкофюзеляжных транспортных самолетов от дальности полета (крейсерское число  $M=0,8$ )

ской трубе переменного давления НИЦ им. Лэнгли и моделей крыльев — в криогенной трубе NTF. Эти установки позволят получить первые точные данные о закономерностях изменения аэродинамических характеристик при переходе от условий испытаний к условиям реального полета.

Другим подходом к решению проблемы увеличения крейсерского аэродинамического качества является управление пограничным слоем (УПС) для ламинаризации обтекания поверхностей самолета. Профили, рассчитанные на применение системы УПС, имеют очень малый радиус затупления носка, что, однако, влечет за собой уменьшение  $C_{y \max}$  вследствие отрыва потока при относительно небольших углах атаки. Это ограничение по углу атаки, не отражающееся на крейсерских характеристиках, заставляет увеличивать площадь крыла с целью сохранения приемлемых взлетно-посадочных характеристик. Традиционный метод предотвращения раннего отрыва потока с ростом угла атаки — применение предкрылков. Один из предложенных вариантов механизации крыла с системой УПС представлен на рис. 39. Как показывают приведенные там же результаты расчетов распределения давления, такое крыло может удовлетворять всем этим требованиям, однако необходимо подтверждение этих оценок экспериментальными данными, в том числе с учетом отличия числа  $Re$  от натурального. Важной проблемой является разработка такой конструктивной схемы механизации тонкой носовой части крыла, которая при убранных предкрылках не нарушала бы ламинарный режим течения.

На рис. 40 показаны средства увеличения подъемной силы крыла самолетов со сверхзвуковой скоростью, для которых характерны большой угол стреловидности передней кромки и малое относительное удлинение крыла. Большинство этих средств направлено на обеспечение безотрывного обтекания крыла для достижения высоких значений аэродинамического качества. Исследуются различные формы в плане передней части крыла, обеспечивающие создание над его верхней поверхностью вихревого течения, которое способствует дополнительному увеличению подъемной силы.



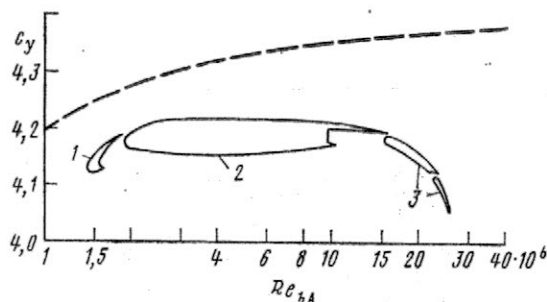
1 — целевая характеристика; 2 —  $\delta_{\text{предкр}} = \delta_{\text{закр}} = 30^\circ$  (посадка);  
3 —  $\delta_{\text{предкр}} = \delta_{\text{закр}} = 15^\circ$  (взлет); 4 —  $\delta_{\text{предкр}} = 50^\circ$  (набор вы-  
соты); 5 — крейсерский полет  
— — — — — механизация занимает часть размаха крыла; — — — — —  
механизация по всему размаху

Рис. 37. Зависимость подъемной силы от угла атаки для энергетически эффективных транспортных самолетов с усовершенствованными системами механизации крыла

Кроме чисто аэродинамических методов, рассматривается также возможность увеличения подъемной силы путем отклонения вектора тяги двигателей.

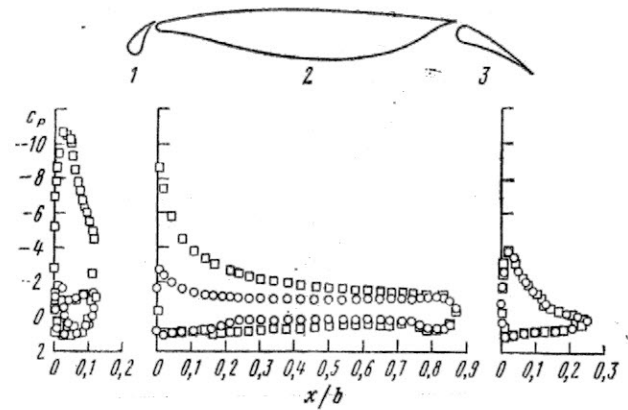
Современные американские истребители, такие как F-15 и F-16, обладают весьма высокими маневренными характеристиками при околозвуковых скоростях полета. Приемлемые характеристики сверхзвукового крейсерского полета и возможность вертикального или укороченного взлета и посадки подобных самолетов могут быть обеспечены только ценой ухудшения их маневренных характеристик на режимах ведения воздушного боя (рис. 41).

На рис. 42 показаны основные направления исследований в области аэродинамических методов повышения маневренности самолетов, которые можно разделить на два класса: 1) методы обеспечения безотрывного и бескачкового обтекания сверхкритических крыльев; 2) методы увеличения несущей способности крыла за счет организации мощных вихревых течений над верхней поверхностью крыла.



1 — предкрылок; 2 — основная часть профиля;  
3 — двухщелевой закрылок

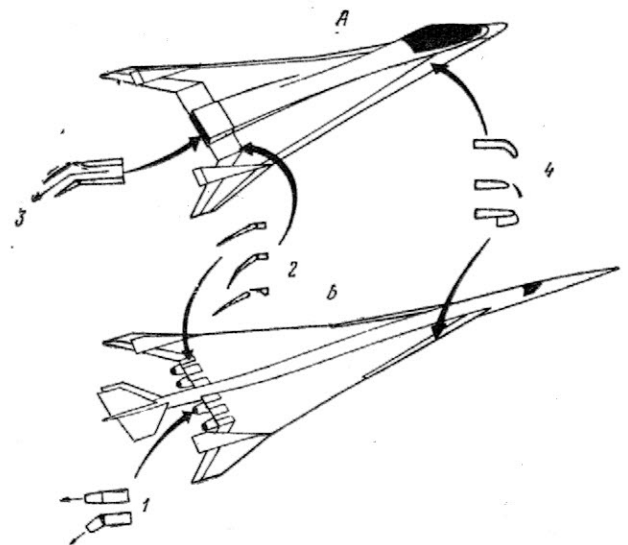
Рис. 38. Влияние числа  $Re$  на величину коэффициента подъемной силы (при  $\alpha = 5^\circ$ ) крыла энергетически эффективного самолета



1 — предкрылок; 2 — основная часть; 3 — закрылок

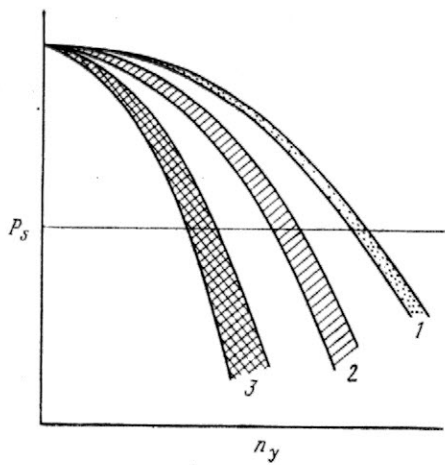
Рис. 39. Распределение давления на элементах профиля, рассчитанного на применение системы УПС ( $M_\infty = 0,2$ ;  $Re_b = 4,66 \cdot 10^6$ ; угол атаки:  $\circ$  —  $0^\circ$ ;  $\square$  —  $15^\circ$ )

Отдельные средства уже применяются на некоторых современных истребителях (например, наплывы перед корневой частью крыла на самолетах F-16 и F-18). Возможно значительное повышение маневренности самолетов с крылом большой стреловидности, рассчитанных на сверхзвуковую крейсерскую скорость полета (рис. 43). Основным недостатком применяемых методов является потеря аэродинамической тяги (подсасывающей силы) у передней кромки крыла при возникновении отрывного вихревого течения. Один из путей компенсации обусловленного этими потерями увеличения сопротивления заключается в изменении геометрии носка крыла, находящегося в зоне индуцированного вихрями разряжения, посредством отклонения «вихревых» щитков. При этом в отличие от классического предкрылка, сохраняющего безотрывное обтекание (рис. 44, слева), на «вихревом» щитке с острой кромкой подсасывающая сила воссоздается с помощью локализованного вихревого течения (рис. 44, справа).



А — истребитель со сверхзвуковой крейсерской скоростью; Б — сверхзвуковой транспортный самолет  
1 — поворотные сопла; 2 — системы закрылков; 3 — плоские сопла, обеспечивающие поворот вектора тяги; 4 — механизация носка крыла и средства предотвращения отрыва потока

Рис. 40. Средства увеличения подъемной силы самолетов со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета

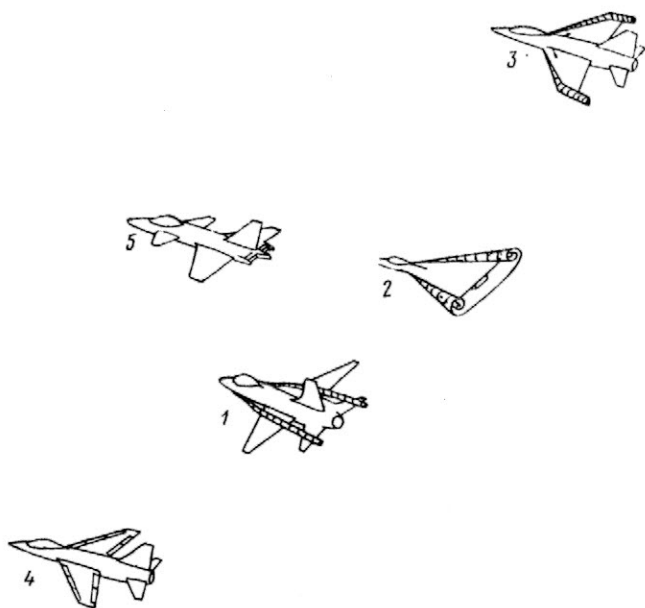


1—современные истребители; 2—истребители со сверхзвуковой крейсерской скоростью; 3—истребители ВВП/КВП

Рис. 41. Зависимости удельной избыточной мощности ( $P_s$ ) боевых самолетов от нормальной перегрузки

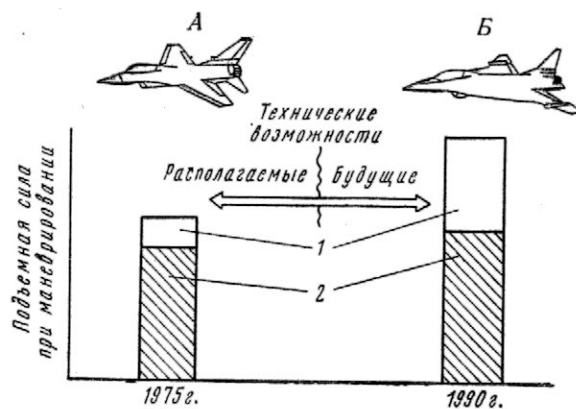
Исследования модели треугольного крыла (рис. 45) показали, что для получения высокого аэродинамического качества необходимо создание вихря на предкрылке по всему размаху крыла, при этом линия присоединения потока располагается на верхней поверхности крыла непосредственно за предкрылком. Фирмой Боинг были проведены изменения распределения давления на модели самолета с «вихревыми» щитками (рис. 46) в аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли с размерами рабочей части  $2,1 \times 3$  м. Полученные данные (рис. 47) свидетельствуют об увеличении высоты пика разрежения на щитке и сдвиге линии присоединения потока назад с ростом угла атаки.

Показанная на рис. 48 модель была исследована совместно фирмой Дженерал Дайнэмикс и



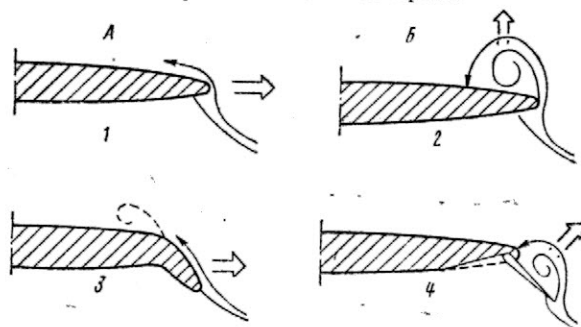
1—наплывы перед передней частью крыла; 2—обтекание крыла истребителя со сверхзвуковой крейсерской скоростью; 3—управление вихревым течением над крылом посредством выдувания струй вдоль размаха (крылья умеренного удлинения); 4—обеспечение безотрывного обтекания крыла при различных режимах полета (крыло изменяемой стреловидности); 5—переднее оперение

Рис. 42. Аэродинамические проблемы повышения маневренности истребителей



А—трансзвуковой истребитель; Б—истребитель со сверхзвуковой крейсерской скоростью  
1—вихревая составляющая подъемной силы; 2—максимум подъемной силы, обеспечиваемый при безотрывном обтекании крыла

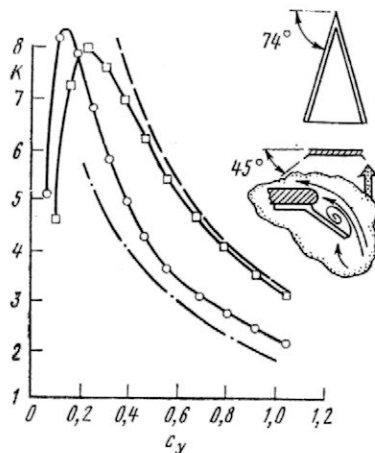
Рис. 43. Потенциальные возможности увеличения маневренности истребителей за счет управления вихревым обтеканием крыла



А—безотрывное обтекание; Б—отрыв с образованием вихревого течения

1—полное использование подсосывающей силы, полное использование несущей способности крыла при безотрывном обтекании; 2—отсутствие подсосывающей силы, использование вихревой подъемной силы; 3—частичное использование подсосывающей силы, полное использование несущей способности крыла при безотрывном обтекании; 4—использование вихревой подъемной силы, компенсация потерь тяги из-за отсутствия подсосывающей силы

Рис. 44. Характер обтекания крыла большой стреловидности в зоне носка различной конфигурации (сечения в плоскости Y—Z)



○ — щитки убраны; □ — щитки выпущены; — — — максимальная подсосывающая сила; - - - подсосывающая сила отсутствует

Рис. 45. Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы треугольного крыла с «вихревыми» щитками на носке крыла ( $M_\infty = 0,2$ ; за характерную площадь принята площадь исходного крыла)

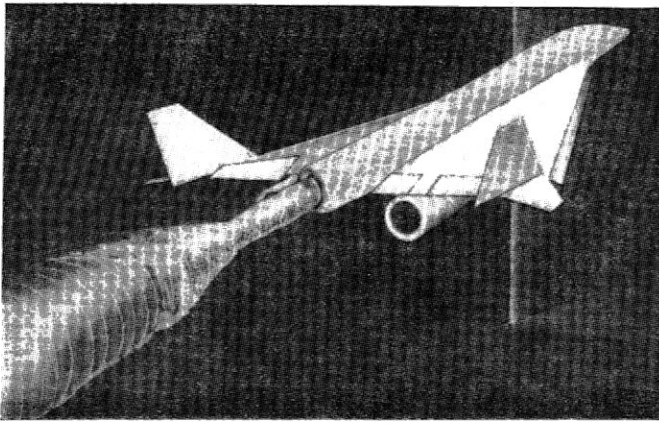
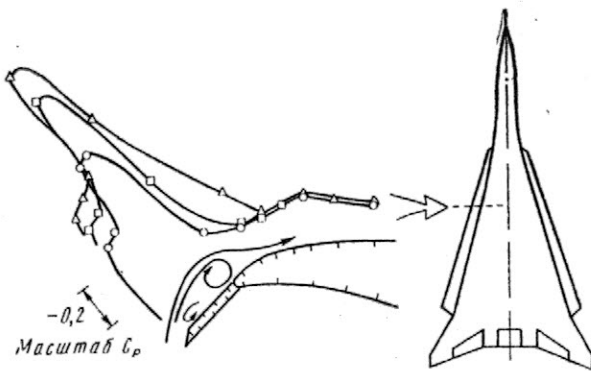


Рис. 46. Модель СПС с «вихревыми» щитками на носке крыла, исследуемая фирмой Боинг и NASA

NASA. Согласно экспериментальным данным, при расчетной величине  $c_y$ , равной 0,5, и  $M_\infty=0,9$  с помощью «вихревого» щитка удается реализовать 77% полной подсосывающей силы (рис. 49).

Для теоретического анализа подобных течений в окрестности передней кромки крыла используются различные по сложности методы расчета — от метода аналогии с подсосывающей силой до метода свободной вихревой пелены. Последний из них, разработанный фирмой Боинг, дает результаты, достаточно хорошо согласующиеся с экспериментальными (рис. 50 и 51). Некоторые расхождения в распределении давления вблизи передних и боковых кромок крыла объясняются эффектами вторичного влияния вихря, которые в теоретической модели не рассматриваются.

Учитывая большую важность проблемы повышения топливной эффективности транспортных перевозок, НИЦ им. Лэнгли и самолетостроительные фирмы США проводят исследования с целью выбора и оценки практически реализуемых и надежных систем ламинаризации обтекания, не требующих трудоемкого технического обслуживания, которые должны обеспечить уменьшение сопротивления трения самолетов 1990-х годов. Эти исследования привели к разработке конструктивных схем крыльев с системами УПС и к необходимости экспериментального изучения их характеристик в



$\alpha$ , град:  $\circ$  — 11,9,  $\square$  — 13,7,  $\triangle$  — 15,5

Рис. 47. Зависимость от угла атаки распределения давления на носке крыла с «вихревыми» щитками ( $M_\infty=0,3$ ,  $\delta_{щ}=30^\circ/45^\circ$ ,  $\delta_{закр}=20^\circ$ , исследования фирмы Боинг)

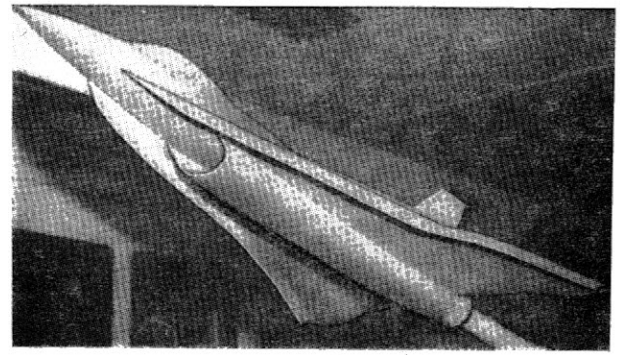
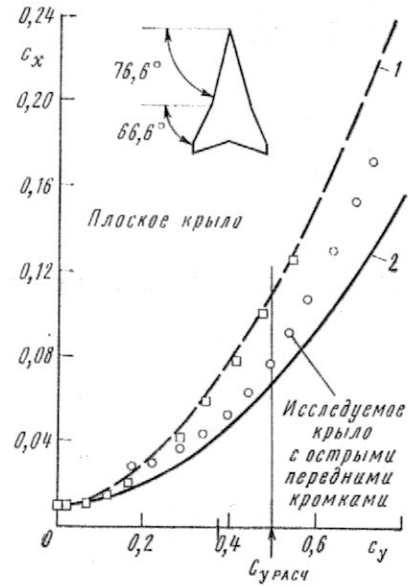
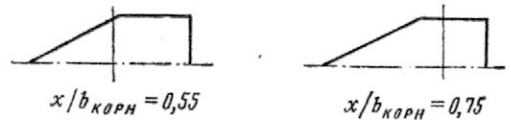


Рис. 48. Исследуемая фирмой Джeneral Дайнэмикс и NASA модель самолета с острыми передними кромками крыла для создания вихревой подъемной силы на режимах маневрирования



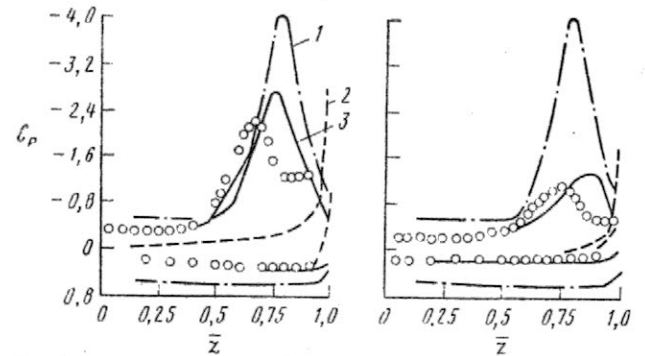
$$1 - c_y \operatorname{tg} \sigma + c_{x0}; \quad 2 - c_y^2 / \pi \lambda + c_{x0}$$

Рис. 49. Поляра крыла с острыми передними кромками, обеспечивающими создание вихревой подъемной силы при маневрировании с околозвуковыми скоростями



$x/b_{\text{корн}} = 0,55$

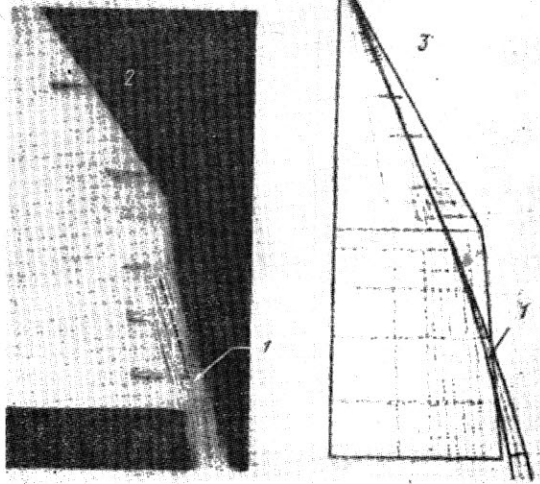
$x/b_{\text{корн}} = 0,75$



$\circ$  — эксперимент; расчет: 1 — теория копического течения; 2 — безотрывное обтекание; 3 — метод свободной вихревой пелены

Рис. 50. Сравнение расчетного и экспериментального распределений давления по размаху треугольного крыла со срезанными концами ( $\chi=63^\circ$ ;  $\alpha=20^\circ$ ;  $M=0,3$ )



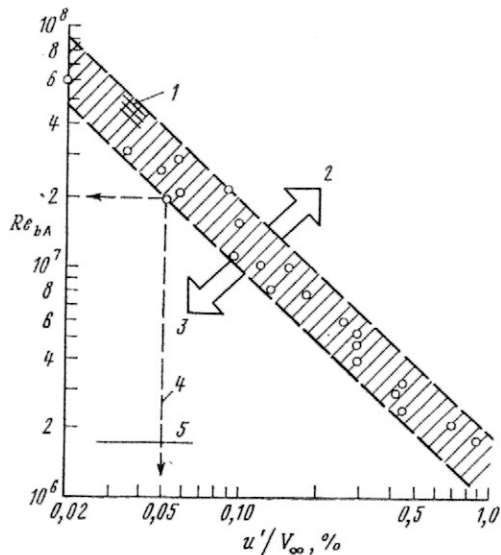


1—ядро вихря; 2—эксперимент;  
3—теория (метод свободной вихревой пелены)

Рис. 51. Расположение ядра вихря, полученное экспериментально и путем расчетов для треугольного крыла со срезанными концами ( $\chi=63^\circ$ ;  $\alpha=20^\circ$ ;  $M=0,3$ )

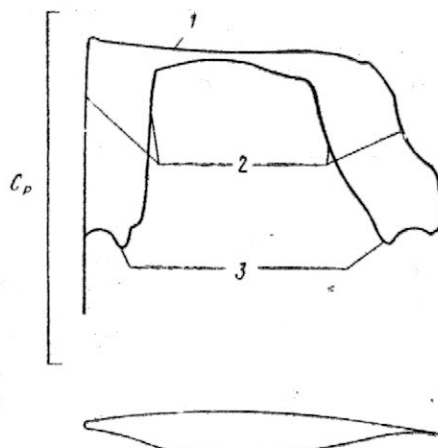
малотурбулентных аэродинамических трубах. Испытания намечено провести в трансзвуковой аэродинамической трубе переменного давления НИЦ им. Лэнгли с характерным размером рабочей части 2,4 м.

К числу важных проблем, которые должны быть решены в ходе этих исследований, относится выбор геометрических параметров сверхкритического крыла, обеспечивающих общие аэродинамические характеристики, близкие к характеристикам



○ — данные испытаний в трубе при оптимальной интенсивности отсоса ( $M_\infty \approx 0,2$ )  
1—данные летных испытаний самолета X-21; 2—переход ламинарного течения в турбулентное; 3—ламинарное обтекание; 4—степень турбулентности, выбранная для испытаний моделей с системой УПС; 5—степень турбулентности модифицированной трубы переменного давления НИЦ им. Лэнгли с характерным размером рабочей части 2,4 м

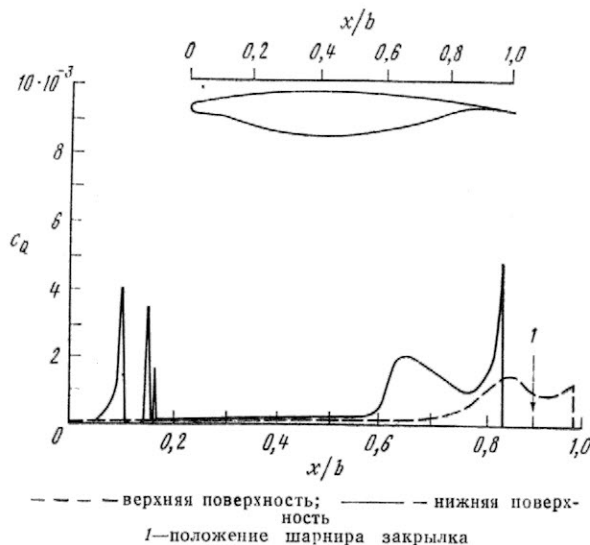
Рис. 52. Зависимость числа  $Re$ , при котором система УПС обеспечивает ламинарное обтекание на всей поверхности модели, от степени турбулентности потока



1—неустойчивость Шлихтинга—Толлмена; 2—неустойчивость поперечного сечения; 3—неустойчивость Тейлора—Гертлера

Рис. 53. Распределение давления и типы неустойчивости пограничного слоя, характерные для сверхкритического стреловидного крыла с системой ламинаризации ( $M_\infty=0,755$ ;  $c_y=0,55$ )

крыла с турбулентным обтеканием, и в то же время облегчающих реализацию идеи управления ламинаризацией. Задача эта — комплексная, требующая оптимального выбора формы крыла с учетом влияния угла стреловидности, числа  $Re$ , рассчитанного по хорде, и числа  $Re$  поперечного потока. Нерешенным окончательно остается вопрос об оценке систем дискретного (через щели) или распределенного (через пористые поверхности) отсоса пограничного слоя, причем здесь важны не только конструктивные аспекты, но и характеристики устойчивости течения в пограничном слое под действием локальных и внешних возмущений. В связи с этим большое значение придается разработке эффективных программ расчета на ЭВМ устойчивости пограничного слоя с учетом влияния поперечной составляющей течения на поверхности крыла и локальных сверхзвуковых зон.



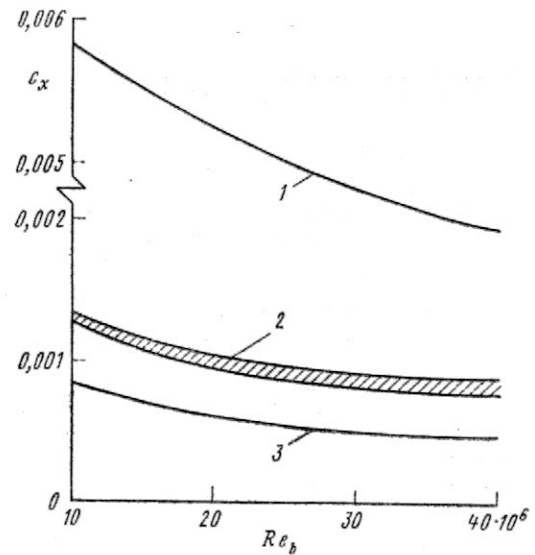
--- верхняя поверхность; — нижняя поверхность  
1—положение шарнира закрылка

Рис. 54. Распределение по хорде интенсивности отсоса ( $c_q$ ) на верхней и нижней поверхности стреловидного сверхкритического крыла ( $M_\infty=0,755$ ,  $c_y=0,55$ ,  $b=2,14$  м,  $\chi=23^\circ$ )

Как показали результаты ряда экспериментальных исследований, достоверные характеристики ламинарных профилей могут быть получены в аэродинамических трубах с высоким качеством потока. На рис. 52 приведена полученная экспериментально зависимость числа  $Re_{bA}$ , при котором ламинарное течение сохраняется на всей поверхности крыла малого сопротивления или тела вращения со щелевой системой отсоса пограничного слоя, от степени турбулентности набегающего потока. Только в трубах с весьма низким уровнем турбулентности потока  $u'/V_\infty = 0,05\%$  ( $u'$  — среднеквадратичная величина пульсаций скорости) могут быть достигнуты значения  $Re_{bA}$ , близкие к натурным. Величина  $u'/V_\infty = 0,05\%$  и число  $Re_{bA} = 20 \cdot 10^6$  установлены в качестве целевых значений, которые должны быть обеспечены при проведении испытаний в трубе системы ламинаризации для  $M_\infty \approx 0,82$ . Последние данные, полученные в трубе НИЦ им. Лэнгли с диаметром рабочей части 2,4 м и со звуковым соплом на выходе из рабочей части, свидетельствуют о возможности практического создания таких условий испытаний. Полагают, что еще более высокое качество потока может быть обеспечено в модифицированной трубе путем установки в успокоительной камере детурбулизирующих решеток. За счет этого удастся увеличить число  $Re$  до  $(35-40) \cdot 10^6$  с полностью ламинарным течением на сверхкритическом крыле.

На рис. 53 представлено типичное распределение давления, полученное расчетом для «бескачкового» профиля стреловидного крыла с системой УПС. На стреловидном крыле реализуется поперечное течение, характеризующееся высокой степенью неустойчивости. При достаточно больших углах стреловидности и больших числах  $Re$  неустойчивость пограничного слоя, обусловленная поперечной составляющей течения, становится доминирующей по сравнению с неустойчивостью, связанной с волнами Толлмена—Шлихтинга. Показанная на рис. 53 геометрическая форма профиля и соответствующее ей распределение давления отвечают требованию минимизации роста возмущений в пограничном слое и, следовательно, способствуют решению проблемы управления ламинарным обтеканием.

Неустойчивость поперечного течения была существенно снижена путем уменьшения угла стреловидности и толщины носка крыла. В результате этого в центральной части хорды ( $0,1 < x/b < 0,8$ ) преобладающими оказываются слабо усиливаемые возмущения Толлмена—Шлихтинга. Вогнутые передний и задний участки нижней поверхности крыла обеспечивают необходимую величину подъемной силы, но для сохранения на них ламинарного режима течения требуются специальные меры борьбы с неустойчивостью Тейлора—Гёртлера, обусловленной центробежными силами. На рис. 54 приведено распределение коэффициента расхода отсасываемого воздуха в системе ламинаризации  $[C_q = (\rho V)_{отс} / (\rho V)_\infty]$ .



1—турбулентное течение на плоской пластине; 2—целевая характеристика для крыла с системой УПС; 3—ламинарное течение на плоской пластине (по Блазиусу)

Рис. 55. Зависимость коэффициента эквивалентного профильного сопротивления сверхкритического крыла с системой УПС от числа  $Re$  ( $c_x = c_{x\text{отс}} + c_{x\text{следа}}$ ,  $M_\infty = 0,75$ ;  $c_H = 0,55$ ;  $\chi = 23^\circ$ ,  $\bar{c} = 13\%$ )

Важное значение имеет снижение профильного сопротивления сверхкритического крыла с системой УПС. На рис. 55 приведена зависимость от числа  $Re$  коэффициента эквивалентного профильного сопротивления для стреловидности крыла с системой УПС и плоской пластины с турбулентным и ламинарным пограничным слоем:

$$c_x = c_{x\text{отс}} + c_{x\text{сл.}}$$

Величина  $c_{x\text{отс}}$  для крыла подсчитывалась в соответствии с данными на рис. 55, исходя из оценки энергии, необходимой для разгона отсасываемого пограничного слоя до скорости невозмущенного потока. Коэффициент сопротивления следа  $c_{x\text{сл}}$  рассчитывался на основе изменения количества движения потока при обтекании стреловидного крыла.

С увеличением числа  $Re$  эквивалентное профильное сопротивление падает главным образом благодаря уменьшению требуемого расхода отсасываемого воздуха. При полностью ламинарном обтекании крыла минимальная величина коэффициента профильного сопротивления составляет 0,001, что значительно меньше, чем в случае обтекания турбулентным потоком.

Для того чтобы полученные обнадеживающие результаты в этой области дали реальный практический «выход», необходимо еще провести комплексные исследования по многим авиационным дисциплинам и летные испытания системы отсоса пограничного слоя.

Референт Б. П. Круглов

## СОВРЕМЕННЫЕ ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ\*

Численные методы стали областью наиболее интенсивного развития механики жидкости, что отражается в достигнутых за последнее время успехах как при решении инженерно-прикладных задач, так и в научных исследованиях. За период 1955—1980 гг. стоимость машинного времени (для пользователей ЭВМ) снижалась приблизительно в 10 раз за каждые 10 лет. Столь же быстрыми темпами повышалась эффективность численных методов механики жидкости. Существенным прогрессом в этой области стала разработка нестационарных конечно-разностных методов решения нелинейных уравнений для сплошных сред. В последнее время все большую роль начинают играть метод конечных элементов и спектральный метод. При решении линейных задач расчета обтекания потенциальным потоком обычно применяется панельный метод. Конечно-разностный и панельный методы в настоящее время уже стали надежным инструментом решения разнообразных прикладных задач. Опыт использования конечно-элементного и спектрального методов еще недостаточен для завоевания ими столь же широкого признания исследователей.

Определенный прогресс достигнут также в разработке методов расчета лобового сопротивления космических летательных аппаратов, обтекаемых чрезвычайно разреженным (несплошным) потоком. Эти методы будут иметь все возрастающее значение при осуществлении новых программ космических полетов.

Примером плодотворного использования современных численных методов может служить расчет поля обтекания дозвуковым потоком самолета Боинг 747 с установленным на нем воздушно-кос-

мическим самолетом (ВКС) аппарата «Спейс Шаттл» (рис. 1). В данном случае был применен панельный метод, эффективность которого подтвердилась и при оценке устойчивости самолета Боинг 747, предназначенного для транспортировки ускорителей аппарата «Спейс Шаттл». Расчеты показали, что без дополнительных килей на стабилизаторе самолет Боинг 747 в этом случае был бы неустойчивым. Этот же метод был применен при исследовании концевых аэродинамических поверхностей и расчете обтекания гондол двигателей на крыле.

Разработана методика проектирования трансзвуковых крыльев, основанная на решении уравнений пространственного обтекания потенциальным потоком и уравнений для расчета пространственного пограничного слоя. Результаты расчетов вполне удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Затраты, связанные с этими расчетами, оказались того же порядка, что и стоимость проведенных для сравнения экспериментов. Это свидетельствует о необходимости снижения стоимости расчетов для того, чтобы этот метод стал доступным для широкого практического применения.

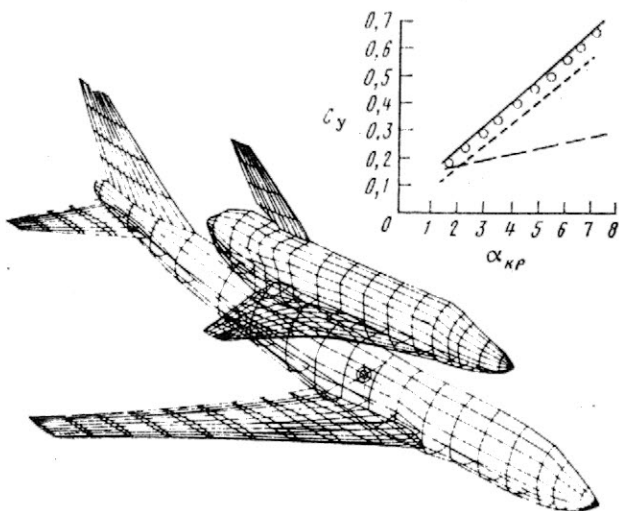
Решение линеаризованного уравнения для потенциала методом вложения сеток оказалось весьма эффективным при расчете характеристик крыла самолета КС-135 с концевыми аэродинамическими поверхностями. Результаты, весьма близкие к экспериментальным, удалось получить при расчете поля околосзвукового течения в воздухозаборнике двигателя самолета DC-8 (рис. 2 и 3) с помощью метода обобщенных координат, базирующегося на комбинации метода конформного отображения и конечно-разностной схемы Джеймсона. Эти расчеты были выполнены на ЭВМ CYBER-175 и потребовали 20 мин машинного времени.

С весьма сложной картиной обтекания придется сталкиваться при проектировании спускаемых космических летательных аппаратов (рис. 4). Для расчета аэродинамических характеристик современных аппаратов этого класса необходимо решать уравнения для вязких и невязких пространственных течений.

В случае маневренных спускаемых аппаратов с небольшими запасами статической устойчивости эти расчеты должны быть достаточно точными, чтобы могли служить целям проектирования.

На рис. 5 представлен пример подобной конфигурации, обладающей необходимой для управления подъемной силой. Действующие на этот аппарат силы и моменты были получены путем расчета их полей обтекания конечно-разностным методом Маккормака.

Иллюстрацией сложности полей течения, доступных для современных численных методов, может служить показанная на рис. 6 структура течения около носовой части аппарата с вогнутыми участками поверхности, которая может испытывать колебания при входе в атмосферу. На рисунке показаны два предельных положения скачков во



○ — испытания в аэродинамической трубе,  $M=0,6$ ; — носитель + ВКС; - - - носитель; - · - ВКС

Рис. 1. Разбиение поверхности ВКС и самолета-носителя Боинг 747 для расчета аэродинамических характеристик этой системы с помощью панельного метода

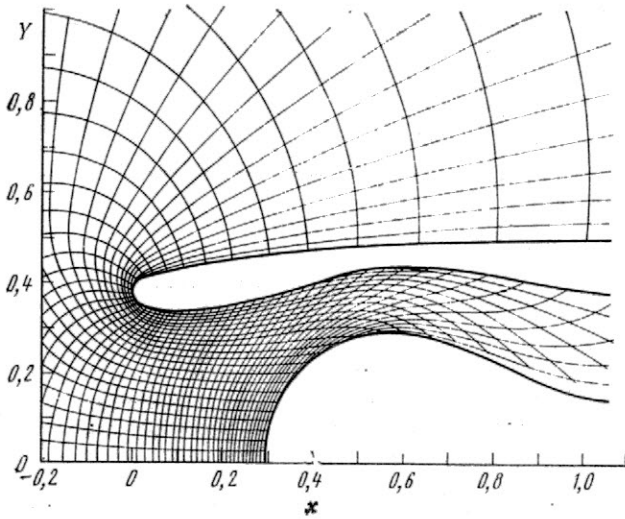
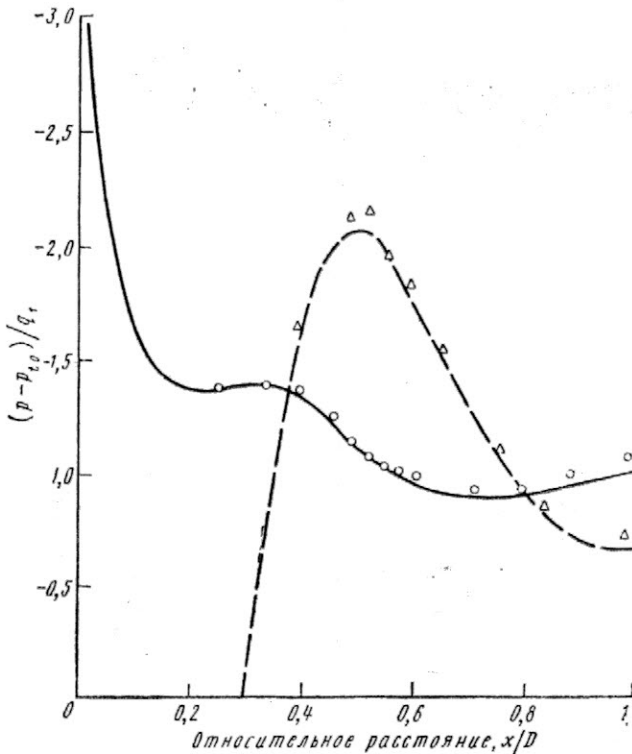


Рис. 2. Расчетная сетка координатных линий и контуры меридионального сечения модифицированного воздухозаборника двигателя самолета DC-8

время колебаний. Расчет был выполнен сначала с помощью уравнений для невязких течений методом Годунова, затем — на основе конечно-разностного метода для нестационарных вязких течений при малых числах  $Re$ .

Аналогичные нестационарные конечно-разностные методы были применены при расчете течений с очень большими градиентами давления, например, вблизи дульного среза пушки при выстреле. На рис. 7 приведена геометрия скачков у ствола



Эксперимент:  $\Delta$  — поверхность центрального тела,  $M=0,25$ ;  $\circ$  — внутренняя поверхность губы,  $M=0,235$ ; — — — — расчет

Рис. 3. Распределение давления на модифицированном воздухозаборнике двигателя самолета DC-8

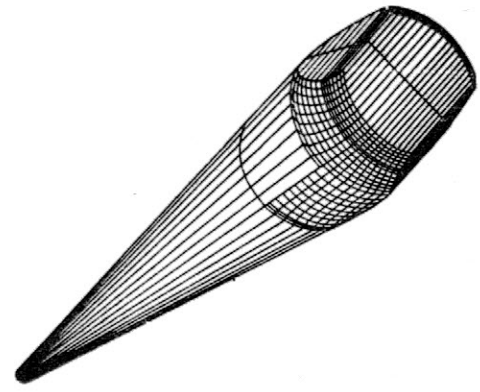


Рис. 4. Летательный аппарат для входа в атмосферу, обладающий подъемной силой

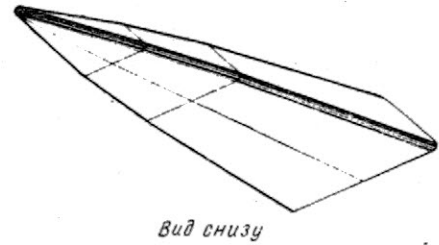
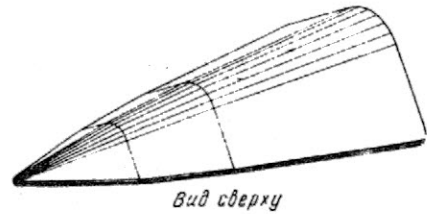
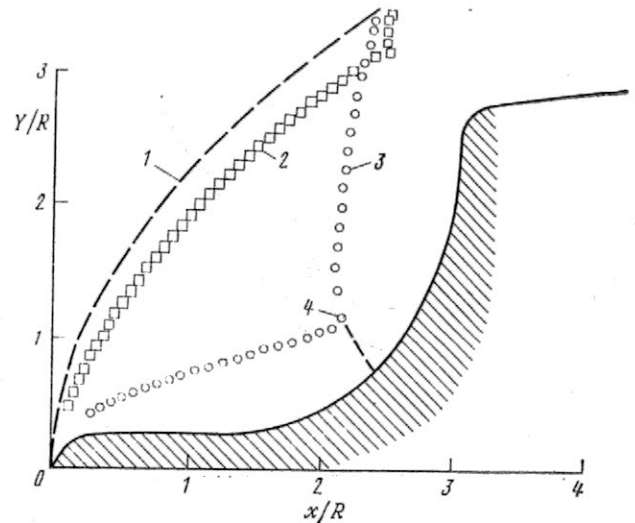
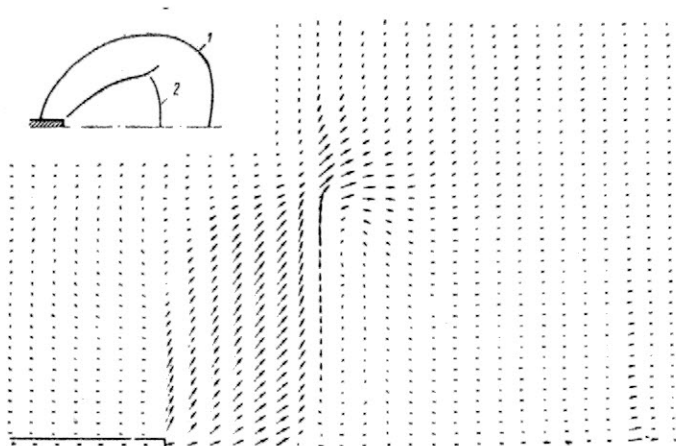


Рис. 5. Летательный аппарат с плоской нижней поверхностью для входа в атмосферу



1 — первоначальное положение скачка; 2 — наружное положение скачка; 3 — внутреннее положение скачка; 4 — тройная точка

Рис. 6. Сверхзвуковое течение колебательного характера около тела с вогнутой поверхностью носовой части ( $R$  — характерный диаметр)



1—фронт взрывной ударной волны в свободном воздухе;  
2—диск Маха

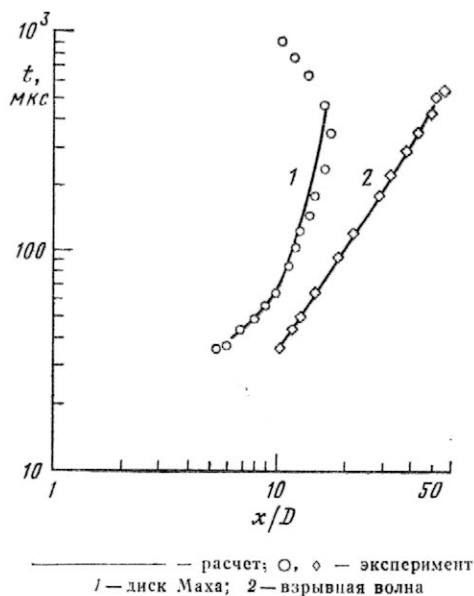
Рис. 7. Поле скоростей в окрестности дульного среза винтовки через 205 мкс после выстрела

винтовки М-16 через 205 мкс после выстрела, полученная путем расчета методом Годунова. Как видно на рис. 8 и 9, результаты этих расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Достаточно трудной проблемой является расчет сопротивления спутника сложной геометрии, движущегося в разреженном газе. Точность этих расчетов в настоящее время еще недостаточна, хотя они и требуют затрат больших средств.

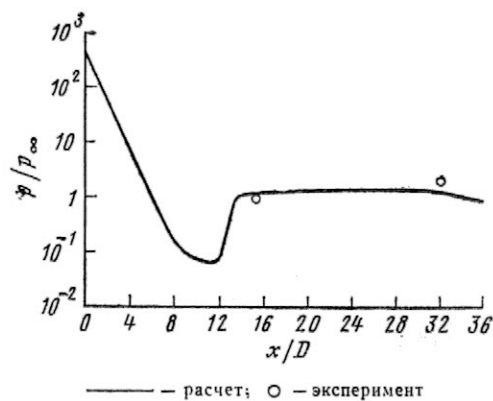
Решение задач рассмотренных выше типов требует от 0,5 до 10 ч машинного времени на ЭВМ CDC-7600. В большинстве случаев, однако, время счета составляет 1—2 ч.

Значительная часть разрабатываемых новых численных методов предназначена для расчета пространственных непотенциальных течений, а также для расчета вязких течений при больших числах  $Re$ , которые подчиняются закономерностям, не укладывающимся



— расчет;  $\circ$ ,  $\diamond$  — эксперимент  
1—диск Маха; 2—взрывная волна

Рис. 8. Сравнение результатов измерения и расчета движения взрывной ударной волны и диска Маха после выстрела



— расчет;  $\circ$  — эксперимент  
Рис. 9. Распределение давления в направлении оси ствола винтовки через 230 мкс после выстрела

в рамки концепции пограничного слоя. К ним относятся как переходные турбулентные, так и полностью турбулентные течения.

Одна из главных тенденций в развитии численных методов механики жидкости заключается в использовании интегральной записи уравнений движения вместо традиционной дифференциальной. С этим подходом связано применение сплайновых аппроксимаций, спектральных методов, метода конечных элементов, метода интегральных соотношений, метода функции Грина. При внимательном сопоставлении можно легко убедиться, что все эти методы имеют много общего в построении анали-

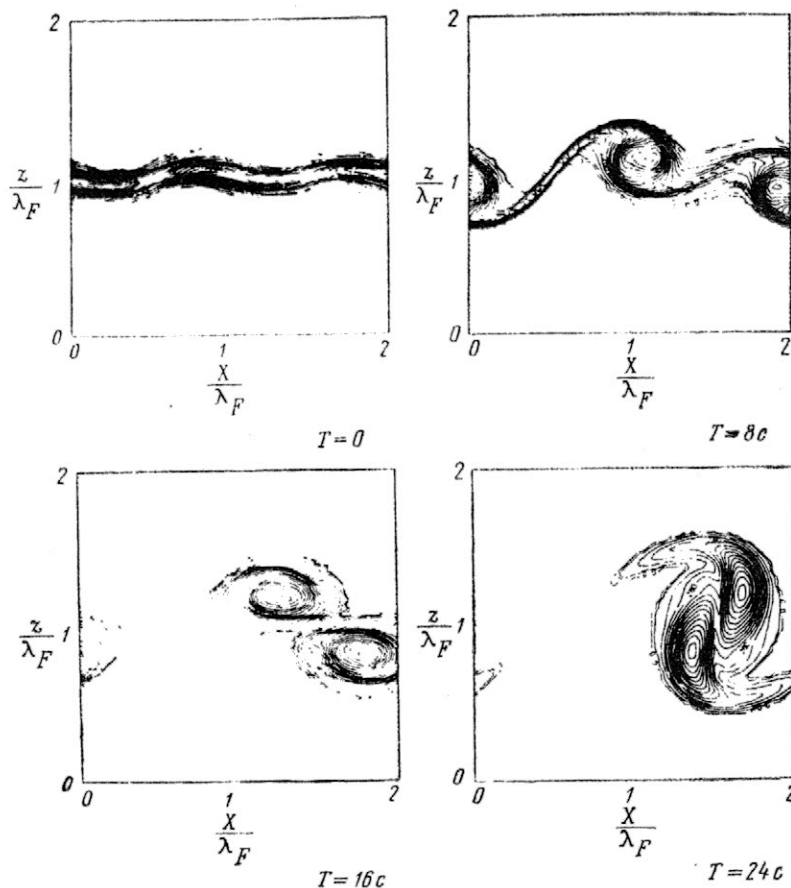


Рис. 10. Изменение вихревой структуры течения в свободном турбулентном сдвиговом слое ( $\lambda_F$  — длина волны возмущений в исходном сдвиговом слое)

тической процедуры. Сначала исследуемая область течения разделяется на подобласти, для каждой из которых записываются уравнения в интегральной форме. Затем выбирается способ аппроксимации неизвестной функции в каждом уравнении, в результате чего они переходят в систему либо алгебраических, либо обыкновенных дифференциальных уравнений, которые должны быть решены известными методами.

Важным свойством интегрального подхода является то, что обычно он дает уменьшение порядка уравнений на единицу, тем самым повышая точность (при данном виде аппроксимации) по сравнению с дифференциальным подходом.

Эффективность интегральных методов побудила многих исследователей применить их к расчету различных течений. Весьма удачной оказалась попытка применения методов спектральных разложений Чебышева совместно с алгоритмом обращения матриц быстрого преобразования Фурье для исследования перехода течения из ламинарного в турбулентное в случае несжимаемой жидкости.

В настоящее время получен ряд результатов, которые позволяют рассчитывать на то, что в ближайшие несколько лет будет решена проблема численного моделирования детальной структуры турбулентных течений. Подтверждением этого может служить приведенная на рис. 10 картина развития вихрей, которая была получена Рилом и Меткалфом путем прямого численного моделирования турбулентного сдвигового слоя смещения на основе псевдоспектрального метода решения уравнения Навье—Стокса для пространственных течений несжимаемой жидкости. При  $T = 0$  можно видеть первоначальную завихренность свободного сдвигового слоя и наличие малых возмущений. Последующее развитие структуры течения сопровождается ростом интенсивности отдельных вихрей и образованием вихревых пар. Расчеты заняли 280 с машинного времени ЭВМ CDC 7600. Флуктуации осреднялись каждые 30 с. Уравнения Навье—Стокса в форме «функция тока — перенос завихренности» решались с использованием  $64 \times 64$  функций спектрального разложения.

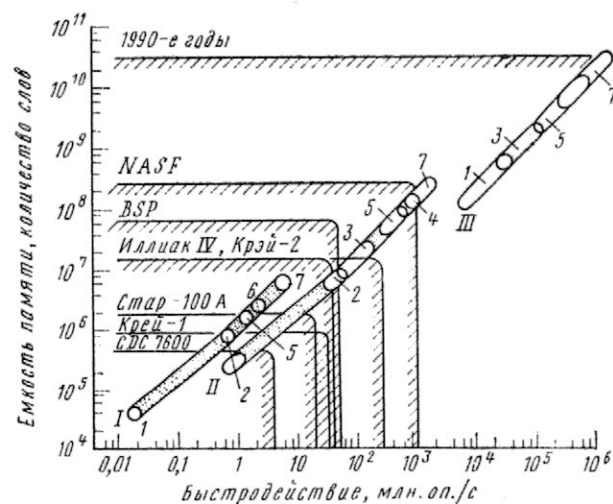
Кроме спектральных методов, как весьма перспективные для расчета вязких течений рассматриваются методы суммирования вихрей со случайным блужданием. Один из таких методов был исследован Чориним, а также Мильнаццо и Саффменом. В настоящее время разработку этого подхода еще нельзя считать завершенной, однако он представляет интерес, поскольку его возможности не ограничены какой-либо расчетной сеткой. Более серьезные проблемы, которые еще предстоит решить, связаны с описанием вихревых структур и траекторий вихрей в потоке.

Одним из плодотворных путей развития численных методов может стать разработка предложенного Глиммом варианта метода Годунова для невязких течений. Новизна этого подхода состоит в поиске решения проблемы Римана в локализованных областях поля течения — вместо нахождения глобального решения системы дифференциальных уравнений. Такая идея представляется привлекательной, так как она подразумевает отсутствие ограничений, связанных с конечно-разностной аппроксимацией.

Реализация этих новых численных методов динамики жидкости безусловно будет способствовать дальнейшему повышению технико-экономических показателей ЭВМ. В ближайшие годы промышленность США начнет выпускать запоминающие устройства для хранения 64-разрядных слов с временем доступа 100—200 нс, удельная стоимость которых составит примерно 0,2 цента на 1 бит информации. Это значит, что устройство памяти ЭВМ емкостью 1 млн. 64-разрядных слов будет стоить менее 150 000 долл. Если учесть, что современной промышленностью осваивается производство элементов запоминающих устройств (чипов) емкостью по 64 000 битов, можно считать, что память на 1 млн. слов потребует для своего размещения пространства не более обычного шкафа.

На рис. 11 показан рост быстродействия и емкости памяти ЭВМ. Имеющиеся в настоящее время запоминающие устройства совместимы с ЭВМ нового поколения типа Крэй-1 и Стар-100. Совсем недавно объявлено о создании вычислительного блока, способного выдавать 60 млн. инструкций в секунду, выполнять 12 млн. операций в секунду над числами с плавающей запятой. Время выборки 64-разрядных слов из памяти составляет 167 нс. Стоимость блока составляет 100 000 долл. Он должен быть состыкован с мини-ЭВМ для ввода и вывода информации, управления терминалами, компиляции программ. По своим возможностям этот блок занимает промежуточное положение между CDC 7600 и Крэй-1. Можно объединять несколько блоков для повышения быстродействия. Этот принцип используется в настоящее время при проектировании современных высокопроизводительных ЭВМ.

Проблема математического обеспечения и надежности вычислительных систем является особым вопросом, требующим специального рассмотрения. Для простоты можно ограничиться случаем использования одного блока, когда структура системы имеет вид рис. 12. Ее ориентировочная стоимость составит 500 000 долл.



I — нелинейные уравнения невязкого течения; II — осредненные по времени уравнения Навье—Стокса; III — моделирование больших вихрей

1 — профиль; 2 — тело под углом атаки; 3 — лопатки компрессора или турбины; 4 — несущий винт вертолета; 5 — крыло; 6 — комбинация «крыло-фюзеляж»; 7 — самолет в целом

Рис. 11. Сравнение уровней быстродействия и емкости памяти, требующихся для решения различных задач аэродинамики, и возможностей существующих и проектируемых больших ЭВМ

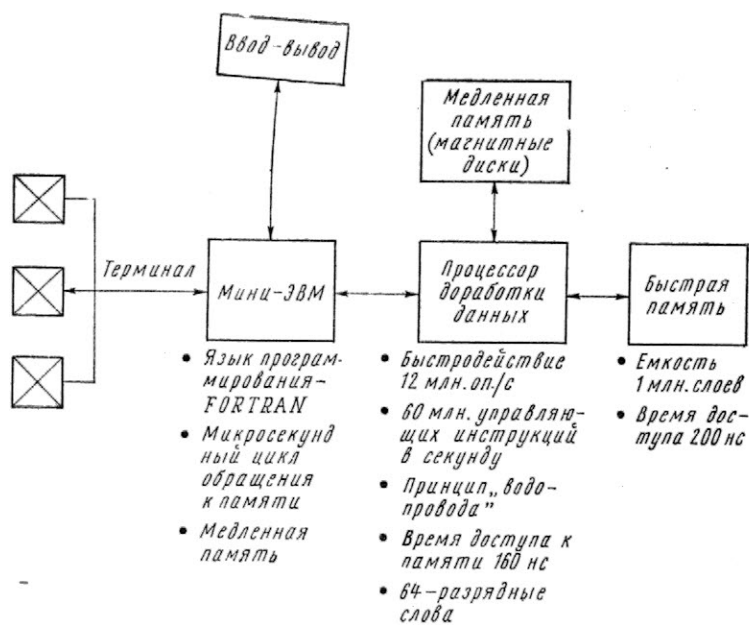


Рис. 12. Возможная архитектура высокопроизводительной ЭВМ невысокой стоимости

Независимо от требуемого обеспечения такой системы вспомогательным оборудованием ее эксплуатация будет обходиться примерно в 10 раз дешевле, чем эксплуатация современных больших ЭВМ, хотя по своим возможностям она превзойдет такую ЭВМ, как CDC 7600. Это обстоятельство имеет большое значение для развития в будущем численных методов решения задач динамики

жидкости, ибо оно делает возможным проведение расчетов с большой скоростью и с использованием высокоемкой памяти в большинстве научно-исследовательских организаций и фирм при затратах, меньших того уровня, при котором возникает необходимость строгого централизованного управления машинным временем. Важность этого не следует недооценивать, ибо децентрализация использования ЭВМ приведет к снижению роли больших вычислительных центров в науке и технике и будет способствовать внедрению крупномасштабных расчетов в практику проектных и научных исследований.

Можно также ожидать появления специализированных относительно небольших «конторских» ЭВМ, по своим возможностям близких к Крэй-1. Такие ЭВМ могут использоваться для автоматизированного проектирования, требующего проведения комплексных расчетов с использованием программ типа NASTRAN. Другой областью применения подобной ЭВМ может быть обслуживание эксперимента в аэродинамической трубе в диалоговом (интерактивном) режиме. Экспериментальная установка с таким оснащением позволила бы вести обработку данных в реальном масштабе времени при обеспечении широкой сети терминалов, удаленных на большие расстояния. Кроме того, наличие ЭВМ столь высокой производительности даст возможность проводить в ходе эксперимента сравнение получаемых данных с результатами расчетов и определять целесообразность внесения тех или иных изменений в уравнения или условия испытаний для устранения выявленных расхождений.

Референт Б. П. Круглов

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1981, № 7, 1—31.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Г. Е. Давышина (секретарь), Р. Д. Иродов, А. Г. Мунин,  
Е. И. Ружицкий (председатель), В. М. Фролов, Ю. Я. Шилов (и. о. ответственного редактора).

Технический редактор Т. Ф. Рыкуш

Корректор Л. В. Морозова

---

Сдано в набор 27.02.81.	Подписано в печать 13.04.81.	Формат бумаги 60×90 <sup>1</sup> / <sub>8</sub> .	Типографская № 1.	Литературная гарнитура.
Высокая печать.	Бум. л. 2,0.	Усл. печ. л. 4,0.	Уч.-изд. л. 4,7.	Тираж 2881 экз.
				Цена 55 к.

---

Типография ЦАГИ. Зак. 1323.



