

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Перспективы развития аэродинамики до 2000 г.	1
Перспективы развития вычислительной аэродинамики . . .	15
Усовершенствования в области аэродинамики и силовых установок для перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов	20
Проектирование сверхкритических стреловидных крыльев	26

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.7.015.3

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АЭРОДИНАМИКИ ДО 2000 г. *

Развитие авиации от примитивного «Флайера» братьев Райт (1903 г.) до современных самолетов иллюстрирует быстрый темп прогресса в области авиастроения. Этот прогресс является результатом многочисленных технических достижений в таких областях, как аэродинамика, двигателестроение, управление полетом, конструирование, материаловедение и др. Характерной чертой прогресса в авиации всегда была необходимость продвижения вперед по всем направлениям.

Ниже рассмотрены те научно-технические достижения в области аэродинамики, которые могут быть внедрены при разработке гражданских транспортных самолетов до 2000 г.

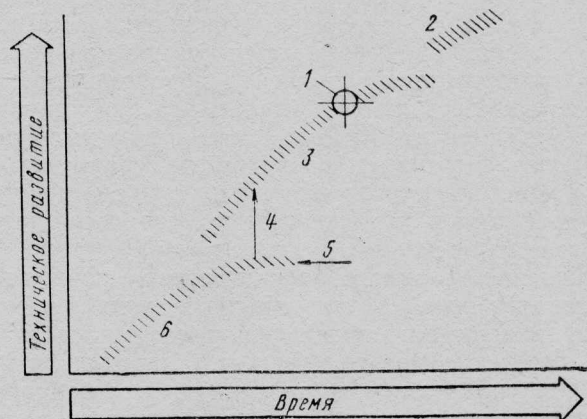
На рис. 1 показаны общие исторические тенденции технического совершенствования транспортных самолетов. Периоды установившегося технического развития отражают процесс усовершенствования проекта, концепция которого остается практически неизменной. Резкие улучшения говорят о том, что появилось крупное техническое новшество, такое, как, например, консольные крылья, герметичные кабины или стреловидные крылья.

Поэтому удобно разделить эти усовершенствования на: 1) «революционные» — важные открытия, в результате которых новая концепция или техническая разработка позволяет создать новый класс самолета или существенно улучшить летно-технические характеристики; 2) «эволюционные» — относящиеся к процессу разработки, при котором конкретный класс самолетов постепенно совершенствуется.

На рис. 2 показана динамика уменьшения вредного сопротивления самолета. Большие уменьшения вредного сопротивления достигались при «революционных» изменениях форм самолетов, таких как переход от бипланов к монопланам с воздушными винтами и затем к реактивным самолетам со стреловидными крыльями и применение убирающихся шасси.

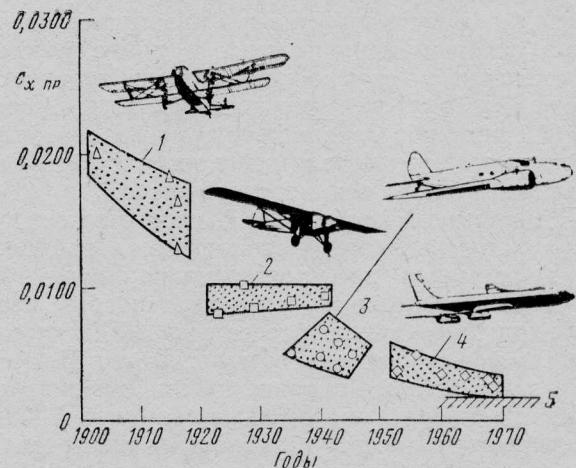
Процесс улучшения показателя аэродинамического совершенства (произведения числа M на аэродинамическое качество крейсерского режима

$M \cdot K$), начиная с середины 1930-х годов, иллюстрируется на рис. 3. Улучшение аэродинамического совершенства достигалось в результате как эволю-



1—современные широкофюзеляжные транспортные самолеты; 2—потенциальные возможности; 3—ТРДД, ТРД, стреловидные крылья; 4—«революционный» скачок; 5—«эволюционное» развитие; 6—ТВД, поршневые двигатели, нестреловидные крылья

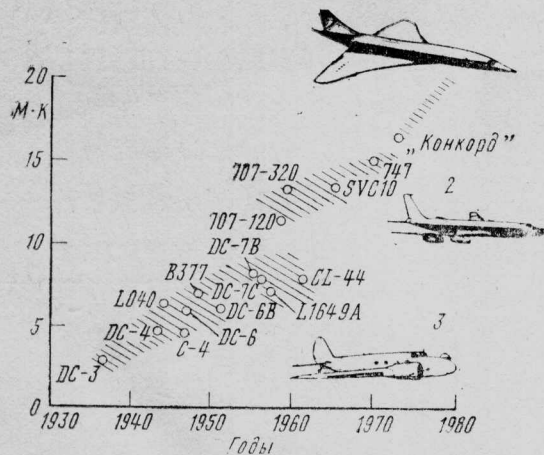
Рис. 1. Динамика развития техники транспортных самолетов



1—биплан; 2—моноплан; 3—убирающиеся шасси; 4—ТРД; 5—поверхностное трение при турбулентном обтекании

Рис. 2. Динамика снижения вредного сопротивления самолетов ($C_{x пр}$ отнесен к полной площади поверхности самолета)

* Kirchner M. E., Kulfan R. M. Aerodynamic expectations through the year 2000. AIAA Paper N 80-0894.



1—скорости более 2250 км/ч; тонкие крылья и ТРД, турбулентное обтекание, отрыв у передней кромки крыла на нерасчетных режимах полета; 2—скорости от 880 до 930 км/ч; стреловидные крылья и ТРД, турбулентное обтекание, ограниченный отрыв вблизи задней кромки крыла; 3—скорости от 290 до 560 км/ч; нестреловидные крылья и винтовые двигатели, ограниченный отрыв вблизи задней кромки крыла

Рис. 3. Повышение показателя аэродинамического совершенства самолета

ционных, так и революционных усовершенствований. В результате непрерывных эволюционных усовершенствований каждого класса самолетов достигались существенные улучшения аэродинамического качества. История показывает, что для удачных самолетов почти всегда было характерно уменьшение эксплуатационных расходов по сравнению с их предшественниками, хотя это сопровождается и улучшениями в характеристиках скорости, дальности и комфорта.

Внедрение каждого технического новшества представляет собой результат совместных теоретических, экспериментальных и инженерных исследований. Введение новых научно-технических достижений в практику эксплуатации гражданских транспортных самолетов требует удовлетворения ряда условий.

1. Должна быть обоснована необходимость в новом техническом решении. Эта необходимость может, например, отражать неспособность существующей техники обеспечить требуемый уровень характеристик.

2. Должны быть определены преимущества, особенно в отношении улучшения летных характеристик, уменьшения стоимости и степени технического риска. Это означает, что новое средство должно иметь достаточную «зрелость», при которой затраты окупаются техническими достоинствами при приемлемой степени технического риска.

3. Характерной особенностью технического развития авиации является необходимость продвижения одновременно по многим направлениям для того, чтобы использовать потенциал нового, постепенно входящего в жизнь средства. Классическим примером может служить самолет Боинг В-47, который оказал сильное влияние на современные конструкции гражданских самолетов. Самолет В-47 был спроектирован в расчете на использование реактивных двигателей. Окончательный проект включал технические усовершенствования во многих областях. Аэродинамическим усовершенствованием на крейсерском режиме является тонкое крыло большого удлинения без внешних узлов подвески грузов

с мотогондолами, расположенными под крылом на пилонах. Система для увеличения подъемной силы включала закрылки Фаулера и элероны-закрылки, используемые для поперечного управления. В усовершенствованной системе управления полетом использовались гидравлические приводы с жесткой обратной связью и автоматическим включением резервного режима ручного управления. На этом самолете также была установлена первая серийная система повышения устойчивости, действующая постоянно для устранения нежелательных колебаний типа «голландский шаг», связанных со стреловидностью крыла.

4. Наконец, должны быть созданы благоприятные условия для внедрения новой техники. В прошлом часто благоприятные условия для разработки нового технического средства возникали в связи с военными нуждами задолго до его внедрения в гражданской авиации. Вследствие того, что для доведения новой авиационной техники до нужного уровня требуются огромные затраты, разработка этой техники должна финансироваться правительством.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПОВЫШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА

Исторические данные об уменьшении вредного сопротивления самолета, приведенные на рис. 2, показывают, что современные реактивные самолеты имеют вредное сопротивление, приближающееся к наименьшим значениям профильного сопротивления при полностью турбулентном потоке. При допущении, что минимальное полное сопротивление равно сумме профильного сопротивления при полностью турбулентном пограничном слое и минимального индуктивного сопротивления, можно определить потенциальный максимум аэродинамического качества. Затем это максимальное аэродинамическое качество можно использовать для определения относительного показателя аэродинамического совершенства на крейсерском режиме для существующих гражданских реактивных самолетов.

Профильное сопротивление $c_{x_{пр}}$ предполагается равным сопротивлению трения при полностью турбулентном пограничном слое, умноженному на коэффициент увеличения скорости обтекания за счет толщины профиля k_m . Индуктивное сопротивление c_{x_i} полагается соответствующим эллиптическому распределению нагрузки по размаху.

Следовательно,

$$c_x = c_{x_{пр}} + c_{x_i},$$

$$c_{x_{пр}} = k_m \cdot c_f \cdot S_{ом} / S,$$

$$c_{x_i} = c_y^2 / \pi \lambda_{эф},$$

$$\lambda_{эф} = l_{эф}^2 / S,$$

где $S_{ом}$ — полная площадь омываемой поверхности самолета; $l_{эф}$ — эффективный размах крыла; S — характерная площадь крыла; c_f — средний коэффициент поверхности трения самолета для эквивалентной плоской пластины при полностью турбулентном обтекании; $\lambda_{эф}$ — эффективное удлинение крыла.

С учетом принятых допущений можно показать, что потенциальное максимальное аэродинамическое

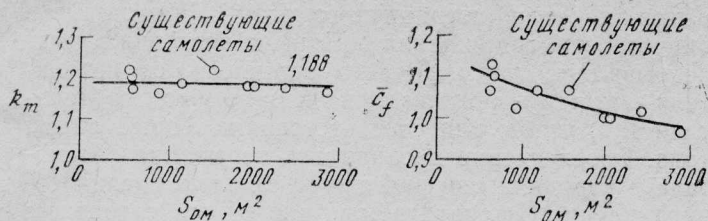


Рис. 4. Значения коэффициента увеличения скорости обтекания и коэффициента трения при турбулентном пограничном слое ($c_f = c_f/0,002$)

качество $K_{\max II}$ можно выразить следующим образом:

$$K_{\max II} = \frac{\sqrt{\pi}}{2} \frac{l_{\text{эф}}}{\sqrt{k_m \cdot c_f \cdot S_{\text{ом}}}}$$

Результаты расчетов средних коэффициентов трения при полностью турбулентном пограничном слое и среднего коэффициента увеличения скорости k_m для тяжелого современного реактивного транспортного самолета со стреловидным крылом приведены на рис. 4.

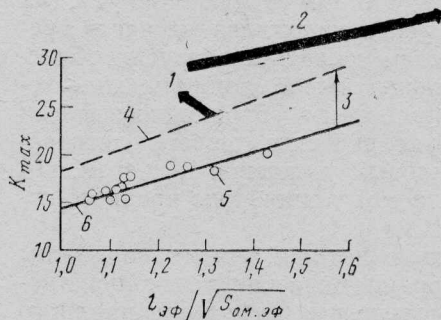
Средний коэффициент k_m для всех самолетов почти одинаков:

$$k_m \approx 1,19.$$

Средний коэффициент трения уменьшается с увеличением площади поверхности. Это уменьшение

1—«революционные» улучшения с целью уменьшения c_f : управление ламинарным обтеканием, естественная ламинаризация, уменьшение турбулентных касательных напряжений; 2—«эволюционные» улучшения с целью увеличения эффективного размаха: крылышки Уиткоума, управление распределением нагрузки; 3—неучтенные источники сопротивления; 4—потенциальные возможности (при турбулентном обтекании); 5—существующий самолет (данные, полученные в полете); 6—80% потенциальных возможностей

Рис. 5. Максимальное крейсерское аэродинамическое качество типичного дозвукового транспортного самолета



сопротивления трения связано с ростом числа Re за счет увеличения размеров элементов конструкции самолета.

Эффективная площадь омываемой поверхности $S_{\text{ом}}$ может быть рассчитана по формуле:

$$S_{\text{ом.эф}} = S_{\text{ом}} \frac{c_f}{0,002},$$

где величина $c_f/0,002$ определяется кривой на рис. 4.

Таким образом, из приведенных формул следует, что максимальное аэродинамическое качество при полностью турбулентном обтекании зависит только от эффективного размаха крыла и суммарной площади поверхности самолета:

$$K_{\max II} = 18,2 \frac{l_{\text{эф}}}{\sqrt{S_{\text{ом.эф}}}}$$

Отношение геометрического размаха крыла к корню квадратному из эффективной площади поверхности было использовано в качестве коррелирующего параметра при изучении тенденций изменения измеренных в полете максимальных значений аэродинамического качества существующих дозвуковых пассажирских самолетов (рис. 5).

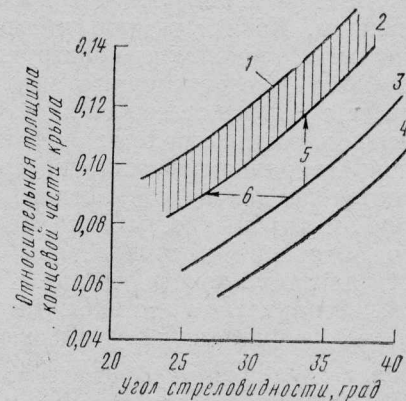
На существующих самолетах величины аэродинамического качества достигают 80% максимального. Как показано на рис. 5, недостающие 20% объясняются влиянием различных «неучтенных» источников сопротивления, к которым относятся: зависимость профильного сопротивления от угла атаки, влияние сжимаемости, отличие распределения нагрузки от эллиптического, увеличение сопротивления из-за балансировки, интерференция, шероховатость поверхности, наличие выступающих элементов конструкции, наличие зазоров, утечки, затекание потока перед воздухозаборниками и др.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОФИЛЕЙ И КРЫЛЬЕВ НОВОГО ТИПА

Техника разработки профиля и крыла прошла длинный путь с того времени, как были введены в эксплуатацию стандартные узкофюзеляжные транспортные реактивные самолеты. Постепенное развитие, приведшее к современным усовершенствованным скоростным профилям, иллюстрируется на рис. 6.

Сами по себе скоростные профили нового типа не дают непосредственного увеличения аэродинамического качества самолета. Однако они дают возможность получить улучшенную конфигурацию самолета в целом с повышенным аэродинамическим

качеством. Существовавшая до топливного кризиса техника проектирования профилей по крайней мере частично использовалась с целью увеличения крейсерской скорости самолета. Усовершенствование



1—потенциальные возможности современного крыла; 2—техника 1975 г.; 3—техника 1965 г.; 4—техника 1955 г.; 5—увеличение относительной толщины; 6—уменьшение угла стреловидности

Рис. 6. Прогресс в разработке крыльев ($M_{\text{крит}} = 0,83$, $c_y = 0,40$)

профилей можно использовать для нескольких целей: увеличения толщины крыла, увеличения подъемной силы крыла или уменьшения угла стреловидности крыла.

Увеличение толщины профиля и относительного удлинения крыла, а также оптимизация крейсерской скорости позволяют реализовать следующие улучшения характеристик самолета:

- увеличение крейсерского аэродинамического качества,
- уменьшение расходов топлива,
- уменьшение тяги двигателей,
- увеличение объемов для размещения топлива,
- улучшение характеристик на режимах полета с малыми скоростями,
- снижение уровней шума.

Характеристики современных профилей и крыльев дозвуковых самолетов, вероятно, близки к максимально достижимым для схем с неизменяемой геометрией. Некоторых дополнительных улучшений можно достигнуть за счет использования усовершенствованных методов расчета трансзвуковых течений и методов расчета пространственного обтекания крыла совместно с улучшениями в методологии и точности результатов испытаний в аэродинамических трубах.

„ЭВОЛЮЦИОННЫЕ“ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

История показала, что как «эволюционные», так и «революционные» усовершенствования часто требуют «революционного» прогресса в других областях техники. Консольное крыло, гондолы двигателей с малым сопротивлением и убирающиеся шасси представляли собой технические усовершенствования конструкций, силовых установок и систем, которые привели к желаемому снижению вредного сопротивления.

Важной областью, в которой всегда возможны «эволюционные» аэродинамические усовершенствования, является уменьшение интерференционного сопротивления. Интерференционное сопротивление вызывается сложными взаимодействиями полей течения около близкорасположенных элементов компоновки самолета. Типичными в этом отношении являются области сопряжения крыла с фюзеляжем, крыла с мотогондолой, фюзеляжа с мотогондолой, фюзеляжа с хвостовым оперением и крыла с хвостовым оперением. Хотя изучению интерференции между различными элементами конструкции самолета посвящаются многочисленные исследования, эта проблема еще далека от своего окончательного решения. Существующие средства устранения неблагоприятной аэродинамической интерференции разрабатываются на основе совместного использования результатов трубных испытаний, расчетов потенциального обтекания и инженерной интуиции, базирующейся на опыте конструкторов.

На рис. 7 и 8 приведены примеры того, как численные расчеты в сочетании с трубными испытаниями приводили к улучшению характеристик аэродинамической интерференции. На рис. 7 показан обтекатель корневой части крыла, форма которого была получена в результате последовательных улучшений с использованием численного анализа трехмерного невязкого течения. В этой области течения на поверхности фюзеляжа создавался большой положительный градиент давления, который

вызывал отрыв пограничного слоя. Линии тока в окрестности сопряжения крыла и фюзеляжа рассчитывались для исходного варианта без обтекателя, затем рассчитывались внешние обводы обтекателя так, чтобы они соответствовали форме линий тока. Впоследствии проводились испытания обтекателя в аэродинамической трубе с целью оценки сопротивления. Располагаемые численные методы не

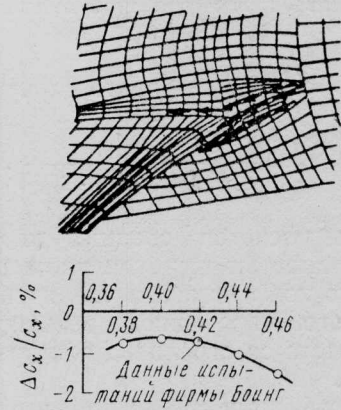
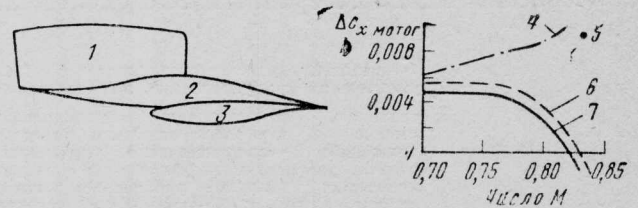


Рис. 7. Эффект от улучшения формы обтекателя в месте стыка крыла с фюзеляжем



1—мотогондолой; 2—пилон; 3—крыло; 4—симметричная мотогондолой и пилон; 5—профилированные мотогондолой и пилон; 6—результаты расчета; 7—модификация в аэродинамической трубе

Рис. 8. Сопротивление мотогондолы, устанавливаемой над крылом ($c_y = 0,4$)

позволяли оценивать изменения сопротивления при сравнительно небольших модификациях формы поверхности. Результаты трубных испытаний показали, что полное сопротивление самолета уменьшается на 1% в диапазоне крейсерских значений подъемной силы.

На рис. 8 иллюстрируется процесс оптимизации формы поверхностей в комбинации крыло—пилон—мотогондолой при расположении двигателя над крылом. Использование осесимметричной мотогондолы и симметричного пилона приводило к большому увеличению аэродинамического сопротивления. Была проведена модификация формы мотогондолы на основе численных расчетов при докритическом числе М. Трубные испытания с измененными контурами поверхностей мотогондолы и пилона подтвердили, что увеличение сопротивления из-за интерференции практически отсутствует. Дальнейшая доводка при испытаниях привела лишь к незначительному дополнительному снижению сопротивления.

Метод устранения вредной интерференции элементов конструкции обычно состоит в создании таких форм и контуров, которые позволяют избежать чрезмерного местного увеличения скорости потока или создания больших положительных градиентов давления. Влияние вязкости, которое в значитель-

ной степени определяет характер течения в местах сопряжения элементов конструкции, не поддается оценкам с помощью существующих методов расчета. Расширение возможностей этих методов — важная задача, решение которой имеет большое значение для снижения сопротивления.

Сопротивление, обусловленное шероховатостью, вызывается сравнительно небольшими неровностями на поверхности самолета. Эти неровности часто являются следствием применения конкретных материалов или методов их обработки при изготовлении элементов конструкции самолета. Источниками такого сопротивления могут быть волнистость поверхности, низкое качество отделки поверхности, выступы или углубления в местах установки крепежных деталей, стыковые швы панелей, воздухозаборные и выхлопные отверстия самолетных систем, обтекатели сигнальных ламп, антенны, датчики системы воздушных данных, зазоры по периметру окон пассажирской кабины, поверхностей управления. Оценки показали, что сопротивление, обусловленное шероховатостью, может составлять от 3 до 5% полного сопротивления на крейсерском режиме.

Проведен большой объем исследований физических механизмов, управляющих образованием этого вида сопротивления. Найдено несколько методов снижения сопротивления различных элементов шероховатости. Наиболее очевидным является устранение элемента шероховатости или уменьшение его высоты. Поверхность можно считать гидродинамически гладкой, если высота элемента шероховатости меньше, чем местная толщина ламинарного подслоя пограничного слоя. Под руководством NASA проводились и проводятся в настоящее время исследования различных способов обеспечения гладкости поверхностей, наносимых на поверхность крыла и оперения. В настоящее время не известен достаточно экономичный процесс покрытия пленками больших криволинейных поверхностей. Более перспективным является технически легко осуществимый процесс напыления покрытий. Необходимы данные для оценки величины уменьшения сопротивления и затрат на нанесение покрытий и их ремонт и для определения срока службы покрытий в условиях эксплуатации на авиалиниях.

Дальнейшее уменьшение сопротивления, обусловленного шероховатостью, будет зависеть от выбора материалов и совершенствования технологии. Создание усовершенствованных методов расчета пространственного пограничного слоя позволит дать более точную оценку допускаемой степени шероховатости, обеспечивающей приемлемый уровень сопротивления трения.

Другим возможным направлением «эволюционного» совершенствования в области аэродинамики является уменьшение балансирующего сопротивления за счет применения систем активного управления. Существующие гражданские транспортные самолеты спроектированы так, что они имеют продольную аэродинамическую устойчивость, при этом обычно для создания необходимой подъемной силы требуется довольно большая балансирующая нагрузка на оперение, направленная вниз. Это приводит к созданию дополнительного балансирующего сопротивления.

Требования к продольной статической устойчи-

вости самолета с системами активного управления снижаются, центр масс может быть смещен назад относительно крыла, обеспечивая снижение балансирующего сопротивления. Горизонтальное оперение в этом случае имеет меньшие размеры, что также способствует дополнительному уменьшению сопротивления и веса.

Повышение устойчивости путем применения демпферов рыскания, механизмов изменения балансировки самолета по числу M и автоматов тяги широко применялось на гражданских самолетах в течение многих лет. Однако эти системы имели ограниченный рабочий диапазон с тем, чтобы их отказ не привел к большим ухудшениям пилотажных характеристик. Надежность существующих систем удовлетворительна. Существует уверенность, что применение систем повышения устойчивости может быть расширено с появлением в ближайшем будущем новых средств их технической реализации. В скором времени можно ожидать применения этих систем повышения устойчивости на новых и модифицированных существующих самолетах.

УМЕНЬШЕНИЕ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Хорошо известно, что индуктивное сопротивление можно уменьшить путем увеличения удлинения крыла за счет увеличения его размаха. Увеличение размаха крыла способствует повышению аэродинамического качества самолета. Как показано на рис. 5, аэродинамическое качество изменяется прямо пропорционально размаху крыла, если площадь омываемой поверхности сохраняется постоянной.

Гражданские транспортные самолеты обычно проектируются, исходя из обеспечения определенных летных характеристик (например, дальность, платная нагрузка, скорость) при приемлемых экономических показателях. Оптимальное удлинение крыла определяется на основе компромиссного выбора между меньшим расходом топлива, получаемым при применении аэродинамически совершенного крыла большего удлинения, и меньшим весом, получаемым при применении конструктивно более совершенного крыла меньшего удлинения.

Реактивные транспортные самолеты современного поколения, рассчитанные на большие дозвуковые скорости, имеют удлинения, приблизительно равные 7 или 8. Эти самолеты проектировались в период до топливного кризиса, повлекшего за собой увеличение стоимости топлива. Стоимость топлива и вопросы, касающиеся доступности топлива, могут способствовать сдвигу оптимума в сторону больших значений размаха крыла. Технические новшества, ведущие к снижению веса крыла, могут также способствовать увеличению оптимального размаха крыла.

Два важных направления исследований в области конструкционных материалов могут привести к снижению веса крыла. Первое — создание семейства новых алюминиевых сплавов с улучшенными механическими свойствами. Эти сплавы, уменьшающие вес конструкции, получены в результате обширных и успешных исследований по пятилетней программе и используются на новых самолетах Боинг 757 и 767.

Другой областью значительного технического прогресса является разработка конструкций из ком-

позиционных материалов, обладающих весьма высокими удельной прочностью и удельной жесткостью. Несмотря на их потенциальные преимущества, композиционные материалы в настоящее время широко не применяются на гражданских самолетах. Наибольшим сдерживающим фактором здесь является отсутствие достаточного опыта практического применения композиционных материалов. Пока они применяются в несилевых элементах конструкции, повреждение которых не представляет непосредственной опасности для самолета. Полная реализация потенциальных возможностей композиционных материалов будет достигнута при их использовании в силовых элементах конструкции. Из-за технических и технологических неопределенностей, а также в связи с необходимостью больших капитальных затрат постепенное расширение применения композитов будет происходить, как эволюционный процесс.

Системы, обеспечивающие снижение действующих на крыло нагрузок, могут также привести к увеличению оптимального удлинения крыла. Проводятся обширные исследования подобных систем и демонстрационные летные испытания с целью оценки реальных возможностей снижения изгибающих моментов в крыле для ряда наиболее важных расчетных случаев путем автоматического отклонения аэродинамических поверхностей, управляемых с помощью ЭВМ. Снижение веса может быть достигнуто путем уменьшения маневренных нагрузок, нагрузок от порывов ветра, усталостных нагрузок и подавления флаттера. Полное использование этого подхода требует разработки систем, имеющих необходимый уровень надежности.

Создание новых скоростных профилей дает большие возможности практического использования крыльев большого удлинения. При этом можно выбрать более рациональное сочетание уменьшенной стреловидности крыла, увеличенной толщины и повышенной подъемной силы для заданного расчетного крейсерского числа M при минимальных изменениях веса.

Кроме того, при увеличении относительного удлинения увеличивается и оптимальный коэффициент подъемной силы крыла. Профили нового типа могут обеспечить большую подъемную силу при минимальных приращениях сопротивления, обусловленного сжимаемостью, или профильного сопротивления.

Концепция использования концевых шайб или килей на концах крыла для уменьшения индуктивного сопротивления уже давно получила признание. Интерес к подобным элементам крыла возобновился за последние несколько лет. Теоретические

и экспериментальные исследования привели к разработке концевых аэродинамически эффективных поверхностей (КАП), которые иногда называют крылышками Уиткоума. КАП изменяют распределение подъемной силы и структуры концевых вихрей. Аэродинамические силы, создаваемые вихревой системой, образующейся на концах крыла, в конечном счете проявляются в виде сил давления, которые действуют на комбинацию крыло — КАП. Благодаря КАП увеличивается эффективный размах крыла, причем корневой изгибающий момент крыла оказывается меньшим, чем в случае простого увеличения геометрического размаха крыла при одном и том же уменьшении сопротивления. Однако длина КАП должна быть примерно вдвое больше, чем эквивалентное увеличение длины консолей крыла.

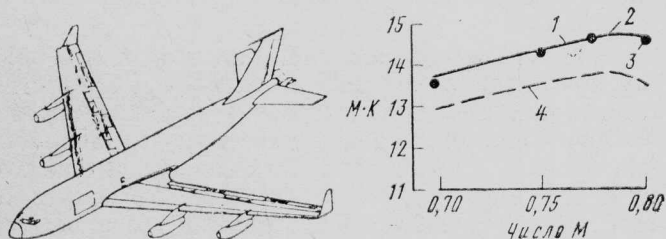
Ведутся исследования возможностей применения КАП как на существующих транспортных самолетах, так и в будущих проектах. Анализ применения КАП на существующих самолетах показывает, что получаемый эффект зависит от конструктивных и аэродинамических особенностей крыла. Например, исследования показывают, что КАП перспективны для применения на самолете КС-135 (рис. 9), но мало полезны для самолета Боинг 747.

Оценка выгод от применения КАП требует детального изучения прочностных характеристик базовой конструкции крыла, и только на основе результатов такого анализа могут даваться рекомендации по применению КАП на том или ином самолете.

«РЕВОЛЮЦИОННЫЕ» АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ С ЦЕЛЮ УМЕНЬШЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ, ОБУСЛОВЛЕННОГО ВЛИЯНИЕМ ВЯЗКОСТИ

Силы, обусловленные вязкостью, или силы поверхностного трения составляют примерно 40% полного аэродинамического сопротивления современных дозвуковых реактивных транспортных самолетов. Сопротивление трения «зарождается» в тонкой области пограничного слоя вблизи поверхности самолета, где влияние вязкости велико. Течение в пределах пограничного слоя может быть ламинарным, переходным или турбулентным. При больших числах Re сопротивление трения при турбулентном пограничном слое во много раз больше, чем при ламинарном пограничном слое. Естественным для пограничного слоя на поверхности гражданского реактивного транспортного самолета является турбулентный режим течения. Наиболее очевидным и наиболее технически разработанным методом уменьшения поверхностного трения является уменьшение зоны турбулентного течения на поверхностях самолета путем затягивания процесса перехода в пограничном слое. Другим подходом к проблеме уменьшения сопротивления трения является понижение уровня касательных напряжений при сохранении турбулентного режима течения. При низком уровне сопротивления поверхностного трения оптимальная аэродинамическая схема самолета изменяется, так как становятся приемлемыми большие площади поверхности и большие удлинения крыла, обеспечивающие существенное уменьшение индуктивного сопротивления.

Оба подхода продолжают исследоваться фирмами и научно-исследовательскими центрами NASA.



1—с применением крылышек Уиткоума; 2—теория; 3—эксперимент; 4—исходный самолет КС-135А

Рис. 9. Аэродинамические преимущества от применения концевых аэродинамических поверхностей (крылышек Уиткоума)

Практическое решение проблемы ламинаризации пограничного слоя дает существенное уменьшение сопротивления. Однако для любого ламинарного течения существует определенное значение числа Re , при котором оно становится неустойчивым и проявляет тенденцию к переходу в турбулентное. Реальные числа Re на различных элементах конструкции транспортных самолетов существенно превышают критические значения.

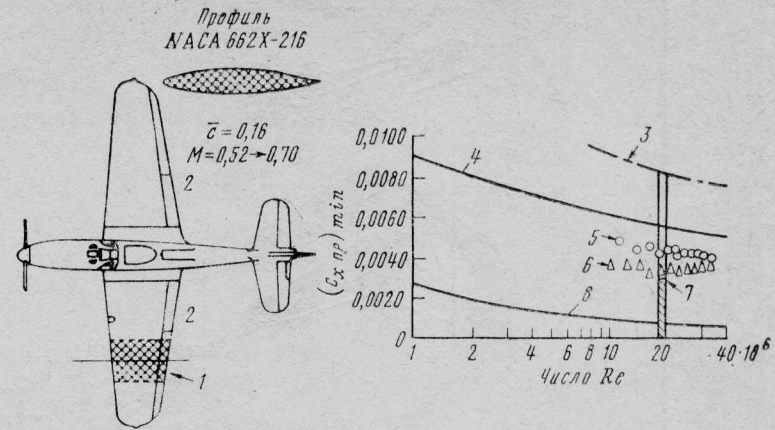
На переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный в большой степени влияет градиент давления внешнего потока. Уменьшение давления (т. е. ускорение потока на поверхности) оказывает стабилизирующее влияние на ламинарный пограничный слой, в результате чего переход обычно имеет место при более высоких числах Re . И наоборот, увеличение давления или торможение потока приводит к сильному дестабилизирующему действию. Понимание этого важного факта привело в прошлом к разработке профилей NASA малого сопротивления, у которых точка максимальной толщины сдвинута назад, так что значительная часть профиля обтекает в условиях действия отрицательных градиентов давления.

Испытания в аэродинамических трубах подтвердили возможность достижения таким образом малого сопротивления. Наиболее значительные уменьшения сопротивления были получены в Англии в экспериментах с самолетом «Кинг Кобра» в 1945 г. Как показано на рис. 10, профильное сопротивление заштрихованной секции крыла, измеренное в летных испытаниях, составило приблизительно 35% сопротивления, полученного для профилей с той же толщиной, но обтекаемых турбулентным потоком. Эти малые величины сопротивления были получены только после тщательного сглаживания и точной ручной отделки поверхности и соблюдения мер предосторожности, чтобы не допустить искажения контуров профиля при налипании насекомых на носке крыла.

На ламинарный пограничный слой отрицательно влияет ряд факторов, в числе которых: шероховатость и волнистость поверхности, стреловидность передней кромки крыла, резкие переходы в контурах поверхностей, например в области сопряжения крыла и фюзеляжа, акустические возмущения от двигателей или близлежащих турбулентных течений, возмущения, встречающиеся в процессе эксплуатации, такие как налипание насекомых, дождь, обледенение.

Одна из основных трудностей реализации естественного ламинарного обтекания связана с преждевременным переходом ламинарного пограничного слоя в турбулентный из-за налипания насекомых на передней части крыла. Эксперименты, проведенные в летно-испытательном центре (ЛИЦ) им. Драйдена (NASA), показывают, что чистоту носка крыла можно поддерживать путем непрерывного опрыскивания водой во время взлета и набора высоты. Остается экспериментально доказать, можно ли разместить щели или ряд отверстий таким образом, чтобы они обеспечивали эффективное поддержание чистоты верхней и нижней поверхностей и не вызывали преждевременного ламинарно-турбулентного перехода, когда они не используются.

В ЛИЦ им. Драйдена планируется провести летные испытания на самолете F-111 с накладны-

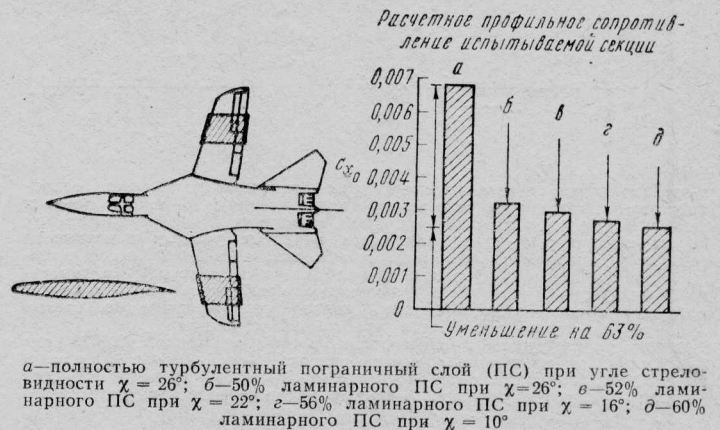


1—испытанная секция крыла; 2—закрылок; 3—полностью турбулентное обтекание профиля толщиной $c=0,16$; 4—плоское крыло с турбулентным режимом обтекания; 5—испытания в аэродинамической трубе профиля NASA 65(421)—420; 6—испытания в аэродинамической трубе профиля NASA 662X-116; 7—испытание в полете профиля NASA 662X-116 на самолете «Кинг Кобра»; 8—при ламинарном обтекании плоской пластины

Рис. 10. Естественная ламинаризация обтекания на крыле самолета «Кинг Кобра»

ми панелями на внешних частях крыла для исследования проблем обеспечения естественного ламинарного течения (рис. 11). Использование для этих целей самолета F-111 позволит изучить влияние угла стреловидности передней кромки на характер течения в пограничном слое. На рис. 11 приведены теоретические оценки влияния этого фактора на величину профильного сопротивления для ряда значений числа Re . Летные испытания должны пополнить сведения, касающиеся влияния сжимаемости, числа Re и угла стреловидности на ламинарно-турбулентный переход.

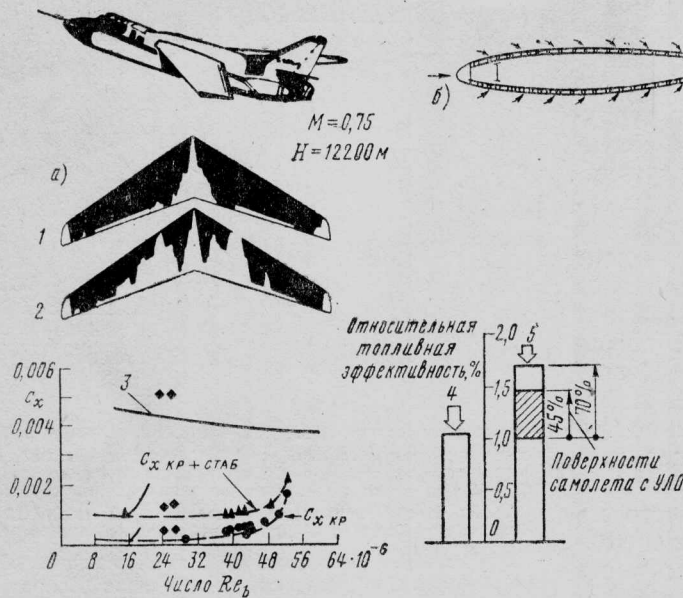
Даже для самой гладкой чистой поверхности крыла малой стреловидности естественное ламинарное течение может существовать лишь до критического числа Re порядка 15×10^6 . Путем активного воздействия на пограничный слой можно существенно расширить области ламинарного течения на поверхностях самолета при более высоких числах Re . При использовании системы отсоса (рис. 12) небольшое количество воздуха отсасывается из пограничного слоя через обшивку, в результате чего уменьшается толщина пограничного слоя и повышается его устойчивость. В идеальном случае обшивка должна быть пористой, но, как показал практический опыт, хороший результат может быть получен и при отсосе



а—полностью турбулентный пограничный слой (ПС) при угле стреловидности $\chi = 26^\circ$; б—50% ламинарного ПС при $\chi = 26^\circ$; в—52% ламинарного ПС при $\chi = 22^\circ$; г—56% ламинарного ПС при $\chi = 16^\circ$; д—60% ламинарного ПС при $\chi = 10^\circ$

Рис. 11. Планируемая на 1980 г. программа летных испытаний метода естественной ламинаризации обтекания на самолете F-111

Самолет X-21A с системой УЛО



α -области с максимальными зонами ламинарного течения на самолете X-21A; б-ламинаризация обтекания с помощью отсоса ПС; справа, внизу показаны потенциальные возможности УЛО на транспортном самолете

1-верхняя поверхность; 2-нижняя поверхность; 3-расчет для турбулентного ПС; 4-обычный широкофюзеляжный самолет с УЛО на крыле и стабилизаторе (дальность полета 10 200 км, 201 пассажир); 5-самолет с усовершенствованной системой УЛО

— испытания в аэродинамической трубе отделения Нортроп фирмы Нортроп;

- - - испытания в аэродинамической трубе НИЦ им. Эймса; ♦ — испытания в полете самолета X-21A

Рис. 12. Управление ламинарным обтеканием (УЛО)

через узкие щели, ориентированные по размаху и расположенные с интервалом в несколько сантиметров в направлении хорды.

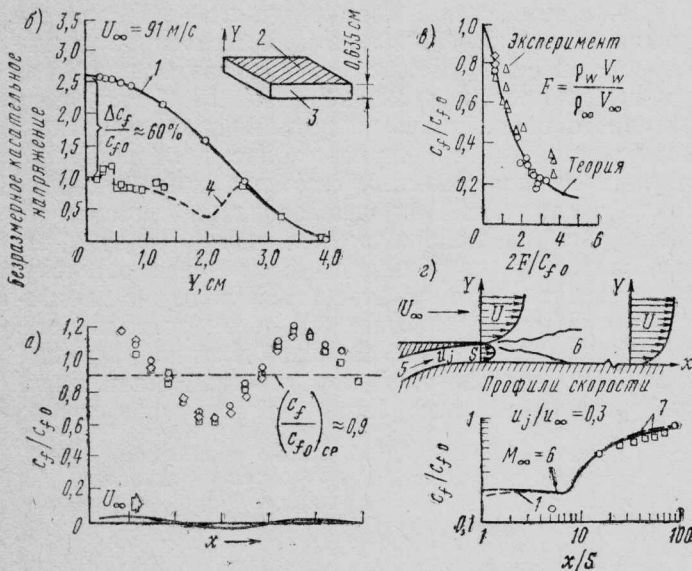
Ламинарное течение, поддерживаемое искусственно с помощью управления ламинарным обтеканием (УЛО), чувствительно к тем же дестабилизирующим возмущениям, что и естественное ламинарное течение, однако в гораздо меньшей степени. Применение систем УЛО имеет, по-видимому, больший потенциал, чем естественная ламинаризация, в отношении уменьшения сопротивления трения обшивки на гражданских транспортных самолетах.

Некоторые результаты, полученные в последнее время, показывают, что топливная эффективность самолета с системой УЛО может быть выше, чем у обычного самолета без УЛО, на 70%, из которых только на УЛО приходится 45%. Исследованиям в этой области уделяется большое внимание. В начале 1960-х годов фирмой Нортроп по контракту с ВВС США была проведена широкая программа исследований на самолете X-21A с целью продемонстрировать осуществимость ламинаризации обтекания на тяжелых дозвуковых самолетах.

Ламинарное обтекание неоднократно поддерживалось фактически на всем крыле самолета X-21A (рис. 12). Хотя испытания самолета X-21A подтвердили возможность искусственного получения ламинарного обтекания в полете, работы по программе были прекращены прежде, чем было получено достаточное количество информации по вопросам эксплуатации, технического обслуживания и экономике самолета с системой УЛО.

Технические разработки, проведенные после программы исследований на самолете X-21A, показали, что могут быть созданы системы УЛО с более высокими эксплуатационными характеристиками. Успехи в области вычислительной аэродинамики позволяют разрабатывать новые профили и крылья с таким распределением давления, которое способствует поддержанию ламинарного режима течения. Недавно разработанные методы расчета устойчивости пограничного слоя можно использовать для оптимизации распределения отсоса пограничного слоя, способствующего ламинаризации. Новые конструкционные материалы и методы их обработки позволят с малыми затратами обеспечить высокое качество поверхностей.

Под руководством NASA проводятся обширные теоретические исследования по ламинаризации обтекания. Как в НИЦ NASA, так и по контрактам с промышленными фирмами проводится большое количество исследований по практической осуществимости систем ламинаризации обтекания. Ис-



а-стационарные поверхностные волны (основные проблемы: сопротивление давления и стоимость изготовления); б-гибкие стенки (основные проблемы: долговечность, надежность, вес и требования к материалам); в-вдув газа через пористые участки поверхности (основные проблемы: источники для создания потока малой энергии, конструктивное оформление, требования к системе); г-тангенциальный вдув через щель (основные проблемы: источники для создания потока малой энергии, донное сопротивление за срезом щели, разработка требований к системе)

1-жесткая пластина; 2-майларовая пленка толщиной 0,0025 см; 3-подслой из поливинилхлоридной пасты; 4-майларовая пленка и подслои из поливинилхлоридной пасты; 5-поток, вдуваемый через щель; 6-след за уступом; 7-расчет методом конечных разностей

○ — эксперимент, НИЦ им. Лэнгли ($M_\infty = 6$);

□ — эксперимент, Нью-Йоркский университет ($M_\infty = 0,8$)

Рис. 13. Методы уменьшения турбулентных касательных напряжений

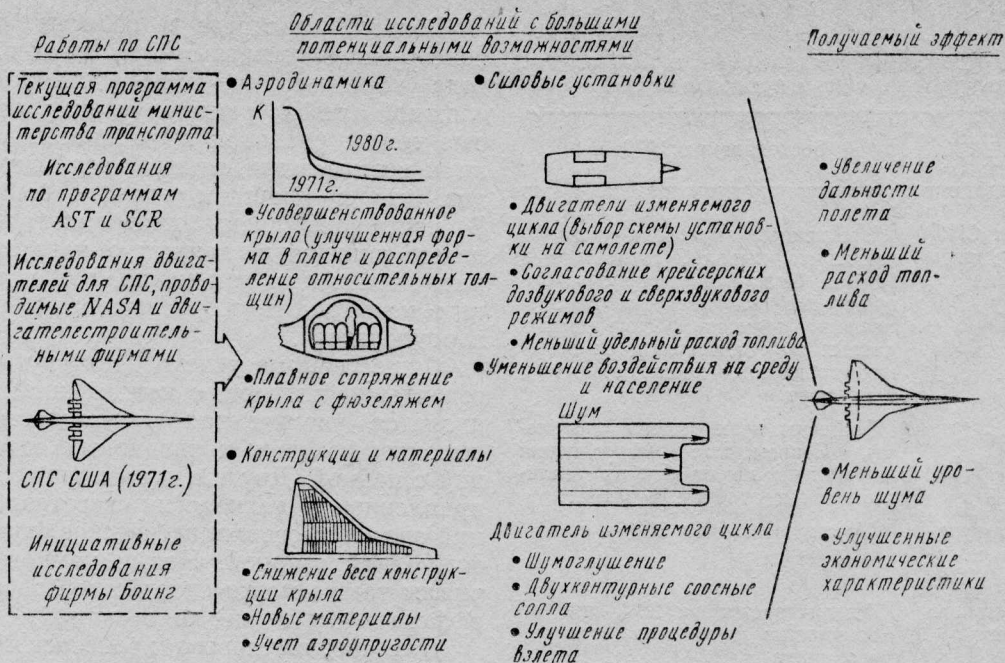


Рис. 14. Последние достижения в области создания усовершенствованного СПС

следования построены таким образом, чтобы разрабатываемые элементы систем УЛО можно было объединить и установить на одном самолете. Планируются летные испытания самолета в условиях, близких к условиям эксплуатации на авиалиниях, с целью получения необходимых данных по вопросам технического обслуживания, надежности, экономики и летным характеристикам с тем, чтобы самолетостроительные фирмы получили возможность объективно оценить целесообразность применения систем УЛО на будущих гражданских транспортных самолетах.

Для получения всей необходимой информации требуется провести теоретические исследования и разработки систем УЛО в течение ряда лет. Маловероятно, что системы ламинаризации будут внедрены на серийных самолетах ранее конца 1990-х годов. Технические трудности поистине огромны, однако столь же велики и потенциальные возможности УЛО.

В последние несколько лет большой интерес проявляется к возможности уменьшения сопротивления трения путем изменения структуры турбулентного пограничного слоя.

На рис. 13 показаны некоторые из методов уменьшения напряжений трения. Основной эффект в большинстве из этих методов достигается за счет увеличения толщины ламинарного подслоя.

В настоящее время физические механизмы, управляющие изменением турбулентных напряжений трения, изучены недостаточно. Исследования в этой области будут продолжены.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПАССАЖИРСКИМ САМОЛЕТАМ В США

Один из наиболее спорных вопросов современного этапа развития авиации связан со сверхзвуковыми транспортными самолетами. До 1971 г. государственные организации и фирма Боинг продвигались вперед в деле строительства сверхзвукового пассажирского самолета. Но после того, как

эта программа встретила сильную оппозицию, она была прекращена.

Тем временем совместные усилия Франции и Англии по созданию СПС продолжались и привели к важному техническому достижению — созданию самолета «Конкорд». «Конкорд» был весьма популярен среди пассажиров, которые летали на нем, несмотря на высокую стоимость авиабилетов. Полезный срок службы «Конкорда» как коммерческого транспортного средства ограничен, так как он вмещает слишком мало пассажиров и расходует слишком много топлива. После прекращения разработки СПС в США была сделана оценка состояния развития техники и определены основные направления исследований (табл. 1, рис. 14).

Работы в США над решением технических проблем, связанных с созданием усовершенствованного СПС, продолжались в рамках программы SCR (Supersonic Cruise Research — исследования проблем сверхзвукового крейсерского полета). В результате скоординированных исследований, проводимых NASA и промышленными организациями, был достигнут определенный прогресс, особенно в области аэродинамики, прочности и силовых установок. Были найдены решения основных технических проблем, выдвинутых в 1971 г.

Наибольшее продвижение было получено в области создания силовых установок, причем основную роль в этом сыграли успехи в области усовершенствования и создания материалов для силовых установок, проектирования лопаток турбомашин, в технике охлаждения лопаток и в исследованиях двигателей изменяемого цикла (ДИЦ). Изменение рабочего цикла в полете позволяет использовать двигатель при дозвуковых скоростях как ТРДД, при этом уменьшается шум на взлете и посадке и увеличивается к.п.д. при дозвуковом крейсерском полете. На сверхзвуковых режимах полета используется рабочий цикл ТРД, наиболее эффективный для этих скоростей.

Другой важной особенностью ДИЦ является

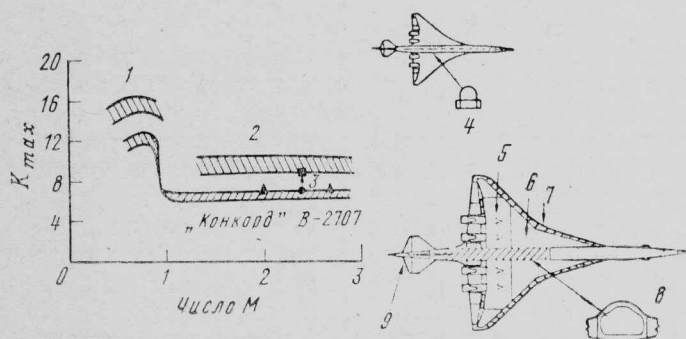
Таблица 1

Технические проблемы, выдвинутые в 1971 г. в связи с осуществлением программы SST

Основные нерешенные вопросы 1971 г.	Состояние на 1979 г.
Влияние полетов СПС на слой озона и другие факторы воздействия на окружающую среду	Уточненные прогнозы показывают, что выводы, сделанные в 1971 г., были неправильными. Современные исследования направлены на получение более точных данных о физических и химических процессах, происходящих в атмосфере
Шум в районе аэропорта	Найдены пути решения проблемы. Современные исследования направлены на оценку их реализуемости и требуемых затрат
Дальность сверхзвукового крейсерского полета	Увеличивается на 20%
Дальность дозвукового крейсерского полета	Увеличивается на 22% при использовании двигателя изменяемого цикла
Проблемы аэроупругости	Средство решения — современные математические модели. Исследования направлены на включение в математические модели данных о нагрузках, определенных в аэродинамических трубах
Изоляция топливных баков	Проблема решена. Ведутся исследования для более высоких чисел М
Изготовление титановых слоистых конструкций для высоконагруженных элементов планера	Проблема решена. Продолжаются дальнейшие улучшения и разработка новой технологии (например, сверхпластическая формовка и диффузионная сварка)

возможность изменять форму профиля скоростей в реактивной струе на выходе из сопла. Было показано, что при использовании двухконтурного сопла с высокотемпературной и имеющей высокую скорость внешней частью реактивной струи и с центральной струей меньшей скорости наблюдается существенное уменьшение шума.

Изменение СПС с 1971 г. по 1980 г.



1—существующие дозвуковые самолеты; 2—будущая усовершенствованная аэродинамическая схема; 3—увеличение на 16%; 4—фюзеляж с низкорасположенным крылом; 5—аэродинамическое качество при крутке и кривизне крыла, оптимизированных для сверхзвукового полета с учетом балансировки; 6—улучшенное распределение толщины по размаху крыла; 7—дозвуковая передняя кромка; 8—фюзеляж, плавно сопряженный с крылом; 9—оперение, оптимизированное для условий обтекания следом от крыла

Рис. 15. Улучшения аэродинамических форм самолетов, рассчитанных на сверхзвуковую крейсерскую скорость (улучшение аэродинамического качества на сверхзвуковом режиме на 16%, подтвержденное испытаниями в аэродинамической трубе при $M=2$)

Большой прогресс в области проектирования конструкций достигнут благодаря применению метода конечных элементов для расчета крыльев сложной конфигурации с учетом упругости. Быстрые темпы развития вычислительной техники сделали возможными оценки новейших идей и подходов, что в прошлом сделать было невозможно. В настоящее время проводятся исследования с целью включения данных о нагрузках с нелинейным характером изменения, получаемых при трубных испытаниях, в расчеты при решении задач аэроупругости.

Существенные успехи достигнуты в области изготовления титановых конструкций. Одним из них является увеличенная возможность изготовления высокоэффективных титановых сотовых конструкций с пайкой. Другим новым многообещающим направлением в технологии изготовления конструкций является сверхпластическое формование с диффузионной сваркой. Новые композиционные материалы также могут способствовать созданию более эффективных легких конструкций.

Для сверхзвукового крейсерского режима, как показано на рис. 15, существуют следующие средства улучшения аэродинамических характеристик: улучшение распределения толщины по размаху, оптимизация формы в плане и распределение кривизны и крутки, плавное сопряжение крыла и фюзеляжа с целью уменьшения волнового сопротивления и сопротивления трения.

На рис. 15 показаны также величины аэродинамического качества для перспективных компоновок, которые считаются реализуемыми в будущем в процессе их аэродинамического совершенствования.

Разработан новый метод проектирования сверхзвуковых крыльев с использованием ЭВМ, в котором учитываются эффекты реального обтекания, не поддающиеся расчету с помощью существующих численных методов. Эти эффекты учитываются путем введения следующих ограничений: ограничение на градиент давления на верхней поверхности крыла; ограничение на минимальный коэффициент давления на верхней поверхности; ограничение на коэффициенты давления в передней области центральной части крыла, связанное со скачком уплотнения; ограничение на толщину крыла в корневой области.

Использование этого подхода к проектированию крыла способствовало улучшению аэродинамического качества СПС после 1971 г.

Большое количество исследований направлено на увеличение аэродинамического качества при малых скоростях полета, позволяющее улучшить взлетно-посадочные характеристики. Меньшее сопротивление косвенным образом снижает шум на местности из-за уменьшения необходимого уровня тяги двигателей. Сверхзвуковые крылья обычно имеют большой угол стреловидности и тонкие носки, вследствие чего при взлете и посадке, когда коэффициенты подъемной силы велики, происходит срыв потока у передних кромок. Это создает дополнительное сопротивление.

Исследуются два способа улучшения аэродинамического качества при малых скоростях. Один подход, как показано на рис. 16, состоит в использовании специальной формы носков крыла, при которых создаются условия обтекания, затягивающие

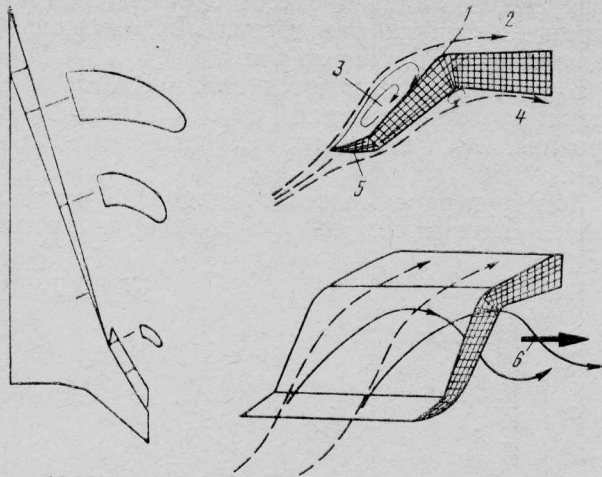


Рис. 16. Исследованное в АДТ стреловидное крыло (arrow wing) с формой носков, обеспечивающей безотрывное обтекание при малых скоростях полета

1—предкрылок; 2—присоединенный поток; 3—регулируемый отрыв; 4—подавленный отрыв; 5—вихревой предкрылок; 6—ядро регулируемого вихря

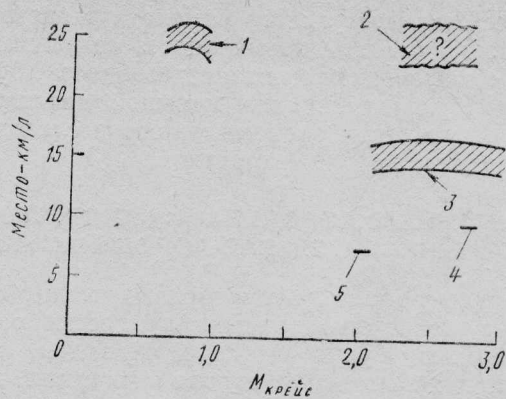
Рис. 17. Вихревой предкрылок стреловидного крыла (arrow wing), обеспечивающий безотрывное обтекание основной части крыла при малых скоростях полета

отрыв до более высоких коэффициентов подъемной силы.

Другой подход, иллюстрируемый на рис. 17, состоит в использовании необычной конфигурации отклоняемых элементов носка крыла, которая позволяет регулировать интенсивность вихря, образующегося в результате отрыва потока с передней кромки («вихревой предкрылок»). Регулируемый вихрь создает подсасывающую силу на предкрылках и действует как эквивалентное увеличение толщины крыла, обеспечивающее безотрывное обтекание крыла за предкрылком.

Путем оптимального комплексного использования рассмотренных выше технических усовершенствований могут быть достигнуты существенные улучшения в отношении дальности, расходов топлива, экологических характеристик и экономических показателей будущих СПС.

Одним из наиболее важных факторов, влияющих на экономику СПС, является стоимость топлива. Можно ожидать, что повышение топливной эффективности авиатранспортных перевозок окажет большое влияние на улучшение экономических показателей СПС. На рис. 18 приведены данные по топливной эффективности для существующих широкофюзеляжных дозвуковых реактивных самолетов и СПС. Оценка 1978 г., основанная на технических усовершенствованиях за период с 1971 г., показывает, что наблюдается значительный прогресс по сравнению с уровнем, достигнутым в рамках программы SST в 1971 г. Там же указан уровень топливной эффективности СПС с повышенной пассажироместимостью, к которому следует стремиться в будущем. Реализация усовершенствованной схемы СПС потребует дальнейших улучшений двигателей изменяемого цикла и дополнительного уменьшения веса конструкции за счет использования новых материалов. Задача аэродинамика должна состоять в получении характеристик аэродинамической схемы, которые обеспечили бы требуемую пассажироместимость и позволили бы

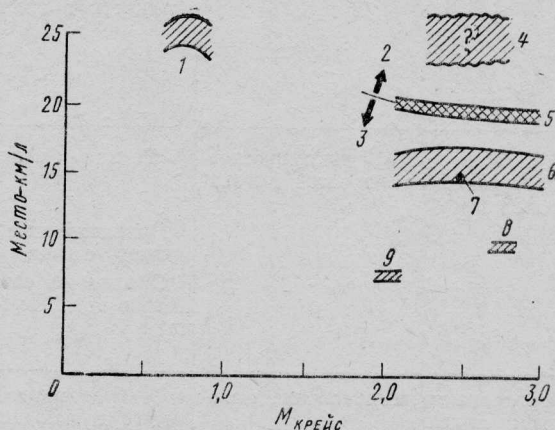


1—широкофюзеляжные самолеты с коэффициентом загрузки 100% (250—400 пассажиров); 2—целевые значения для перспективных СПС (северо-атлантические маршруты, 330—450 пассажиров); 3—оценки 1978 г. для перспективных СПС (250—330 пассажиров); 4—проект СПС 1971 г. (270 пассажиров); 5—СПС «Конкорд» (100 пассажиров)

Рис. 18. Потенциальные возможности увеличения топливной эффективности СПС

сохранить высокое аэродинамическое совершенство.

Фирмой Боинг проведен технико-экономический анализ семейства перспективных СПС. Были определены размеры, платные нагрузки и дальности полета десяти самолетов. Затем были вычислены эксплуатационные расходы для определения надбавки к стоимости билета туристского класса, необходимой для получения такой же нормы прибыли авиакомпаний, как при эксплуатации дозвукового самолета. Кроме того, изменялись основные экономические факторы и определялось их влияние на номинальную доплату. Результаты этого экономического исследования приведены на рис. 19 (данные



1—существующие дозвуковые транспортные самолеты; 2—без надбавок; 3—с надбавками; 4—цель для перспективных СПС; 5—нулевая надбавка при стоимости топлива 0,58 долл./л (курс доллара 1980 г.); 6—оценка 1978 г. для перспективного СПС; 7—надбавка 15%; 8—СПС 1971 г.; 9—«Конкорд»

Рис. 19. Потенциальные экономические характеристики СПС

соответствуют стоимости топлива 0,53 долл. за литр по курсу 1980 г.). Надбавка для перспективного СПС составляет 15% стоимости авиабилета на дозвуковом самолете. При дальнейшем улучшении топливной эффективности эта надбавка может быть сведена к нулю.

Пассажир самолета «Конкорд» из-за большой надбавки платит за билет примерно вдвое больше,

чем пассажир дозвукового самолета экономическо-го класса. Учитывая популярность самолета «Конкорд», экономическая жизнеспособность будущих СПС, требующих гораздо меньшей доплаты (согласно результатам экономического исследования), представляется вполне вероятной.

ИСПЫТАНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ АЭРОДИНАМИКА

Важную роль в рассмотренных выше «эволюционных» и «революционных» процессах развития аэродинамики будут играть и численные методы расчета, и испытания в аэродинамических трубах, совместное использование которых весьма эффективно как при разработке конкретных проектов, так и при изучении новых идей. ЭВМ не будет служить заменой аэродинамической трубы. Важно определить, как использовать ЭВМ и аэродинамические трубы, чтобы они дополняли друг друга и тем способствовали ускорению решения проблем, связанных с созданием новых ЛА, таких как повышение точности моделирования течений; расширение знаний в области физических процессов, относящихся к аэродинамике ЛА; изучение закономерностей влияния проектных параметров ЛА на его летные и эксплуатационные характеристики;

усовершенствование процесса проектирования ЛА; сокращение цикла разработки ЛА, снижение его стоимости и технического риска.

В табл. 2 сравниваются преимущества и недостатки аэродинамических труб и вычислительной аэродинамики, связанные с решением этих проблем.

Конструктор самолета традиционно рассматривает аэродинамическую трубу (АДТ) как основное

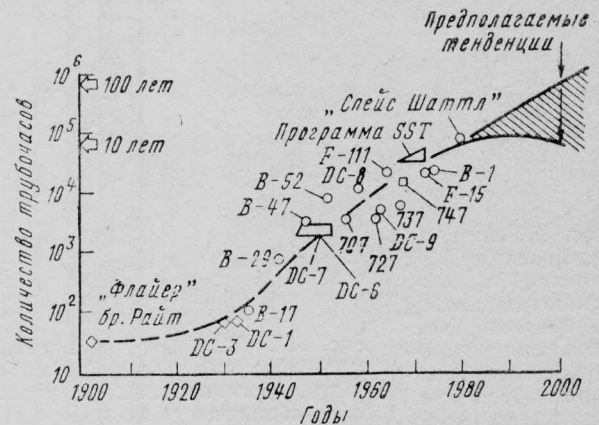


Рис. 20. Динамика увеличения объема испытаний в аэродинамических трубах при разработке самолетов

Таблица 2

Сравнение возможностей аэродинамических труб и вычислительной аэродинамики

Критерии сравнения	Испытания в аэродинамических трубах	Численное моделирование
Геометрическое подобие (подобные формы)	«Точное» воспроизведение геометрии, за исключением мелких деталей и части поверхности в области крепления державки	Геометрия может быть описана «точно» (за исключением мелких деталей), но при использовании упрощенных методов расчета обтекания Упрощенное описание геометрии при проведении сложных расчетов
Кинематическое и динамическое подобие (подобие скоростей потока и подобие сил)	«Точная» физика течения Приближенные граничные условия (например, стенки, державки, аэроупругость) Обычно не соблюдается равенство параметров подобия (например, чисел Рейнольдса)	«Приближенные» уравнения, описывающие течения (могут быть весьма ограничивающими) «Точные» граничные условия «Точное» соблюдение параметров подобия, когда они содержатся в уравнениях; они могут отсутствовать в упрощенных уравнениях (например, вязкое течение)
Проектирование, изготовление и модификация модели	Требует много времени, дорого обходится (трудно модифицировать)	Легко осуществляется с помощью интерфейса пользователя
Изменение характеристик потока (угол атаки, число М)	Легко, быстро	Легко, не всегда быстро или дешево
Возможности использования при проектировании	Только путем небольших модификаций модели	Две возможности: расчет методом итераций; непосредственно при проектировании в ограниченных случаях
Доступность	Ограниченная	Обычно удовлетворительная
Ограничения	Размер модели Параметры потока Интерференция со стенками, державкой	Точность уравнений Быстродействие ЭВМ Память ЭВМ

средство аэродинамического исследования. Как можно видеть из рис. 20, увеличение сложности и расширение области эксплуатационных режимов полета ЛА привели к постоянно увеличивающемуся спросу на испытания в АДТ как жизненно важной части процесса аэродинамического проектирования. Современный акцент на эффективность использования топлива требует повышения качества результатов испытаний, а также разработки новых экспериментальных установок.

Точность измерений в современных АДТ с целью определения сопротивления самолета в натурных условиях ограничивается рядом факторов, как показано на рис. 21. Некоторые возможные усовершенствования аэродинамических труб, которые могут быть реализованы в ближайшем будущем, сведены в табл. 3.

Строительство крупных новых установок, требующих существенных капитальных затрат, по-видимому, будет осуществляться правительственными ведомствами. Важная задача правительст-

венных организаций состоит в предвидении потребности в экспериментальных исследованиях и своевременном обеспечении соответствующей экспериментальной базой. Примером разработок ближайшего будущего, которые позволят снять два существенных ограничения для испытаний в АДТ, является постройка криогенной трансзвуковой АДТ NTF, рассчитанной на высокие числа Re (в НИЦ им. Лэнгли NASA), и новой рабочей части с размерами 24,4×36,6 м для дозвуковой АДТ с размерами рабочей части 12,2×24,4 м (в НИЦ им. Эймса NASA).

Предполагается, что основное назначение этих уникальных аэродинамических установок для промышленности будет состоять в решении проблем аэродинамики специального характера и получении данных, которые невозможно получить на других установках. Многие экспериментальные исследования по применению новых аэродинамических концепций на гражданских самолетах будут продолжаться в АДТ университетов и частных фирм. В ближайшее время на этих установках будут реализованы следующие усовершенствования:

новые системы сбора данных, обеспечивающие высокие темпы сбора данных и сокращение времени испытания;

быстрая, управляемая центральным процессором обработка данных в ходе эксперимента, обеспечивающая возможность получения максимального объема полезной информации;

управление с помощью ЭВМ моделью и параметрами потока аэродинамической трубы для увеличения точности данных;

широкое использование численных методов с целью экстраполяции и интерполяции экспериментальных данных.

Кроме того, новые методы визуализации течений и усовершенствованные приборы позволят проводить более точные измерения при минимальном возмущении поля потока и углубить понимание физики явлений.

В последние 20 лет наблюдался большой прогресс в области численного решения задач аэродинамики. Двадцать лет назад численные методы применялись главным образом для расчета двумерных невязких течений. Линейные методы расчета пространственных течений еще только разрабатывались. В настоящее время обычным делом считается проведение расчета обтекания невязким потоком конфигураций самолетов в целом на дозвуковом и сверхзвуковом режимах, а также комбинаций крыло—фюзеляж на трансзвуковом режиме. В настоящее время программы расчета невязкого обтекания с использованием нелинейных уравнений успешно применяются для аэродинамического расчета таких сложных конфигураций, как самолет Боинг 747 с установленным на нем ВКС системы «Спейс Шаттл»; модель и стенки АДТ (исследование интерференции); крыло самолета ВВП со струями подъемных двигателей; крыло с отклоненной механизацией; самолет с внешними подвесными грузами; погруженные в воду элементы ЛА.

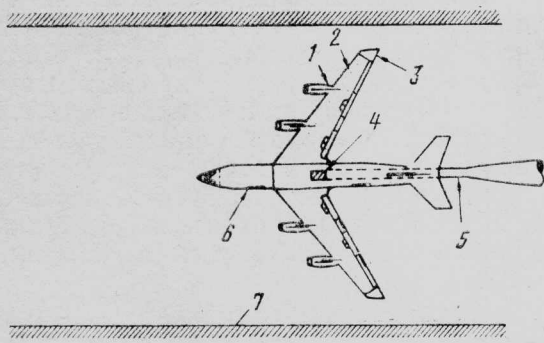
Существенный прогресс за последние несколько лет достигнут также в области создания методов расчета пространственных пограничных слоев на поверхностях все более сложных форм. Развивается новый подход, состоящий в объединении мето-

Таблица 3

Планируемые усовершенствования аэродинамических труб

Существующие проблемы и ограничения	Ближайшие разработки
Экстраполяция данных, получаемых в аэродинамических трубах, до реальных условий (моделирование с соблюдением подобия по числу Re)	Криогенная аэродинамическая труба (НИЦ им. Лэнгли NASA). Улучшенные теоретические методы экстраполяции
Интерференция со стенками	Разработка адаптивных стенок (с изменяющимися контурами или изменяющейся проницаемостью) * Достижения в области вычислительной аэродинамики
Интерференция с поддерживающими устройствами модели	Магнитная подвеска и система весовых измерений * Достижения в области вычислительной аэродинамики
Моделирование систем увеличения подъемной силы на крупномасштабных моделях	Усовершенствование натурной аэродинамической трубы малых скоростей (НИЦ им. Эймса NASA) Достижения в области вычислительной аэродинамики
Использование аэродинамических труб	Управление режимами испытаний в аэродинамической трубе с помощью ЭВМ Управление моделями с помощью ЭВМ Быстродействующие системы обработки данных с помощью ЭВМ Использование методов вычислительной аэродинамики для экстраполяции и интерполяции экспериментальных данных

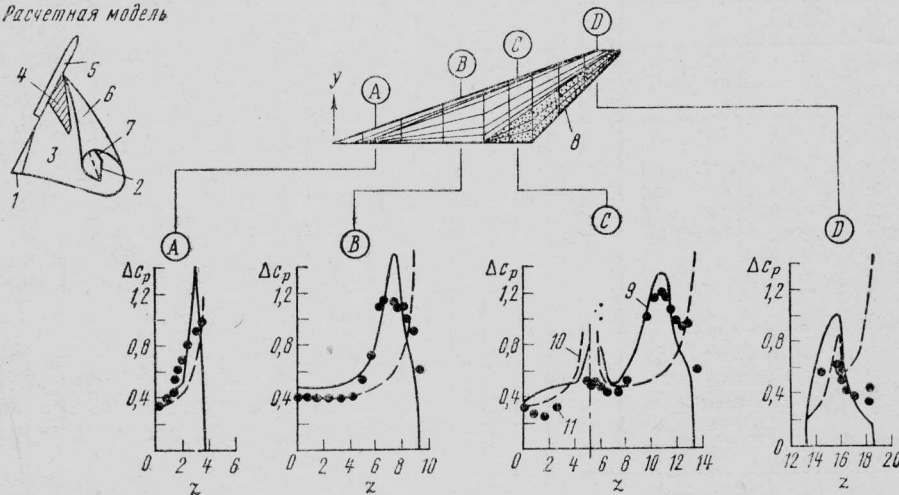
* После разработки технического проекта его осуществление должно, по-видимому, проводиться в рамках Национальной программы ввиду больших капитальных затрат.



1—моделирование двигателя; 2—переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный; 3—аэроупругость; 4—пригодность и точность весов; 5—поддерживающее устройство; интерференция, модификация модели и загромождение; 6—модель; масштаб и воспроизведение элементов поверхности; 7—стенка аэродинамической трубы

Рис. 21. Факторы, влияющие на точность оценки истинного сопротивления на основе измерений в аэродинамических трубах (влияние стенок: интерференция, отраженные скачки уплотнения, загромождение; характеристики потока в аэродинамической трубе: однородность, скос и турбулентность)

Расчетная модель



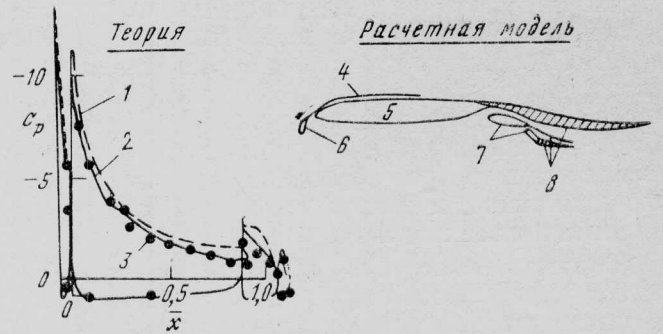
1—след за фюзеляжем; 2—связующая пелена; 3—след за крылом; 4—крыло; 5—фюзеляж; 6—свободная пелена; 7—ядро; 8—закрылок; 9—расчет отрывного обтекания; 10—расчет безотрывного обтекания; 11—эксперимент

Рис. 23. Расчет отрывного обтекания тонкого крыла с отклоненным закрылком ($M=0,4$, $\alpha=11,9^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=8,3^\circ$)

дов нелинейного расчета невязкого потока с методами расчета пространственного пограничного слоя.

Налицо также определенное продвижение в вопросах разработки специальных методов расчета некоторых классов отрывных течений. Среди них можно назвать методы, которые воспроизводят границы области отрыва потока с помощью вихревой пелены, геометрия которой и распределение интенсивностей определяются методом итераций при использовании программ для расчета пространственных невязких течений, описываемых нелинейными уравнениями. На рис. 22 и 23 показано применение этих методов для расчета характеристик двумерного обтекания крыла с постоянной хордой при отклоненной механизации, создающей большую подъемную силу, и пространственного обтекания тонкого крыла с вихревым течением, образующимся при отрыве потока у передней кромки.

«Эволюционное» развитие численных методов



1—без отрыва; 2—с отрывом; 3—эксперимент; 4—оторвавшийся след за предкрылком; 5—основная часть профиля крыла; 6—предкрылок; 7—элементы закрылка; 8—элементы следа за крылом

Рис. 22. Расчет двумерного отрывного обтекания крыла с системой увеличения подъемной силы ($M=0,15$, $Re=2 \cdot 10^6$, $\alpha=21,7^\circ$)

подкреплялось «революционным» прогрессом в вычислительной технике. В период с 1950 по 1980 гг. быстрое развитие ЭВМ возрастало за каждые 5 лет в 10 раз, в то время как стоимость расчетов на ЭВМ сокращалась в 10 раз за каждые 10 лет. Оче-

видно, за последующие 20 лет темпы разработок будут такими же высокими, так как:

1) развитие технологии производства средств вычислительной техники обеспечивает создание все более мощных и более производительных ЭВМ;

2) численные методы, использовавшиеся до сих пор, продемонстрировали свою эффективность настолько убедительно, что разработке и дальнейшему использованию этих методов в процессе проектирования будет обеспечена поддержка на самых высоких уровнях руководства;

3) крупные научно-исследовательские программы, финансируемые правительством и промышленностью США, а также других стран, показывают, что наблюдается прогресс в разработке методов, которые обеспечивают высокую точность математического моделирования при решении специальных задач механики жидкости.

На рис. 24 показаны различные уровни и этапы развития численных методов аэродинамики.

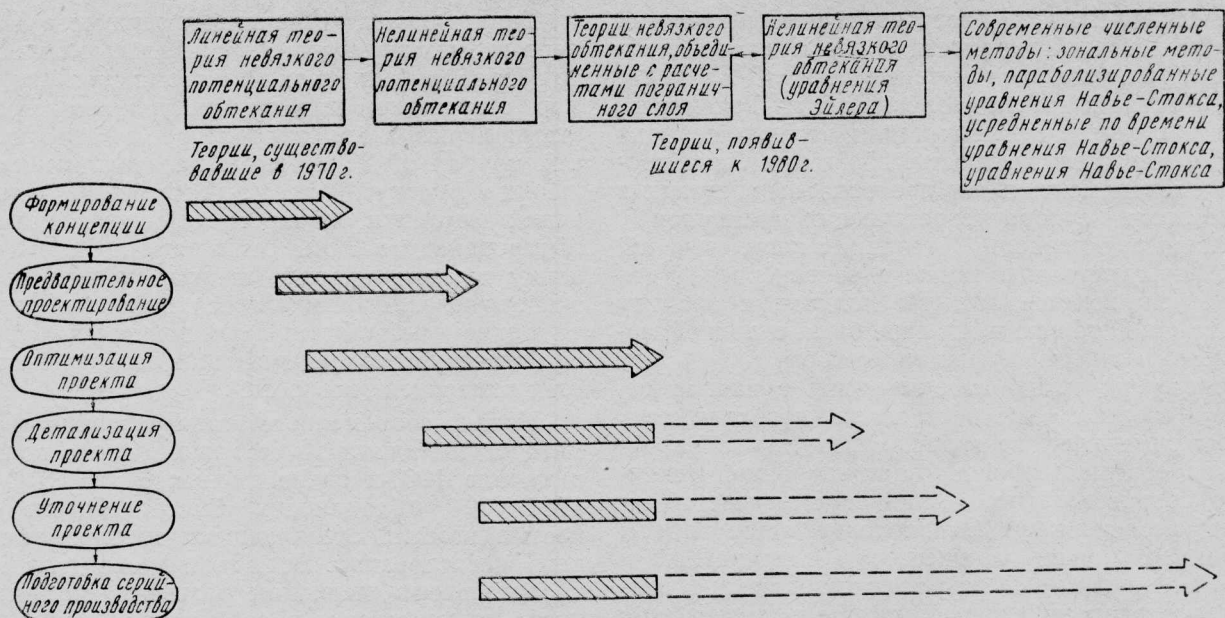


Рис. 24. Применение методов вычислительной аэродинамики при проектировании

Более современные методы не будут вытеснять ранее разработанные методы, а будут использоваться совместно с ними, образуя иерархию методов расчета с различными возможностями и обла-

стями применения, в частности на различных этапах проектирования ЛА.

Референт П. И. Курилкина.
Редактор Б. П. Круглов.

УДК 629.7.015.3

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ*

Процесс расширения и углубления знаний в области физических основ механики жидкости всегда носил эволюционный характер, и его движущей силой были талант исследователя и потребности развития техники. Однако можно сказать, что прогресс в этой области в ближайшие 10 лет будет определяться постоянным совершенствованием средств вычислительной техники, которое происходит столь быстрыми темпами, что связанные с ним изменения в науке и технике приобретают «революционный» характер.

Историю развития механики жидкости можно разбить на ряд этапов (см. таблицу).

Современный период характеризуется расширением углубленных фундаментальных исследований. В распоряжении исследователя — сложные математические модели, однако обобщение всей получаемой детальной информации находится за пределами возможностей человеческого интеллекта. И в этом вопросе приходится полагаться на использование возможностей ЭВМ, которые должны способствовать расширению горизонта знаний и отысканию путей дальнейшего развития.

Ньютон был первым, кто поставил исследования в области механики жидкости на реальную основу

* Graves R. A. Computational fluid dynamics. The coming revolution.

Astronautics and Aeronautics, 1982, v. 20, III, N 3, p. 20—28.

Таблица
Периодизация развития аэродинамики

Исторические периоды	Основные направления исследований	Имена ученых
От античности до 1687 г.	Философские исследования. Наблюдения явлений природы	Аристотель, Леонардо да Винчи, Галилей
1687—1894 гг.	Математические основы механики идеальной жидкости	Ньютон, Бернулли, Эйлер
1894—1963 гг.	Экспериментальные и теоретические исследования течений реальной жидкости	Прандтль, Карман, Уиткоум
С 1963 г. до современности	Решение прикладных задач средствами вычислительной техники	Нойман, Лакс, Маккормак

и сформулировал основные законы движения жидкости. Он ввел понятие вязкостного сопротивления, имевшее первостепенное значение для понимания динамики жидкости. Он стал инициатором систематического изучения невязкой жидкости, за которым последовало большое количество работ по исследованию движения невязких сред.

Большой вклад в построение математических моделей идеальной жидкости после Ньютона внесли такие выдающиеся ученые, как Д'Аламбер, Эйлер, Лагранж и Гельмгольц. Работы Гельмгольца стали кульминационными для второго периода развития механики жидкости, ибо в них была проведена экспериментальная проверка выдвинутых в течение этого периода теоретических принципов.

Основные положения теории вязких течений были сформулированы также в этот период. Хотя еще Ньютон заложил основы подхода к анализу таких течений, только в XX веке была в полной мере оценена важность эффектов вязкости.

Бурному развитию аэродинамики с начала текущего столетия способствовала необходимость решения практических задач, связанных с разработкой и совершенствованием авиационной техники, что сопровождалось расширением экспериментальных исследований. основополагающие работы Лилиенталя, Лэнгли, Ланчестера, братьев Райт и их современников явились толчком для аналитических исследований таких корифеев науки, как Прандтль, Жуковский, Кутта, Блазиус, Карман. В частности, важной вехой в истории механики жидкости стали работы Прандтля, в которых было введено понятие пограничного слоя и обоснована важность его роли при образовании течений с отрывом потока. Работы Прандтля стимулировали существенное расширение экспериментальных исследований вязких течений. К 1920 г. экспериментальная аэродинамика как самостоятельное направление исследований получила признание во всем мире. Апогеем в ее развитии стали 1950-е годы.

С появления цифровых ЭВМ возникли численные методы анализа течений как альтернатива экспериментальным методам. Создание ЭВМ современного поколения завершает третий период развития аэродинамики.

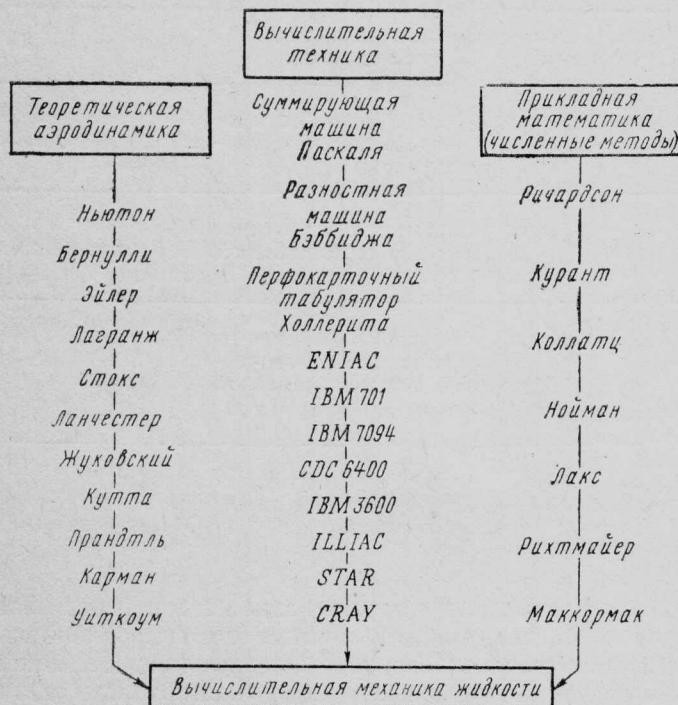


Рис. 1. Три направления развития современной механики жидкости

Темпы развития механики жидкости в течение первых трех периодов сдерживались главным образом проблемами технического характера, например отсутствием или низким уровнем характеристик измерительной аппаратуры в аэродинамических трубах (АДТ). Получение аналитических решений в замкнутой форме дифференциальных уравнений механики жидкости было невозможным, а быстрое действие ЭВМ было ограничено. Только к концу третьего периода появилась аппаратура для экспериментальной диагностики течений, в частности такие приборы для исследования полей течений без внесения возмущений, как лазерные доплеровские измерители скорости.

Начало современного этапа развития численных методов механики жидкости связано с появлением в начале 1960-х годов первых ЭВМ CDC 3600 и IBM 7094, обладающих быстроедействием и емкостью памяти, отвечающими требованиям «научных» исследований. Этот этап можно назвать «вычислительным» периодом развития механики жидкости, включающим в себя три основных направления: теоретическая аэродинамика (механика жидкости), прикладная математика (численные методы) и вычислительная техника. Каждое из этих направлений имеет свою историю* (см. рис. 1).

Успехи современной теоретической аэродинамики характеризуются разработкой математических моделей высокой степени сложности и совершенства.

Что касается прикладной математики, то хотя начало разработки методов численной аппроксимации относится еще к античным временам, к интегрированию дифференциальных уравнений в частных производных они были впервые применены лишь в начале 1900-х годов. В 1910 г. Ричардсоном впервые был проведен численный анализ дифференциальных уравнений с применением конечно-разностных операторов. Вся трудоемкая вычислительная работа выполнялась с помощью ручных калькуляторов. В последующие годы были сделаны некоторые усовершенствования метода Ричардсона, но новым существенным вкладом стала разработка Курантом, Фридрихсом и Леви в 1928 г. критерия (необходимых условий) устойчивости конечно-разностных алгоритмов («CFL-критерия»).

За этим первым крупным вкладом в теорию устойчивости конечно-разностных схем последовал период относительно стабильного прогресса в этой области. В начале 1940-х годов Нойманом был предложен новый критерий устойчивости для анализа линеаризованных систем уравнений. Эта работа легла в основу современной теории устойчивости. Позже Нойманом и Рихтмайером была развита концепция искусственной вязкости, которая позволяла рассматривать течения со скачками уплотнения. Начало 1950-х годов ознаменовалось первыми примерами применения ЭВМ для численного решения задач механики жидкости, и таким образом работа Ноймана и Рихтмайера положила начало быстрого развития методов расчета обтекания тел потоком вязкой жидкости.

Вслед за работой Лакса 1954 г., в которой была предложена консервативная форма основных урав-

* В приводимых сведениях исторического характера не отражены работы советских ученых. Прим. ред.

нений динамики жидкости, появилось большое число статей, касающихся усовершенствования конечно-разностных схем: работа Крэнка—Николсона (неявная конечно-разностная схема), работа Писмена и Рэчфорда (метод переменных направлений) и, наконец, наиболее важная из них — работа Маккормака (явная конечно-разностная схема).

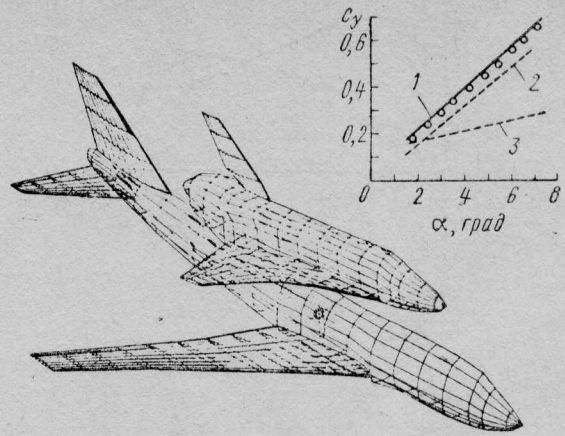
В период с конца 1960-х до начала 1970-х годов интенсивные исследования велись в направлении поиска более эффективных и точных численных алгоритмов. Было разработано значительное количество методов высоких порядков точности, например, как предложенные в работах Крейса (применение аппроксимаций Паде) и Рубина (применение сплайнов в релаксационных процедурах). Возможно, что важнейшей в 1970-х годах была работа Брандта, в которой он разработал многосеточный метод для ускорения расчета течений сложной структуры. Его идея последовательного сгущения расчетной сетки обеспечивает быстрое затухание ошибок конечно-разностной аппроксимации в процессе численного решения. Этой работе суждено сыграть важную роль в будущих исследованиях, требующих большого объема вычислений.

Современный высокий уровень вычислительной аэродинамики подготовлен более чем полуторавековой историей развития вычислительной техники (см. рис. 1). Первой «настоящей» вычислительной машиной можно назвать электромеханическую машину «Марк I», построенную в 1944 г. Ее быстродействие не превышало 200 операций в минуту. Важнейшей исторической вехой в развитии ЭВМ стало изобретение транзисторов в 1948 г., хотя первая полностью транзисторная ЭВМ появилась лишь в конце 1950-х годов. С появлением интегральных схем связывают современный этап развития вычислительной техники, характеризующийся созданием серий ЭВМ весьма высокой производительности, отличающихся архитектурной и программной преемственностью. ЭВМ серий CDC 6000 и 7000 нашли наиболее широкое применение в научных расчетах, IBM 360 и 370 — для коммерческих расчетов и для целей управления.

Рост быстродействия и емкости памяти ЭВМ в 1960-х годах «разжигал аппетит» исследователей, стремившихся к решению все более сложных проблем. Необходимость дальнейшего увеличения быстродействия и емкости памяти диктовала изменения архитектуры в новых ЭВМ. В ЭВМ Iliac IV использован принцип распараллеливания вычислений на уровне обработки данных. Архитектура ЭВМ CDC STAR и CRAY1 построена на магистральном принципе обработки данных. Эти новые принципы позволили увеличить на порядок скорость обработки данных — до 90 млн. операций в секунду.

Вычислительная аэродинамика прошла большой путь от первых попыток расчета невязкого обтекания тел простых форм до расчета обтекания относительно более сложных конфигураций потоком вязкой жидкости.

Сложность задач, решаемых с использованием линейаризованных уравнений для невязкого дозвукового потока, иллюстрируется на рис. 2. Сложная геометрия поверхностей самолета Боинг 747 с ВКС системы «Спейс Шаттл» была представлена 1000 панелями. Близость результатов расчета и экспериментальных данных свидетельствует о высоком со-



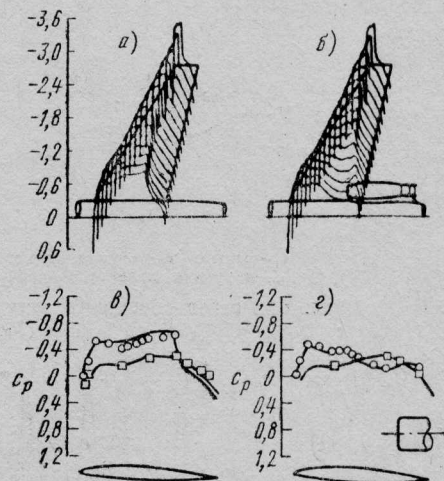
1—Боинг 747 + ВКС; 2—Боинг 747; 3—ВКС
○ — испытания в АДТ, $M = 0,6$

Рис. 2. Расчет аэродинамических характеристик комбинации «Боинг 747+ВКС» с помощью линейаризованных уравнений (панельного метода)

вершенстве линейной теории. Совместными усилиями NASA, ВВС и ВМС США разработана доступная широкому кругу пользователей программа расчета дозвуковых и сверхзвуковых течений, получившая обозначение PAN AIR.

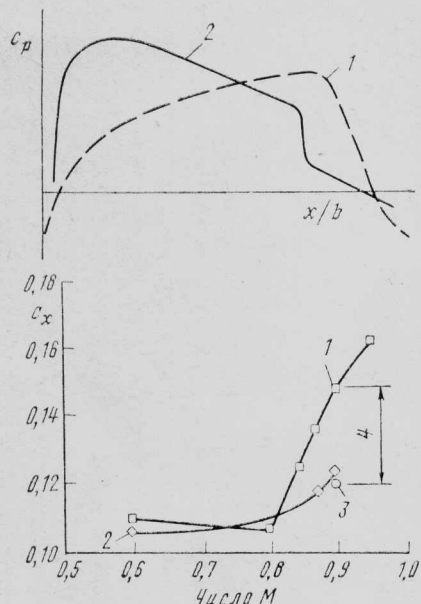
Наилучшей для расчета трансзвуковых течений считается программа Боппа, позволяющая с достаточной точностью рассчитывать обтекание таких конфигураций, как крыло + фюзеляж + пилон + гондола (рис. 3). В этой программе реализован простейший вариант метода «вложения сеток», обеспечивающий более рациональное использование вычислительных ресурсов ЭВМ при расчете течений сложной структуры.

В качестве типичного применения разработанного метода анализа невязких трансзвуковых течений можно назвать серию расчетов с целью уточнения формы крыла самолета NiMAT в комбинации с фюзеляжем (рис. 4). Крылья таких самолетов, как Боинг 757 и А-310, также проектировались с



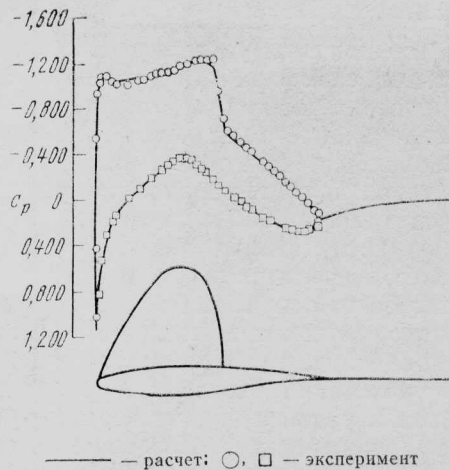
а—крыло + фюзеляж; б—крыло + фюзеляж + гондола + пилон; в—без гондолы; г—с гондолой

Рис. 3. Расчет трансзвукового обтекания комбинации «крыло+фюзеляж+пилон+гондола» с использованием теории малых возмущений и метода «вложения сеток» Боппа



1—исходное крыло; 2—улучшенное крыло; 3—требуемая величина c_x ; 4—превышение сопротивления

Рис. 4. Усовершенствование крыла ЛА HiMAT на основе численного анализа трансзвукового обтекания модели потоком невязкой жидкости



— расчет; ○, □ — эксперимент
Рис. 5. Расчет распределения давления на сверхкритическом профиле с учетом вязкости потока ($M=0,728$, $c_y=0,743$)

привлечением методов вычислительной аэродинамики.

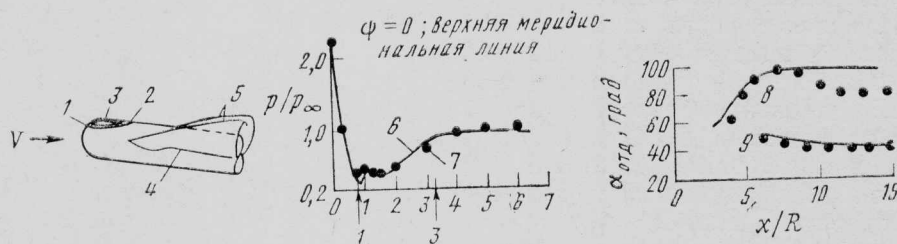
Совместное использование методов расчета потенциального внешнего течения и вязких пограничного слоя и следа позволило создать программы, обеспечивающие высокую точность анализа двумерного трансзвукового обтекания профилей (рис. 5). Разрабатываются программы, в которых аналогичный подход применяется для расчета пространственного обтекания крыла.

Особенно плодотворными в области численного исследования вязких течений были 1970-е годы, когда для этой цели стало возможным использова-

ние полных уравнений Навье—Стокса. На рис. 6 приведен типичный пример расчетов подобного рода для стационарного режима обтекания. На рис. 7 иллюстрируется решение более специфической задачи, в которой уравнения Навье—Стокса интегрировались совместно с уравнениями движения элерона, создающего нестационарный режим обтекания крыла при околозвуковых скоростях потока. В обоих случаях результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

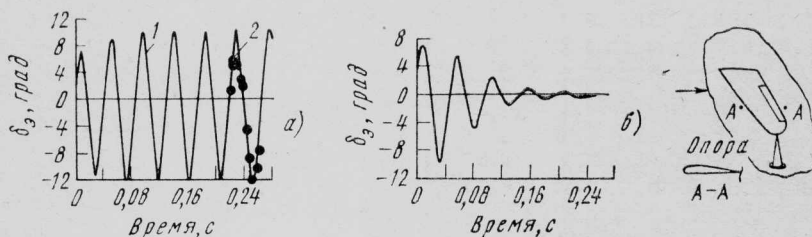
Имеющийся опыт применения зависящих от времени уравнений Навье—Стокса для математического моделирования турбулентности и отрывных течений показывает, что это направление исследований открывает новые возможности в вычислительной аэродинамике.

В связи с существенным усложнением задач, решаемых методами вычислительной аэродинамики, ее дальнейшее развитие будет в значительной степени определяться прогрессом в области вычислительной техники. Уже разработаны интегральные схемы (ИС), содержащие до 260 000 транзисторов



1—отрыв; 2—присоединение; 3—передняя отрывная зона; 4—главная линия отрыва; 5—вихревая пелена; 6—расчет; 7—эксперимент; 8—главный отрыв; 9—вторичный отрыв

Рис. 6. Расчет обтекания затупленных тел с использованием уравнений Навье—Стокса ($M_\infty=1,2$; $\alpha=19^\circ$; $Re_D=445 \cdot 10^3$)



а— $M=0,82$ — есть колебания; б— $M=0,79$ — нет колебаний; 1—расчет; 2—эксперимент

Рис. 7. Расчет с помощью уравнений Навье—Стокса нестационарного трансзвукового обтекания крыла при высокочастотных колебаниях элерона

в одном кристалле. Техника кремниевых ИС достигла предела своих возможностей, и к середине 1980-х годов они будут, вероятно, вытеснены сверхбольшими ИС на основе арсенида галлия, которые позволят увеличить быстродействие в 10 раз и снизить стоимость ЭВМ. Одновременно с развитием техники ИС на основе арсенида галлия разрабатывается совершенно новый подход к созданию ИС, основанный на использовании джозефсоновского перехода при сверхпроводимости. Это направление исследований обещает дать настолько большое увеличение скорости выполнения логических операций, что повлечет за собой изменение требований к конструктивному оформлению ЭВМ в целом: они должны стать более компактными, чтобы избежать ограничений, связанных с предельной скоростью передачи сигналов — скоростью света.

На рис. 8 показаны схема расположения элементов подобной вычислительной системы, а также криогенное оборудование, обеспечивающее реализацию эффекта сверхпроводимости. Быстродействие такой ЭВМ может быть в 25 раз больше, чем у ЭВМ, основанных на современной технике.

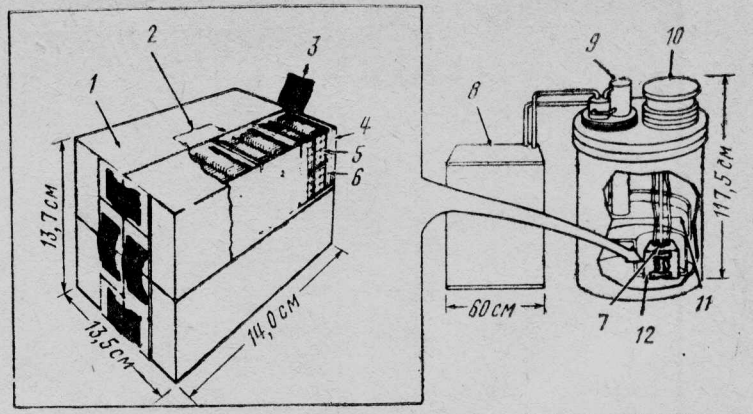
При непрерывном росте быстродействия ЭВМ наиболее важным фактором прогресса в области вычислительной аэродинамики, возможно, станет развитие техники запоминающих устройств (ЗУ). При использовании сверхпроводящих материалов и переходов Джозефсона ЗУ могут быть сделаны очень компактными, при этом мощность систем питания блоков ЗУ может быть в 10 000 раз меньше, чем в случае обычных микросхем.

Министерство внешней торговли и промышленности Японии сообщило недавно о проводимой фирмами — производителями средств вычислительной техники программе исследований по созданию элементов ЭВМ с использованием ИС на основе арсенида галлия и сверхпроводящих материалов. К концу 1980-х годов японские специалисты рассчитывают построить на этой элементной базе «гипер-ЭВМ», способную выполнять несколько сотен миллиардов операций в секунду.

С появлением таких ЭВМ существующая вычислительная техника, построенная на современной технологической базе, сразу же морально устареет. К середине 1990-х годов может стать реальным создание ЭВМ с быстродействием триллион (10^{12}) операций с плавающей запятой в секунду и объемом памяти несколько сотен миллиардов слов.

Неснижающиеся темпы развития вычислительной техники приведут к качественным изменениям в вычислительной аэродинамике. Подобные сдвиги могут начаться уже при вводе в эксплуатацию такой ЭВМ, как NAS (Numerical Aerodynamic Simulator — ЭВМ для аэродинамических расчетов), разработка которой осуществляется NASA на современной технической базе. Ее быстродействие составит 1 млрд. операций в секунду, а емкость оперативной памяти — 240 млн. слов.

Столь высокие характеристики ЭВМ NAS будут обеспечены главным образом за счет усовершенствованной архитектуры и использования новейших достижений в области электроники. По своей структуре эта ЭВМ будет представлять собой мультипроцессорный комплекс с векторной (параллельной) организацией обработки данных. В японской авиакосмической лаборатории (NAL) также ведут-



1—основная память; 2—центральный процессор и буферная память; 3—кабель связи с элементами, работающими при нормальной температуре; 4—коммутационная панель; 5—интегральная схема; 6—монтажная плата; 7—входные и выходные шины; 8—компрессор; 9—холодильная установка; 10—полупроводниковое устройство сопряжения и источник питания; 11—жидкий гелий; 12—ЭВМ

Рис. 8. Гипотетическая ЭВМ, основанная на использовании эффекта сверхпроводимости

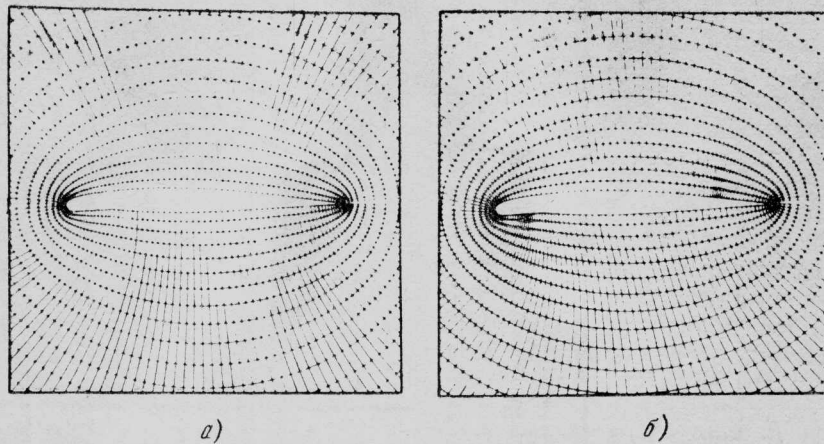
ся исследование по созданию сверхбольшой ЭВМ класса NAS, базирующейся на современной технологии. В настоящее время выделена часть средств для развертывания первого этапа исследований и разработок по этому проекту, завершение которого планируется в 1990 г. Общая стоимость проекта составит 150 млн. долл.

В связи с ожидаемым в недалеком будущем резким увеличением производительности ЭВМ возникает необходимость в более интенсивных поисках в области вычислительной математики. Одно из направлений таких поисков уже сформулировалось — автоматическая генерация расчетных сеток. Методы расчета с точным моделированием сложных геометрических форм находятся еще в стадии разработки, однако уже сейчас предпринимаются попытки создания алгоритмов, ориентированных на широкое применение в программах для решения практических задач аэродинамики.

Другое направление исследований, находящихся еще в «зачаточном» состоянии, — адаптивно управляемая генерация сеток. На рис. 9 представлен пример применения этого метода в упрощенной модельной задаче, иллюстрирующей возможности локального сгущения сетки в процессе решения. С математической точки зрения идея использования адаптивной сетки направлена на минимизацию локальных ошибок конечно-разностной аппроксимации и общую оптимизацию всей расчетной сетки (уменьшение числа узлов). Дальнейшее совершенствование этого метода позволит резко сократить затраты машинного времени при численном исследовании пространственного обтекания тел сложной геометрии.

Помимо исследований по рационализации геометрии конечно-разностных сеток, развивается направление, объединяющее новые эффективные математические методы численного решения систем уравнений в частных производных и проблемно-ориентированные языки программирования, что позволяет с наибольшей отдачей использовать особенности архитектуры и вычислительные ресурсы новых «супер-ЭВМ».

Продолжается совершенствование численных алгоритмов решения различных задач аэродинами-



а) — обычная сетка; б) — адаптивно модифицированная сетка

Рис. 9. Пример применения метода адаптивной сетки при решении упрощенной модельной задачи

ки, обеспечивающих устойчивость и быструю сходимость итерационных процедур. Существенным вкладом в это направление являются последние работы Маккормака, относящиеся к решению сложных систем уравнений, зависящих от времени.

Одно из относительно новых направлений в вычислительной аэродинамике, начало которому было положено в 1970-х годах, образуют так называемые «многосеточные» методы, где ускорение сходимости итераций достигается путем последовательного сгущения расчетной сетки.

Появление новых ЭВМ сверхвысокой производительности приблизит «разгадку» сущности таких сложных явлений в гидродинамике, как образование и развитие турбулентности и турбулентных течений. Будет решена проблема ламинаризации об-

текания тел. Основные направления развития макроскопической гидродинамики достигнут стадии завершенности, позволяющей начать более фундаментальное изучение газовых потоков с использованием микроскопических или молекулярных моделей, учитывающих корпускулярную структуру газа. Получит новый импульс динамика разреженных газов, перед которой стоит немало практических задач аэротермодинамики. Возможность использования полных уравнений, описывающих динамику крупномасштабных структур, позволит успешно решать проблемы физики атмосферы и астрофизики. Ближайшие десятилетия могут дать ответ на многие вопросы, касающиеся физических основ различных форм движения жидкости и газов.

Референт Б. П. Круглов.

УДК 629.7.015.3.03

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ В ОБЛАСТИ АЭРОДИНАМИКИ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ*

Фирмой Дуглас на собственные средства и по контракту с НИЦ им. Лэнгли проведен анализ потенциальных технических усовершенствований в различных областях, связанных с созданием в будущем сверхзвуковых пассажирских самолетов нового поколения (Advanced Supersonic Transport — перспективный СПС). Ниже изложены результаты последнего этапа восьмилетней программы исследований применительно к одной из схем СПС, на основе которой дается оценка эффективности отдельных технических решений и их совместной реализации. Схема СПС приведена на рис. 1. Благодаря использованию рассмотренных ниже технических усовершенствований этот самолет по сравнению с самолетом «Конкорд» должен иметь на 3870 км большую максимальную дальность полета и на 63% меньший расход топлива на каждый место-километр.

* Rowe W. T., Welge H. R., Johnson E. S., Rochte L. S. Advanced supersonic transport propulsion and configuration technology improvements. AIAA Paper N 81-1595.

Основные характеристики перспективного СПС (AST), исследуемого фирмой Дуглас

Взлетный вес	340 тс
Площадь крыла	930 м ²
Форма крыла в плане	стреловидная (arrow wing) с изломом передней кромки
Число мест	350
Крейсерское число М	2,2
Крейсерское аэродинамическое качество	10,3
Дальность полета	10 250 км
Двигатели	4 DB/VCE (техническая готовность в 1984 г.)
Удельный расход топлива на крейсерском режиме	1,275 кгс/кгс·ч
Максимальная тяга одного двигателя	26 600 кгс
Уровень шума	удовлетворяет требованиям FAR 36 (вторая редакция)
Материалы конструкции	78% — титановые сплавы, 22% — алюминиевые сплавы и композиционные материалы
Длина взлетной дорожки	3360 м
Длина посадочной дорожки	1785 м

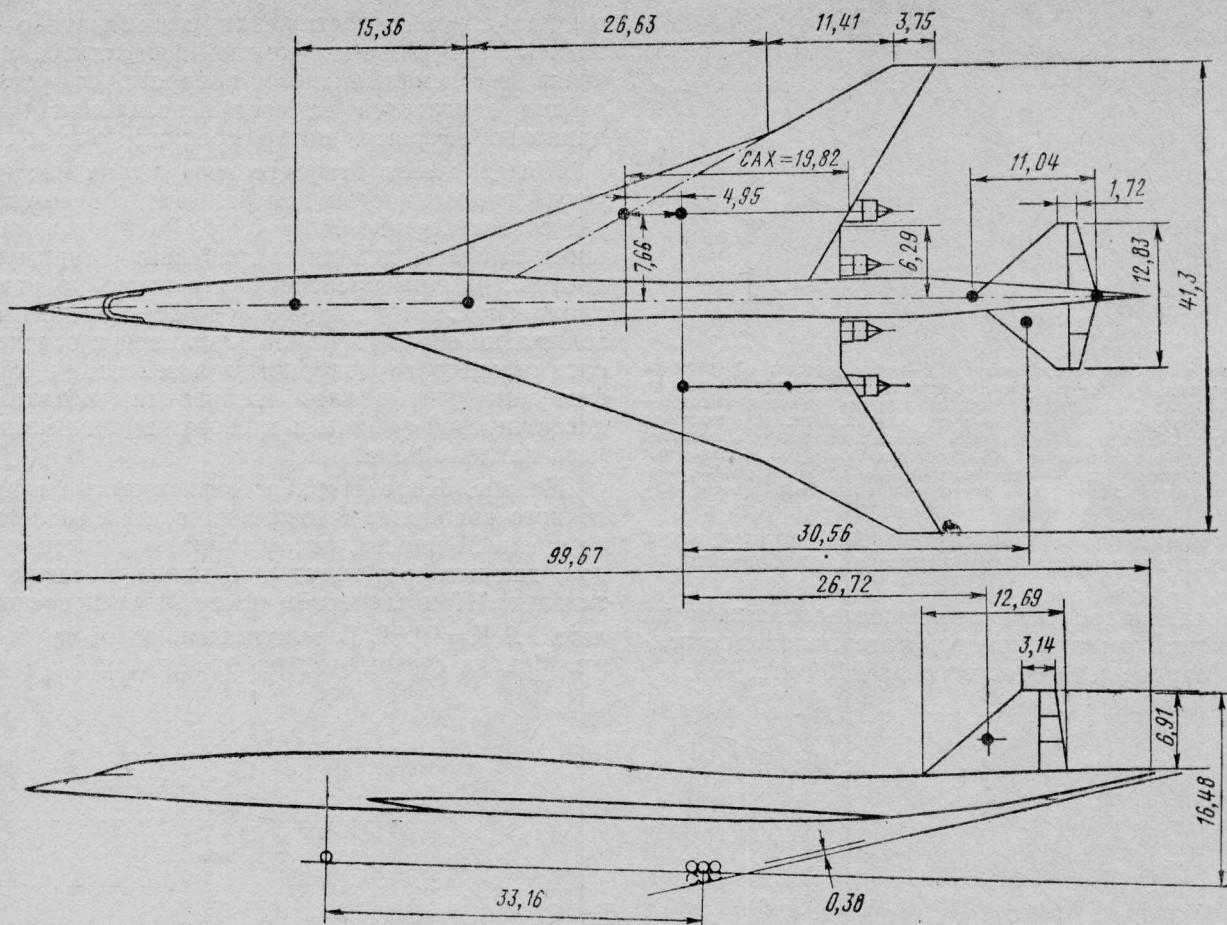


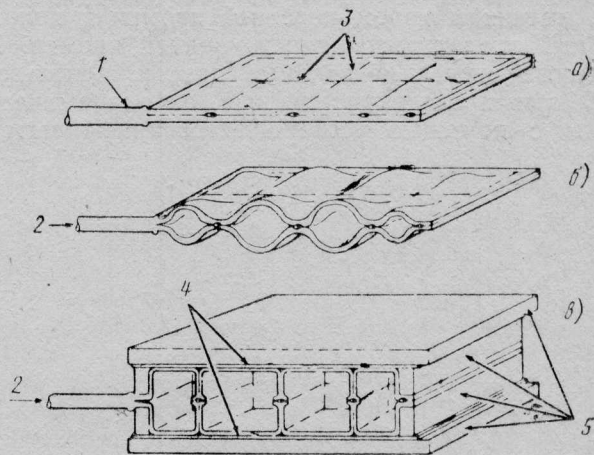
Рис. 1. Схема СПС Макдоннелл Дуглас AST с четырьмя ТРДД GE21/J11 (размеры в метрах)

Фирмой Дуглас проведены исследования по выбору материалов конструкции планера СПС, удовлетворяющих требованиям к температуростойкости и длительности срока службы, связанным с условиями полета со сверхзвуковой скоростью. Как показали результаты исследований, существенный эффект может быть получен при использовании углепластиков и многослойных титановых конструкций, изготовленных путем сверхпластического формования и диффузионной сварки (СПФ/ДС).

Технологическая схема процесса СПФ/ДС показана на рис. 2. После предварительного свободного формования заготовка из двух титановых листов, определенным образом секционированных линиями точечной сварки, помещается в пресс-форму, где под действием газа высокого давления и высокой температуры выполняются окончательное сверхпластическое формование титанового заполнителя и его соединение с листами обшивки. Благодаря сверхпластичности титанового сплава этот технологический процесс обеспечивает получение трехслойных панелей с весьма малыми зазорами в местах соединения обшивки и заполнителя. За счет рационального выбора конфигурации ячеек заполнителя процесс СПФ/ДС позволяет создавать трехслойные панели, оптимизированные по критическим условиям нагружения. Применение таких панелей позволит существенно снизить вес и стоимость изготовления тех элементов конструкции, которые работают в условиях высоких температур и агрессивных сред.

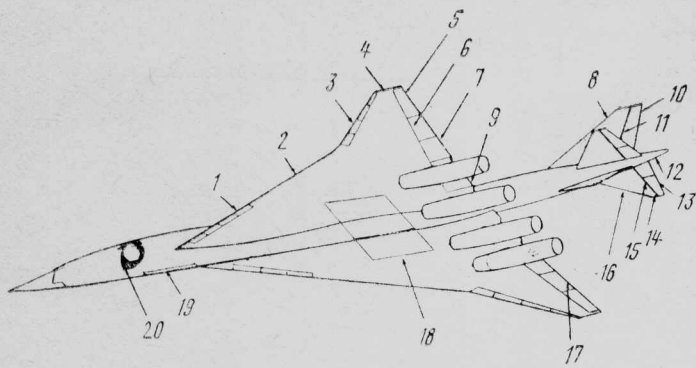
Исследования показали также, что углепластики, применяющиеся в настоящее время в серийном производстве дозвуковых транспортных самолетов, могут быть использованы и в конструкции СПС. На рис. 3 указаны 20 элементов конструкции СПС, в которых алюминиевые сплавы могут быть заменены композиционными материалами.

Общий вес этих элементов составляет 16% веса



а—листы заполнителя до СПФ; б—после предварительного формования; в—после СПФ и ДС.
1—трубка для подачи газа высокого давления; 2—газ высокого давления; 3—линии роликовой сварки; 4—листы обшивки; 5—элементы пресс-формы

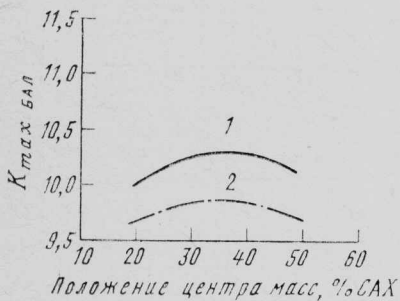
Рис. 2. Схема процесса изготовления трехслойной панели из титанового сплава с применением сверхпластического формования и диффузионной сварки (СПФ/ДС)



1—центральные секции предкрылков; 2—носки крыла; 3—внешние секции предкрылков; 4—законцовки крыла; 5—элероны; 6—хвостовая часть крыла; 7—внешние секции закрылков; 8—носик киля; 9—внутренние секции закрылков; 10—руль направления; 11—хвостовая часть киля; 12—хвостовой обтекатель фюзеляжа; 13—руль высоты; 14—законцовки стабилизатора; 15—хвостовая часть стабилизатора; 16—носик стабилизатора; 17—интерцепторы (не показаны); 18—створки ниши главного шасси; 19—створки ниши носового шасси; 20—настил и несущая конструкция пола

Рис. 3. Элементы конструкции самолета AST, которые могут быть изготовлены с применением композиционных материалов

планера самолета, и за счет использования в их конструкции композиционных материалов достигается суммарное снижение веса на 2400 кгс.



1—с мотогондолами; 2—без мотогондол
Рис. 4. Влияние центровки на аэродинамическое качество при $M=2,2$

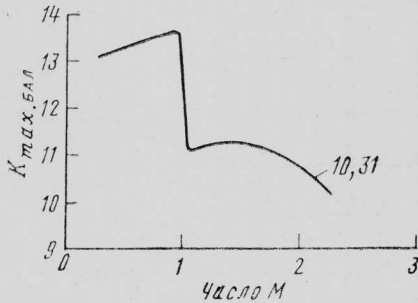
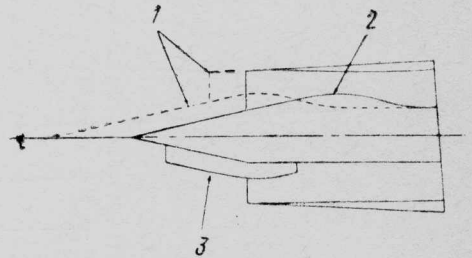


Рис. 5. Зависимость максимального балансирующего аэродинамического качества от числа M



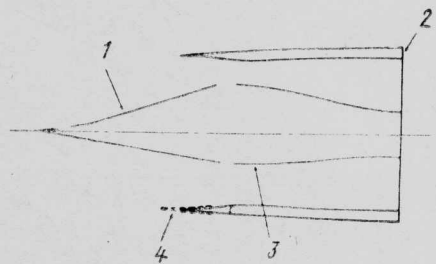
1—взлет; 2—крейсерский полет; 3—обечайка центрального тела на трансзвуковых режимах полета

Рис. 6. Схема воздухозаборника смешанного сжатия с подвижным центральным телом

В результате проведенных в 1975 г. испытаний моделей в аэродинамических трубах была подтверждена возможность получения при $M_{крейс}=2,2$ высокого аэродинамического качества компоновки СПС со стреловидным крылом малого удлинения, имеющим излом передней кромки и положительный угол стреловидности задней кромки. Полученные экспериментальные данные использовались при проведении анализа аэродинамической схемы с помощью усовершенствованных методов

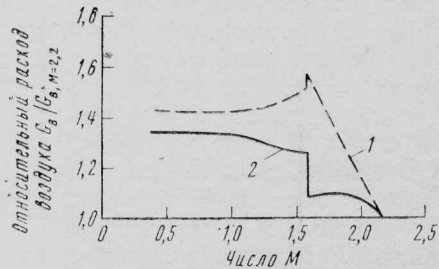
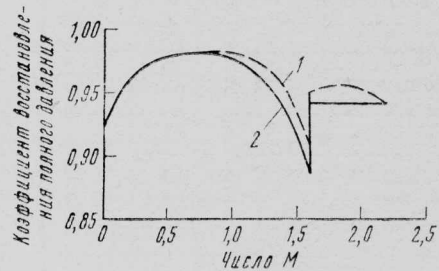
для испытания модели самолета с целью подтверждения этого значения K .

Как показали исследования фирмы Дуглас,



1—положение при крейсерском полете; 2—плоскость входа в двигатель; 3—положение при $M < 1,6$; 4—положение передней кромки при взлете

Рис. 7. Схема воздухозаборника смешанного сжатия с регулируемой толщиной двухконусного центрального тела ($M_{расч}=2,2$)



1—воздухозаборник с регулируемой толщиной центрального тела; 2—воздухозаборник с подвижным центральным телом
Рис. 8. Сравнение характеристик воздухозаборников смешанного сжатия

осесимметричный воздухозаборник смешанного сжатия является оптимальным для $M=2,2$. Наиболее тщательно были изучены две схемы воздухозаборников такого типа: с подвижным центральным телом (рис. 6) и с регулируемой толщиной двухконтурного центрального тела (рис. 7).

В первой схеме осевое положение центрального тела регулируется в функции числа M в диапазоне $1,6 < M < 2,2$. Передний конус центрального тела может втягиваться внутрь для обеспечения дополнительного поступления воздуха на режимах полета при $M < 1,6$.

Передняя поверхность центрального тела воздухозаборника второй схемы на крейсерском режиме образуется двумя конусами с углами раскрытия 9° и $17,5^\circ$ (рис. 7), что соответствует наилучшим условиям восстановления полного давления перед входом в двигатель. Положение сечения, разделяющего входную и диффузорную части центрального тела, выбрано с таким расчетом, чтобы путем уменьшения диаметра центрального тела на нерасчетных режимах ($1,6 < M < 2,2$) можно было поддерживать сверхзвуковой режим течения в воздухозаборнике.

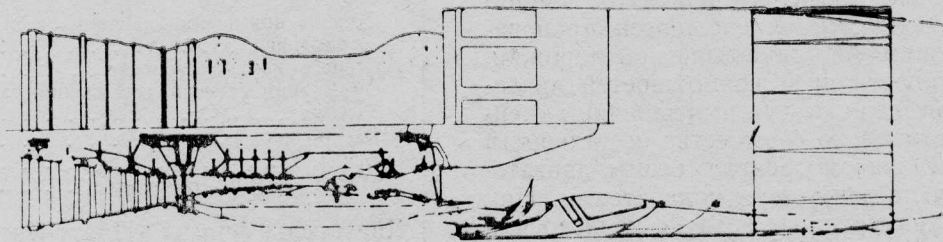
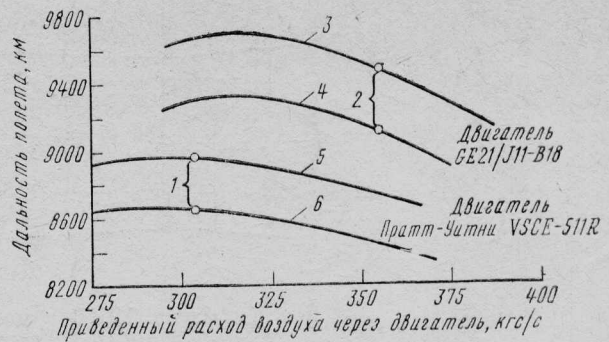


Рис. 10. Схема ТРДД с малой степенью двухконтурности Pratt-Уитни LBE-431R

Коэффициенты восстановления давления и расхода воздуха в воздухозаборниках обоих типов при различных числах M набегающего потока приведены на рис. 8. При крейсерской скорости полета коэффициенты восстановления давления в обоих воздухозаборниках одинаковы. На нерасчетных режимах полета воздухозаборник с расширяющимся центральным телом обладает более высокой пропускной способностью и более широкими возможностями согласования воздухозаборника и двигателя, чем воздухозаборник с осевым перемещением центрального тела. Кроме того, система отсоса воздуха в этом воздухозаборнике проще и позволяет обойтись меньшим числом приводов подвижных частей.

Проведены исследования совместной работы воздухозаборников обоих типов с двигателями Джeneral Электрик GE21/J11-B18 и Pratt-Уитни VSCE-511R. На рис. 9 приведены результаты расчетов дальности полета. Воздухозаборник с регулируемым диаметром центрального тела обеспечивает на 270—340 км большую дальность полета в основном благодаря меньшему весу и более простой системе отсоса пограничного слоя.

Проведенная в 1978 г. оценка ТРДД с малой степенью двухконтурности для СПС позже была скорректирована с учетом требований технической готовности к 1984 г., допускающих использование прогнозируемого до этого года прогресса в области



○ — при расчетных расходах воздуха; 1 — $\Delta G_{\text{пуст}} = 1240$ кгс; $\Delta L = 268$ км; 2 — $\Delta G_{\text{пуст}} = 1690$ кгс; $\Delta L = 341$ км; 3 — воздухозаборник с регулируемой толщиной центрального тела (без форсажа); 4 — воздухозаборник с регулируемой толщиной центрального тела (с форсажем); 5 — воздухозаборник с подвижным центральным телом; 6 — воздухозаборник с подвижным центральным телом

Рис. 9. Зависимость дальности полета самолета АСТ от типов двигателя и воздухозаборника (взлетный вес 320 тс, вес платной нагрузки 20,9 тс)

материалов, характеристик компонентов двигателей, повышения температур выхлопных газов и улучшения систем охлаждения, что должно способ-

ствовать уменьшению удельного расхода топлива и веса двигателя. Анализ различных схем двигателей показал, что наибольшие перспективы обеспечения технической готовности к 1984 г. имеет ТРДД с малой степенью двухконтурности. Фирмами Pratt-Уитни и Джeneral Электрик были исследованы две схемы двигателей такого типа. Схема двигателя фирмы Pratt-Уитни LBE-431R показана на рис. 10. Его характеристики следующие:

Степень повышения давления в вентиляторе	3,5
Степень двухконтурности	0,2
Суммарная степень повышения давления	16,6
Расход воздуха	326 кгс/с
Вес	5890 кгс
Максимальный диаметр	2,11 м

Двигатель имеет сужающееся-расширяющееся сопло с небольшим центральным телом и шумоглушители, убирающиеся в корпус эжектора.

Схема двигателя Джeneral Электрик GE21/J10-B7 (сокращенно GE-B7) представлена на рис. 11. Он имеет следующие характеристики:

Степень повышения давления в вентиляторе	4
Степень двухконтурности	0,07
Суммарная степень повышения давления	17,4
Расход воздуха	350 кгс/с
Вес	6420 кгс
Максимальный диаметр	2,17 м

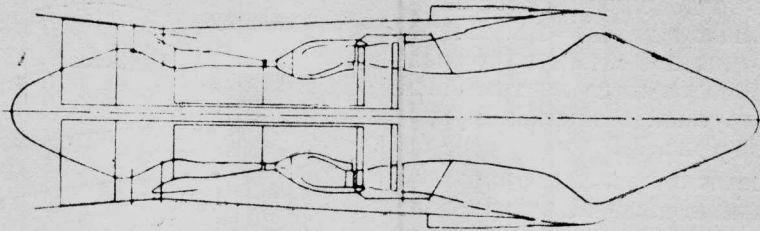


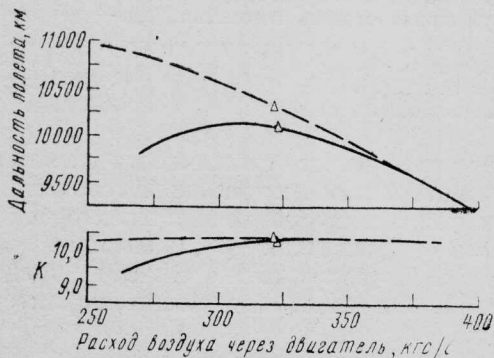
Рис. 11. Схема ТРДД с малой степенью двухконтурности Дженерал Электрик GE21/J10-B7

Для выхлопной системы этого двигателя характерны большие размеры центрального тела и использование убираемых в него устройств глушения шума струи.

Исследования по проблеме компоновки двигателей на самолете проводились с учетом требований по шуму FAR 36 (вторая редакция). Длина взлетной дорожки не должна превышать 3300 м. Двигатель должен иметь 10%-ный запас тяги для режима набора высоты при $M=1,6$. Окончательный выбор размеров двигателя делается с учетом требований к максимальной дальности полета. Минимальные поперечные размеры двигателя (минимальный расход воздуха) определяются требованиями к уровню шума и длине взлетной дорожки.

Наилучшей иллюстрацией возможностей двигателей являются обеспечиваемые ими величины крейсерского аэродинамического качества и дальности полета. На рис. 12 рассмотренные схемы двигателей сравниваются по этим двум показателям. При выбранном секундном расходе воздуха крейсерский режим работы двигателя LBE-431R близок к условиям максимальной дальности полета, в то время как для двигателя GE-B7 эти условия достигаются при существенно меньших расходах воздуха. Это свидетельствует о возможности улучшения характеристик двигателя в случае применения более эффективных шумоглушителей.

Обе ведущие двигателестроительные фирмы США по заданию NASA на протяжении ряда лет проводят исследования различных схем двигателей изменяемого цикла (ДИЦ). В настоящее время после завершения исследований по отдельным агрегатам двигателей, изучения статических и акустических характеристик планируется проведение



△ — при расходе воздуха, выбранном с учетом требований по шуму при взлете; — двигатель GE21/J10-B7; — двигатель LBE-431R

Рис. 12. Сравнение характеристик самолета AST с двумя типами ТРДД с малой степенью двухконтурности

программ экспериментальных исследований. Одной из основных особенностей этих двигателей является использование эффекта уменьшения шума выхлопной струи за счет перевернутого профиля скоростей на срезе соосного двухконтурного сопла. Планируется проверка эффективности этого метода шумоглушения в полете.

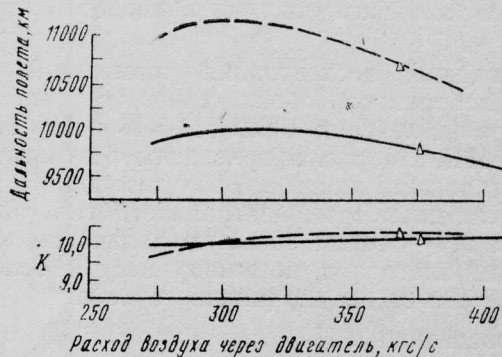
Двигатель фирмы Дженерал Электрик GE21/J11-B18B относится к типу двигателей DB/VCE (double-bypass variable-cycle engine) с двухступенчатым регулированием степени двухконтурности. Он имеет следующие характеристики:

Степень повышения давления в вентиляторе	3,7
Степень двухконтурности	0,4
Суммарная степень повышения давления	17,3
Расход воздуха	353 кгс/с
Вес	5510 кгс
Максимальный диаметр	1,98 м

Двигатель фирмы Пратт-Уитни VSCE-511R с регулируемым потоком (variable-stream control engine) имеет следующие характеристики:

Степень повышения давления в вентиляторе	3,3
Степень двухконтурности	0,85
Суммарная степень повышения давления	13,6
Расход воздуха	380 кгс/с
Вес	6300 кгс
Максимальный диаметр	2,15 м

Параметры обоих двигателей рассчитаны исходя из их технической готовности в 1984 г. На рис. 13 сравниваются летные характеристики СПС с этими двигателями. При оптимальном расходе воздуха двигатель GE-B18B обеспечивает даль-



— двигатель GE21/J11-B18B; — двигатель VSCE-511R; △ — при расходе воздуха, выбранном с учетом требований по шуму

Рис. 13. Сравнение характеристик самолета AST с двигателями изменяемого цикла

Таблица

Сравнение экономических показателей дозвуковых и сверхзвуковых пассажирских самолетов

Самолет	Число мест	Коэффициент загрузки	Маршрутная скорость, км/ч	Годовое использование, часы	Средний доход от эксплуатации, цент/место-км	Среднегодовой доход на один самолет, млн. долл.
DC-10	270	0,55	844	4000	8,52	43
DC-10 (авиакомпания Лейкер)	345	0,75	844	4000	4,98	43
„Конкорд“	100	0,85	1865	2900	28,8*	132
Макдоннелл-Дуглас AST	300	0,55	2035	3600	15,2	184

* При 12%-ной надбавке к стоимости авиабилетов.

ность полета 11 100 км, но из-за ограничений по шуму при взлете она уменьшается до 10 640 км.

В течение длительного периода фирмой Дуглас проводятся исследования по созданию эффективных механических шумоглушителей для ТРДД с малой степенью двухконтурности. В последнее время летные испытания, проводимые в связи с этими исследованиями, выполняются на самолете HS.125. В этих исследованиях принимают участие фирмы Роллс-Ройс, Бритиш Аэроспейс, английский институт RAЕ и NASA. Достигнутый уровень снижения шума при взлете характеризуется величинами 16 EPN дБ сбоку от ВПП и 12 EPN дБ при наборе высоты. Потери тяги из-за шумоглушения при взлете составляют 5%.

На рис. 14 и 15 рассмотренные выше четыре двигателя сопоставляются по уровням взлетного шума для 4-двигательного СПС, схема которого показана на рис. 1. Треугольные метки соответствуют выбранным исходя из требований по шуму величинам расхода воздуха (тяги) при взлете. На трех из этих двигателей применены различные способы шумоглушения. Например, в двигателе LBE-431R акустическая облицовка имеется на стенках каналов обоих контуров, тогда как в двигателе GE-B18B — только на стенках внешнего контура. В связи с достаточно высокими уровнями шума при наборе высоты (рис. 15) для удовлетворения требований FAR 36 необходимы поиски путей более рационального сочетания уровней шума, создаваемых в контрольных точках сбоку от ВПП и под трассой набора высоты. Как показывают оценки, таким образом может быть достигнут общий уровень шума 108 EPN дБ.

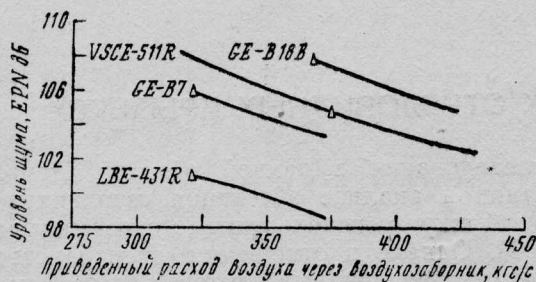
В настоящее время продолжаются изыскания как по совершенствованию обоих методов шумоглушения (использование перевернутого профиля

скоростей в соосных выхлопных струях и применение механических шумоглушителей), так и по их совместному использованию. Важная роль в этих исследованиях отводится летным испытаниям, которые должны дать оценку масштабных эффектов и влияния скорости полета на генерацию и восприятие шума.

Другой путь решения проблемы снижения шума в окрестности аэропорта связывают с применением специальных приемов пилотирования при взлете и посадке, предусматривающих выбор траектории, а также программ изменения тяги, угла отклонения закрылков и угла атаки. Как показали исследования фирмы Дуглас, путем изменения траектории и процедуры выполнения взлета можно достичь снижения шума сбоку от ВПП и при наборе высоты примерно на 6 EPN дБ (рис. 16).

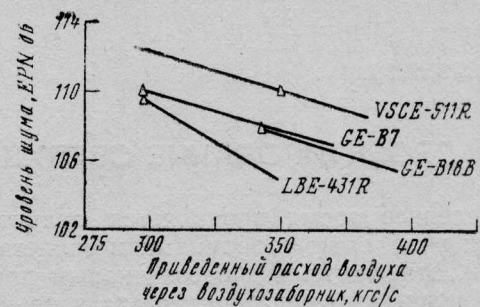
В новой процедуре взлета предусматриваются ускоренный разбег, отрыв носового колеса при более высокой скорости (на 18 км/ч), уборка закрылков одновременно с уборкой шасси, набор высоты при индикаторной скорости 463 км/ч. В случаях, когда этот путь невозможен, аналогичный эффект может быть получен за счет использования уменьшения уровня тяги двигателей, спроектированных с увеличенным на 20% расчетным значением расхода воздуха (рис. 17). Однако при этом снижение шума на 5 EPN дБ достигается ценой уменьшения дальности полета на 8%.

Самолет AST, как и «Конкорд», рассчитан на межконтинентальные пассажирские перевозки, но будет иметь значительно большую дальность полета, окончательная величина которой определяется выбором двигателя и количеством пассажирских мест (рис. 18). В основном варианте число мест в салоне не одного класса равно 308, в салоне одно-



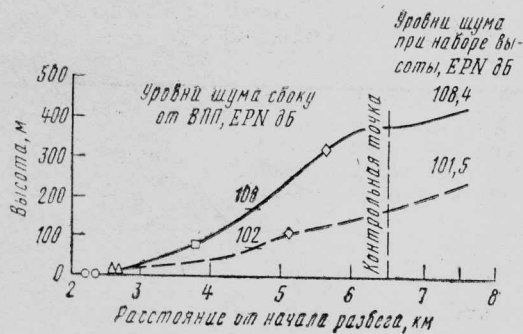
△ — при выбранных расходах воздуха

Рис. 14. Уровни шума сбоку от ВПП для самолета AST с различными двигателями



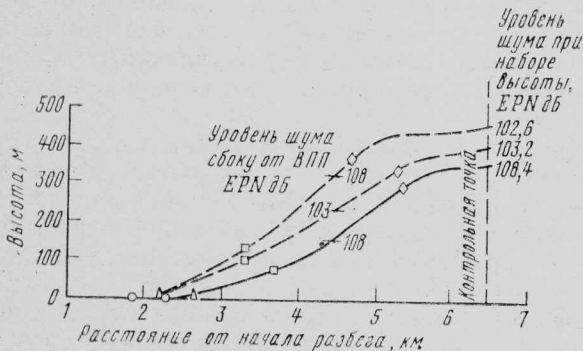
△ — при выбранных расходах воздуха

Рис. 15. Уровни шума при наборе высоты для самолета AST с различными двигателями ($M=0,33$)



○ — отрыв от ВПП; △ — высота 10,5 м; □ — уборка шасси и закрылков; ◇ — уменьшение тяги; — — — — — обычная процедура взлета; - - - - - улучшенная процедура взлета

Рис. 16. Улучшенная процедура выполнения взлета (двигатель GE21/J11-B18B, $\delta_{\text{закр}}=20^\circ$, $G_{\text{взл}}=450$ тс)

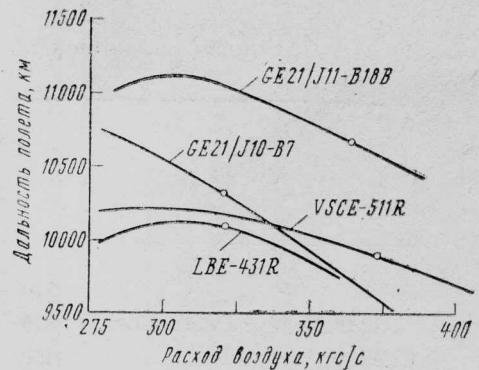


○ — отрыв от ВПП; △ — высота 10,5 м; □ — уборка шасси; ◇ — уменьшение тяги; — — — — — обычный двигатель; - - - - - двигатель с увеличенным на 20% максимальным расходом воздуха

Рис. 17. Снижение уровня шума за счет увеличения максимальной расчетной величины расхода воздуха через двигатель (уровень шума измеряется при высоте 10,5 м; $\delta_{\text{закр}}=20^\circ$).

го класса — 350. Такой самолет может эксплуатироваться на большинстве дальних маршрутов международных авиалиний, в частности на тех, которые проходят над обширными акваториями Тихого океана.

По оценкам фирмы Дуглас, прямые эксплуатационные расходы (ПЭР) для 350-местного самолета AST на маршрутах протяженностью порядка 8300 км будут лишь на 3% превышать ПЭР для 270-местного широкофюзеляжного дозвукового самолета DC-10-30. Что касается полных эксплуатационных расходов, то вследствие значительно меньшего времени перелета они станут даже на 6%



○ — при расходах воздуха, выбранных с учетом требований по шуму

Рис. 18. Сравнение дальностей полета самолета AST с двигателями различных типов ($G_{\text{взл}}=340$ тс, 308 пассажирских мест, воздухозаборник с изменяемой толщиной центрального тела, усовершенствованные материалы и технология)

меньше, чем у самолета DC-10-30, в широком диапазоне дальностей полета (более 5300 км).

По величине транспортной производительности (числу место-километров на единицу объема затрачиваемого топлива) самолет Макдоннелл-Дуглас AST лишь на 13% хуже дозвукового DC-10-30, но более чем в 2,5 раза превосходит «Конкорд» (см. таблицу).

Более высокие, чем у дозвуковых самолетов, доходы от эксплуатации самолетов «Конкорд» являются следствием главным образом сверхзвуковой скорости полета и более высокой стоимости билетов. Самолет AST превосходит «Конкорд» по уровню доходов от перевозок пассажиров благодаря своей более высокой скорости и существенно большей пассажироместности, несмотря на примерно в 2 раза меньшую стоимость авиабилетов.

Фирмой Дуглас проведен прогностический анализ спроса на СПС в 1990—2000 гг. исходя из оптимизации структуры самолетного парка авиакомпаний, обеспечивающей максимальные прибыли от перевозок на дальних маршрутах. Анализ для 191 маршрута показал, что наиболее выгодным является смешанный парк дозвуковых и сверхзвуковых самолетов. Суммарный потенциальный объем спроса на пассажирские самолеты в 2000 г. может составить 290 СПС и 430 ДТС. Всего же, по прогнозам бюро технической оценки при конгрессе США, объем рынка СПС нового поколения к 2000 г. может достичь 400 самолетов общей стоимостью 50 млрд. долл.

Референт Б. П. Круглов.

УДК 629.735.33.025.1.01

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СВЕРХКРИТИЧЕСКИХ СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ*

В последнее время проявляется значительный интерес к проблемам аэродинамики трансзвуковых скоростей, относящимся к бескачковым профилям и сверхкритическим крыльям. Вычислительная гидродинамика является весьма эффективным средством

исследования в данной области. При проектировании и анализе обтекания сверхкритических профилей широко используются программы расчета на ЭВМ. Однако в отношении пространственного обтекания стреловидных крыльев многие математически сложные задачи остаются нерешенными.

Задача обтекания стреловидного крыла может быть сформулирована на основе использования по-

* Garabedian P. and McFadden G. Design of supercritical swept wings.

AIAA Journal, 1982, v. 20, III, N 3, p. 289—291.

тенциала скоростей φ . Слабые ударные волны учитываются введением в дифференциальное уравнение с частными производными для φ членов искусственной вязкости, которые могут быть представлены в консервативной или неконсервативной форме. Итерационные схемы численного решения соответствующих систем уравнений в конечных разностях определяются добавлением других членов, которые содержат дифференцирование по некоторому временному параметру t . Весь процесс может быть смоделирован дифференциальным уравнением в частных производных для φ следующего вида:

$$\Sigma (c^2 \cdot \delta_{jk} - \varphi_{x_j} \cdot \varphi_{x_k}) \cdot \varphi_{x_j x_k} = -h \cdot \max [M^2 - 1; 0] \times \\ \times \Sigma |\varphi_{x_j}| - \varphi_{x_k} \cdot \varphi_{x_j x_k} + \Sigma \alpha_j \varphi_{x_j t} + \beta \varphi_t,$$

где c — скорость звука, определяемая законом Бернулли; $M = |\nabla \varphi|/c$ — число M ; h — малое положительное число, связанное с размером ячеек расчетной сетки; α_j и β — коэффициенты, характеризующие итерационную схему.

Нормальная производная φ принимается равной нулю на поверхности крыла, а вихревая пелена в следе за ним моделируется линеаризованным граничным условием. Описанная краевая задача использовалась для составления машинных программ расчета трансзвукового течения за скользящим или стреловидным крылом.

Подстановкой вида $Y = y - f(x, z)$ производится преобразование расчетной области в прямоугольную

$$-1 \leq X \leq 1, 0 \leq Y \leq 1, 0 \leq Z \leq 1,$$

что удобно для вычислений. Таким образом, поверхность крыла $y = f(x, z)$ отображается на часть плоскости $Y = 0$, где X изменяется главным образом в направлении течения, а Z указывает сечение по размаху. Эта формулировка удобна для задач проектирования, требующих изменения формы крыла.

Массовые расчеты на ЭВМ для стреловидного крыла могут выполняться с использованием сетки $152 \times 10 \times 12$. При этом число итераций не превышает 200, а время счета на ЭВМ типа CRAY составляет примерно 1 мин. Подобные расчеты могут проводиться на ЭВМ типа CDC 6600.

В случае пространственного обтекания точность расчета сопротивления невелика, особенно если используется неконсервативная форма уравнения для потенциала скоростей, чтобы смоделировать эффекты пограничного слоя. Однако численный анализ распределений давления может дать физически важный критерий оценки характеристик сверхкритических крыльев, который может успешно использоваться на практике.

Из неравенства для изменения энтропии, являющегося фундаментальным для метода искусственной вязкости, может быть получена более точная формула для волнового сопротивления. Дело в том, что консервативный вид уравнения количества движения связан с энтропийным неравенством, определяющим сопротивление. Физический смысл этого результата легче всего можно понять в контексте двумерного уравнения малых возмущений:

$$-\frac{1}{2} (\varphi_x^2)_x + \varphi_{yy} = -h \cdot (\max [\varphi_x; 0] \cdot \varphi_{xx})_x.$$

При наличии скачков уплотнения в уравнение добавляется член искусственной вязкости $-h (\max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx})_x$, который выражает закон сохранения массы. Умножение на φ_x приводит к уравнению

$$-\frac{1}{3} (\varphi_x^3)_x + (\varphi_x \varphi_y)_y - \frac{1}{2} (\varphi_y^2)_x = \\ = -h \varphi_x \cdot (\max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx})_x = \\ = -h (\max [\varphi_x; 0] \varphi_x \varphi_{xx})_x + h \cdot \max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx}^2,$$

описывающему сохранение количества движения в направлении x . Однако соответствующий член искусственной вязкости $-h \varphi_x (\max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx})_x$ не может представляться в консервативной форме, поскольку даже после интегрирования по частям остается положительный вклад $h \cdot \max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx}^2$. Именно этот вклад приводит к энтропийному неравенству, подтверждая, что φ_x уменьшается при переходе через скачок.

Интегрирование уравнения количества движения показывает, что волновое сопротивление определяется двойным интегралом от $h \cdot \max [\varphi_x; 0] \varphi_{xx}^2$ по рассматриваемой области течения. В областях, где течение безвихревое, подинтегральная функция имеет порядок ширины ячейки сетки h , поэтому эти области не вносят вклада в волновое сопротивление, когда размеры ячеек уменьшаются. Однако на прямом скачке вторая производная φ_{xx} терпит разрыв. Ее центрально-разностный аналог выражается ступенчатым изменением скорости поперек скачка уплотнения, деленным на h . Подинтегральное выражение становится порядка куба интенсивности скачка уплотнения, а двойной интеграл, который характеризует потери количества движения, стремится к криволинейному интегралу по скачку.

В более общей форме выражение для коэффициента волнового сопротивления приобретает вид

$$c_{x_B} = \Sigma A h^4 \cdot \max [M^2 - 1; 0] \cdot \varphi_{ss}^2,$$

где суммирование распространяется на все узлы сетки, s — циклическая координата, измеренная в направлении течения, а A — коэффициент, зависящий от системы координат и метода построения разностных формул. Такое представление наглядно показывает, как сопротивление распределяется вдоль скачков.

Энтропийная формула для волнового сопротивления использовалась при расчете трансзвукового обтекания профилей.

Проводились серии расчетов для того, чтобы сравнить результаты расчетов с экспериментальными данными. Для крыла с профилями Уиткоума новая формула обеспечивает хорошее согласование этих данных не только при расчетных, но и при нерасчетных режимах обтекания для больших значений c_y . Расхождение между экспериментальными и теоретическими коэффициентами сопротивления оценивается значением порядка 0,001. По величине $A \cdot \max [M^2 - 1; 0] \varphi_{ss}^2$ также можно судить о положении скачка, представленного криволинейными дугами, которые характеризуют соответствующую величину сопротивления.

Использование энтропийной формулы приводит к значительному повышению точности расчета волнового сопротивления. Раньше его невозможно

было отличить от значительно более неопределенного индуктивного сопротивления, поскольку расчет основывался на интегрировании давления по поверхности крыла. Старый подход давал завышенные результаты для волнового сопротивления, поскольку неточное соблюдение закона сохранения массы вводило ошибки второго порядка в определение интенсивности скачка. Новая формула имеет третий порядок точности по интенсивности скачка, как и должно быть, поэтому она согласуется с расчетами для плоского течения, проверенными по экспериментальным данным. Она достаточно точна для использования в сочетании с программой оптимизации для проектирования стреловидных крыльев с минимальным волновым сопротивлением. Можно получить еще более точное решение за счет линейной экстраполяции на нулевой размер ячеек.

Наиболее сложной является задача проектирования стреловидных крыльев с заданными распределениями давления. При трансзвуковых скоростях трудно обеспечить пространственное бескачковое обтекание крыла. Использование метода искусственной вязкости, который может обеспечить более совершенное проектирование и уменьшение сопротивления стреловидных крыльев различных пространственных конфигураций, является альтернативой прямой минимизации сопротивления, но может использоваться вместе с оператором оптимизации для решения обратных задач теории крыла. Этот метод формулируется как задача со свободной границей, в которой скорость задается непрерывно только на части крыла. Задача со свободной границей является, по-видимому, корректно поставленной и в том случае, когда внутри поля течения могут появляться скачки, удовлетворяющие условию энтропийного неравенства.

Были составлены программы для проектирования профилей с заданным распределением давления. В случае трансзвукового течения возможны два подхода к решению этой задачи. Один из них — введение комплексных характеристических координат в плоскости годографа для получения бескачкового профиля, у которого распределение давления отличается от заданного только в сверхзвуковой зоне. Другой подход заключается в добавлении искусственной вязкости в физической плоскости,

так что скачки размазываются, а в остальной области течения расчетные данные точно соответствуют картине течения.

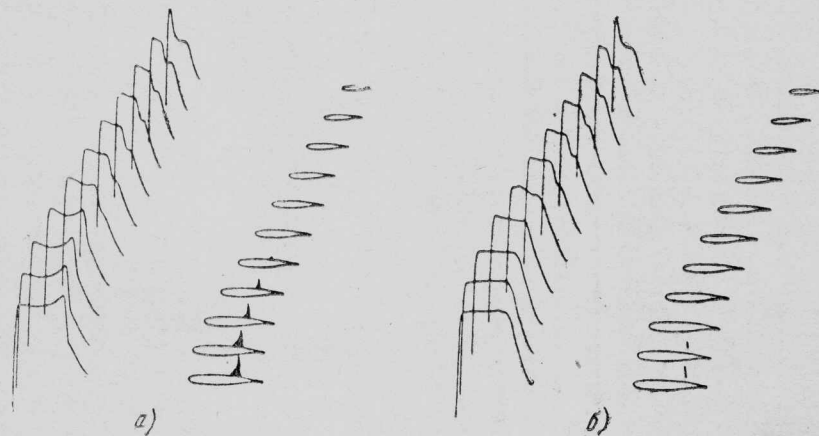
Метод годографа имеет то преимущество, что он «автоматически» определяет сверхкритические сечения крыла с малым волновым сопротивлением. При использовании метода искусственной вязкости скачки, дающие значительное волновое сопротивление, могут оставаться внутри течения, даже если распределение давления имеет гладкую форму. Для эффективного применения программ численного проектирования большое значение имеет некоторый навык в выборе задаваемого распределения давления. Определенную помощь на этапе начального выбора может оказать теория бескачковых профилей. Исключению скачков способствует задание распределения давления с пиком вблизи передней кромки крыла и плавным изменением вблизи конца сверхзвуковой зоны.

Поскольку метод годографа оказывается неподходящим для пространственного случая, для разработки программы аэродинамического проектирования сверхкритических стреловидных крыльев используется метод искусственной вязкости.

Во избежание трудностей, связанных с получением замкнутых, не самопересекающихся профилей, задача формулируется со свободной границей, при этом давление p или скорее скорость $q = |\nabla\varphi|$ задается только на части поверхности крыла. Пусть $y = f(x, z)$ — уравнение для этой поверхности, φ — потенциал скорости соответствующего течения с заданной скоростью на бесконечности, $y = f_0(x, z)$ характеризует предельную поверхность, которая ограничивает контуры крыла изнутри, и пусть $q_0(x, z)$ определяет заданное распределение скоростей. Для задачи проектирования необходимо, чтобы условие $f(x, z) \geq f_0(x, z)$ выполнялось всюду в предположении, что значения $y > f(x, z)$ определяют область течения. Кроме того, необходимо, чтобы условие на свободной границе

$$Q(f, f_x, f_z) = q_0^2(x, z) - q^2(x, z) = 0$$

выполнялось всюду, где справедливо строгое неравенство $f(x, z) > f_0(x, z)$. Можно видеть, что эти



a — исходное крыло: $c_{x\Sigma} = 0,0062$, $c_{xB} = 0,0029$; b — после оптимизации формы крыла:
 $c_{x\Sigma} = 0,0052$, $c_{xB} = 0,0016$

Распределение давления и скачки на верхней поверхности стреловидного крыла ($M=0,8$; $c_y=0,58$)

требования определяют крыло, на поверхности которого заданные значения q_0 скорости учитываются только в зонах, где они достаточно велики. В результате выявляется участок поверхности крыла, на котором нежелательные скачки давления могут быть сглажены.

Описанная задача со свободной границей может решаться численно с помощью итерационной схемы, обобщающей схему, которая успешно применялась для решения аналогичных задач магнито-гидродинамики.

На основе описанной методики была составлена программа для ЭВМ. Опыт расчетов свидетельствует о хорошей сходимости итераций. Скорость сходимости может быть увеличена путем фиксации значений c_y во всех сечениях крыла при одновременном варьировании местных углов атаки и крутки крыла.

Данная программа является эффективным средством практического решения инженерных за-

дач. Она может применяться подобно методам исследований в аэродинамических трубах, обеспечивая получение информации, необходимой для достижения сверхкритического течения только со слабыми скачками уплотнения при низком уровне волнового сопротивления. В качестве примера применения программы была сделана попытка реализовать сверхкритическое течение в прикорневой области стреловидного крыла, составленного из бескачковых профилей. На рисунке показаны распределение давления и ударные волны на верхней поверхности крыла до и после использования программы проектирования. Скачки представлялись с помощью криволинейных дуг, уменьшение высоты которых характеризует соответствующее снижение величины сопротивления. Влияние мотогондол и фюзеляжа может быть учтено в расчетах путем наложения дополнительного линейаризованного граничного условия.

Референт А. И. Плоцкий.
Редактор Б. П. Круглов.

„ТИ“ ОНТИ ЦАГИ, 1982, № 20, 1—28.

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

Технический редактор В. Н. Добровольская

Корректор И. И. Паскалов

Сдано в набор 31.08.82.
Высокая печать.

Подписано в печать 12.11.82.
Бум. л. 1,75.

Формат бумаги 60×90¹/₈.
Усл. печ. л. 3,5.

Типографская № 1.
Уч.-изд. л. 4,34.

Тираж 2607 экз.

Литературная гарнитура.
Цена 70 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 1644.