



# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Проблемы разработки винтовентиляторных двигателей для транспортных самолетов . . . . .	1
Актуальные проблемы и перспективные направления исследований в области аэродинамики в Англии . . . . .	10
Проблемы разработки двигателей для будущих боевых самолетов . . . . .	22

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ  
ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33.03

## ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ\*

Все указывает на то, что темпы развития гражданской авиации в ближайшем будущем останутся высокими. В сложившейся ситуации с высокими эксплуатационными расходами, чрезмерным объемом перевозок и острой конструкцией, обусловленными повышением стоимости топлива, «дерегулированием» авиаперевозок, экономическим спадом, появляются некоторые признаки улучшения положения. Стоимость топлива стабилизируется. Принимаются усилия для восстановления прибыльности путем снижения эксплуатационных расходов и увеличения эффективности перевозок. Долгосрочная перспектива увеличения перевозок и потребностей в самолетах во всем мире обнадеживает, так как в течение следующих 10 лет потребуется новых самолетов примерно на 112 млрд. долл. (по курсу 1982 г.). Эта оценка отражает предполагаемый ежегодный прирост приблизительно 7%, что соответствует примерно 4000 новых самолетов, включая те, которые рассчитаны для замены более старых.

На рис. 1 показаны перспективы роста всего парка гражданских реактивных самолетов, а также изменение распределения самолетного парка по типам самолетов в соответствии с изменением уровня техники. Самолеты современного уровня техники включают самолеты с обычным и широким фюзеляжем, сертифицированные до 1982 г. Самолеты нового уровня техники включают самолеты 767 и А310 (широкий фюзеляж) и 757 (обычный фюзеляж) и все будущие модели, сертифицированные в 1982 г. или позднее.

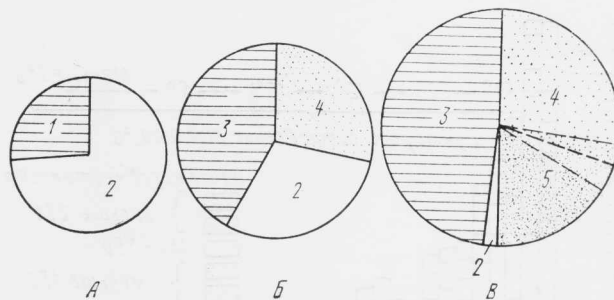
Очевидно, что к 1992 г. большинство современных самолетов с обычным фюзеляжем будут заменены дополнительными широкофюзеляжными самолетами и новыми самолетами с обычными (узкими) фюзеляжами (757 и, возможно, новая модель на 150 мест) и в дальнейшем парк будет состоять в основном из широкофюзеляжных самолетов и новых узкофюзеляжных самолетов. К 2000 г. около двух третей мирового парка составят самолеты малой и средней дальности, при-

чем около 4000 из них будут самолетами с обычным фюзеляжем. Вместимость этих самолетов будет менее 200 пассажиров. Сюда входят самолеты 757 приблизительно на 180 мест, новая модель на 150 мест, представляющая интерес для конца 1980-х годов, и самолеты вместимостью 100 и 120 пассажиров. Полагают, что новые самолеты с малой вместимостью не будут играть на рынке существенной роли до конца 1990-х годов.

Именно в этом видна возможность использования самолетов с турбовинтовентиляторными двигателями (ТВВД) при малой дальности и небольшой интенсивности движения.

Количество самолетов, необходимых для этих целей, весьма предположительно. На рис. 2 показано распределение спроса на располагаемые место-километры в зависимости от дальности полета и размеров самолета на 1982 г. Преобладающий спрос соответствует дальностям менее 3150 км, причем, как ожидается, распределение спроса существенно не изменится до конца века. Если это изменение произойдет, то вполне вероятно, что будет наблюдаться тенденция к еще большему увеличению спроса на самолеты малой дальности.

Как и следовало ожидать, распределение потребления топлива в мире в зависимости от дальности



А — 5600 самолетов, 1982 г.; Б — 6700 самолетов, 1992 г.; В — 8200 самолетов, 2002 г.

1 — современные самолеты с широким фюзеляжем; 2 — современные самолеты с обычным фюзеляжем; 3 — современные и новые самолеты с широким фюзеляжем; 4 — новые самолеты с обычным фюзеляжем (150–200 мест); 5 — менее 150 мест

Рис. 1. Перспективы развития парка реактивных самолетов в капиталистических странах

\* Booth M. A., Ledbetter G. E., Gratzner L. B. Advanced turboprop transport development a perspective. ICAS—82—1.8.2.

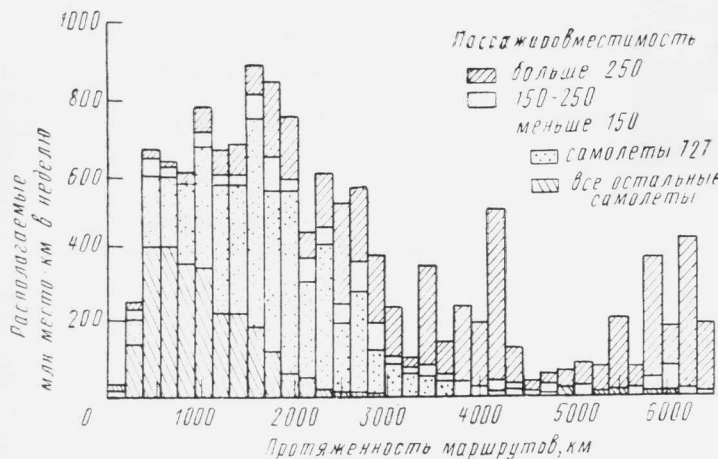


Рис. 2. Современное распределение объема пассажирских авиаперевозок

аналогично распределению спроса на располагаемые место-километры. На рис. 3 показано, что от 70 до 75% общего расходуемого топлива в гражданской авиации приходится на маршруты малой и средней дальности, причем более половины реактивного топлива в мире расходуется на маршруты короче 1850 км. Хорошо известно, что со введением эмбарго на нефть в 1973 г. стоимость топлива стала основной составляющей прямых эксплуатационных расходов (ПЭР). Средняя величина ПЭР для внутренних авиалиний США возросла на 160% в период с 1972 по 1978 г. вследствие роста цен на топливо. Расходы на топливо, которые были относительно стабильными до 1972 г., возросли почти на 170% к 1978 г., в то время как все другие расходы увеличились только на 26%. Расходы на топливо в настоящее время составляют около 54% ПЭР по сравнению с 25% в 1972 г. Хотя маловероятно, что вновь произойдет резкое увеличение расходов на топливо, имевшее место в последнее десятилетие, критерий топливной эффективности останется важнейшим при проектировании самолетов в обозримом будущем.

Исходя из перспектив роста парка реактивных самолетов с точки зрения потребления топлива можно сделать вывод, что применение ТВВД будет оправдывать себя на самолетах, рассчитанных на малую дальность полета и малую интенсивность перевозок. Самолеты с двумя ТВВД имеют

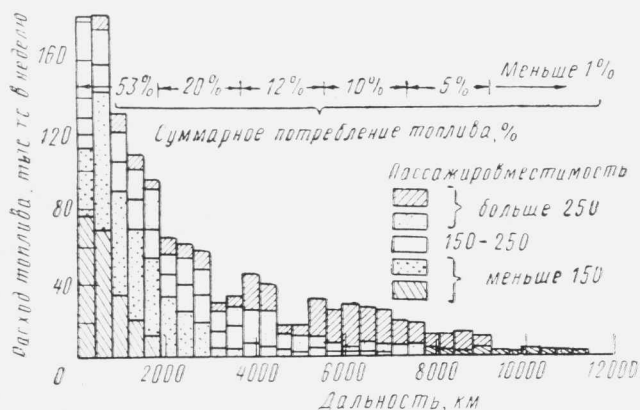


Рис. 3. Распределение потребления топлива на регулярных авиалиниях мира

высокую топливную эффективность при наборе высоты и крейсерском полете и хорошие эксплуатационные характеристики. В сочетании с другими техническими новшествами, которые будут использоваться в 1990-е годы, усовершенствованный высокооборотный воздушный винт, соединенный с вновь разработанным турбовальным двигателем, является наиболее эффективным вариантом силовой установки самолетов для этого сектора рынка.

К концу 1980-х годов количество топлива, расходуемого на пассажирское место на маршрутах протяженностью порядка 925 км, вероятно, снизится до уровня, близкого к 18 кгс (рис. 4). К середине 1990-х годов перспективные ТВВД могут дать значительное увеличение экономичности перевозок.

На рис. 5 приведено сравнение различных усовершенствований с точки зрения экономии топлива для самолетов малой и средней дальности на 100—150 пассажиров с ТРДД. Эти результаты исследований будут внедряться постепенно по мере завершения их разработки, но в целом речь идет о самолетах, рассчитанных на ввод в эксплуатацию в 1990-х годах. Перспективный ТВВД может дать уменьшение расхода топлива на 18—20%, что значительно превысит эффект от других технических усовершенствований данного десятилетия.

Выигрыш в 9% за счет аэродинамики обеспечивается лучшей профилировкой сочленения крыла с фюзеляжем, а также применением усовершенствованных аэродинамических профилей. Около 6,5% выигрыша получается благодаря использованию активного продольного управления для уменьшения размеров горизонтального оперения и снижения сопротивления и системы уменьшения нагрузок на крыло, позволяющей снизить его вес.

Новые самолетные системы повысят топливную эффективность на 8% благодаря использованию бортового электронного оборудования для оптимизации профиля полета и управления воздушным движением для уменьшения веса систем, расходов топлива и уменьшения требуемого резервного запаса топлива. Кроме того, применение эффективных систем контроля параметров окружающей среды позволит снизить весовые требования и оптимизировать условия работы двигателей.

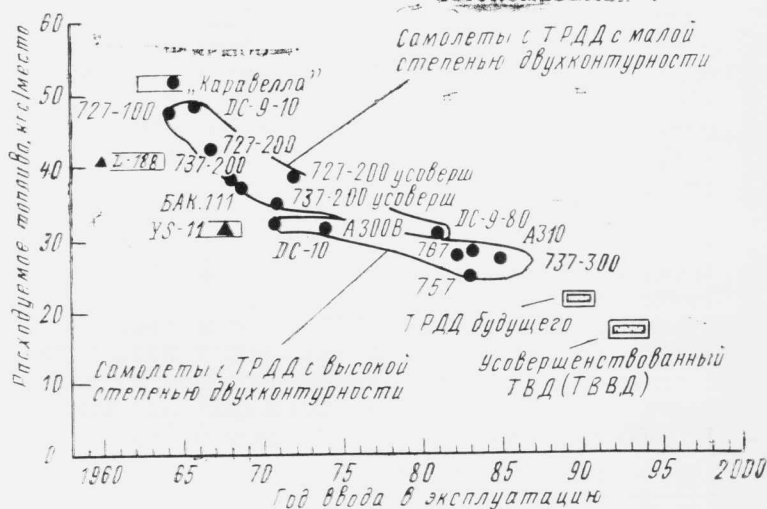
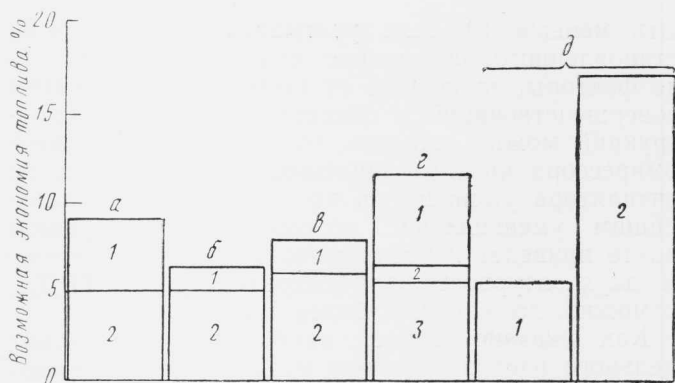


Рис. 4. Изменение расхода топлива на маршрутах внутренних линий протяженностью до 925 км



а — аэродинамика: 1—усовершенствованное крыло; 2—улучшенная аэродинамическая компоновка;  
 б—активное управление: 1—уменьшение нагрузок на крыло, 2—системы повышения продольной устойчивости;  
 в—системы: 1—контроль условий полета в атмосфере, 2—бортовое электронное оборудование;  
 г—композиционные материалы: 1—фюзеляж, 2—хвостовое оперение, 3—крыло;  
 д—силовая установка: 1—компоненты двигателя, 2—усовершенствованный ТВД

Рис. 5. Топливная эффективность технических усовершенствований (сравнение с современными самолетами с ТРДД; короткие и средние маршруты до 1850 км, 100—150 пассажиров)

Усовершенствования конструкции будут включать широкое использование композиционных материалов и улучшенных алюминиевых сплавов. В настоящее время уже завершены исследования по применению графитовых композиционных материалов в силовой конструкции хвостового оперения. В начале 1990-х годов из композиционного материала будут изготавливаться силовые конструкции крыла, а еще через несколько лет — и фюзеляжи. Композиционные материалы при изготовлении всей конструкции планера дадут экономию топлива до 12%. Снижение удельного расхода топлива ТРДД благодаря увеличению эффективности элементов двигателя позволит сэкономить, вероятно, еще 6% топлива в этом десятилетии. Эти усовершенствования в равной степени применимы к компоновкам с ТВВД и ТРДД. Исследования показывают, что дальнейшее значительное увеличение импульсного КПД ТРДД потребует отказа от обычного принципа безредукторного привода.

При исследовании влияния расчетной крейсерской скорости на расход топлива и ПЭР сравнивались самолеты с ТРДД и ТВВД, причем каждый был рассчитан на несколько различных крейсерских скоростей (рис. 6). Результаты показывают, что минимальные расходы топлива для ТРДД соответствуют расчетному крейсерскому числу  $M$  порядка 0,72, в то время как для ТВВД это оптимальное число  $M$  ниже 0,66. Более высокая оптимальная величина крейсерской скорости самолета с ТРДД объясняется тем, что тяговый КПД ТРДД максимален при более высокой скорости. Необходимо отметить, что здесь рассматривался ТВВД с винтом SR-3 фирмы Гамильтон Стандарт (расчетное число  $M=0,8$ ) для всех представленных скоростей. Винт, повторно оптимизированный для  $M=0,72$ , может дать некоторые дополнительные улучшения.

Хотя основное значение имеет экономия топлива, расчетная крейсерская скорость может также влиять на другие эксплуатационные факторы, та-

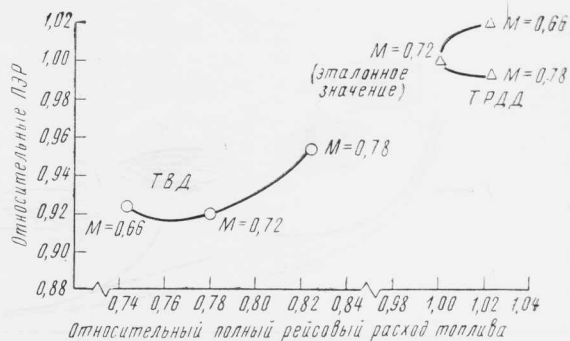
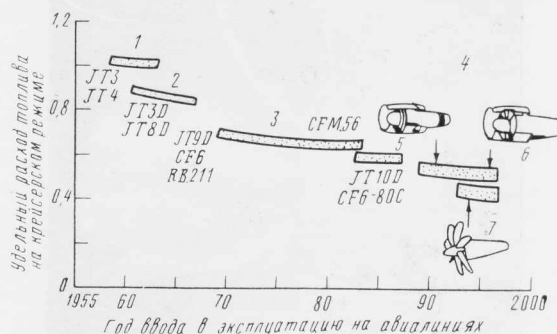


Рис. 6. Влияние расчетной крейсерской скорости на ПЭР (данные для внутренних авиалиний за 1981 г., маршруты до 925 км, цена топлива 0,3 долл./л)

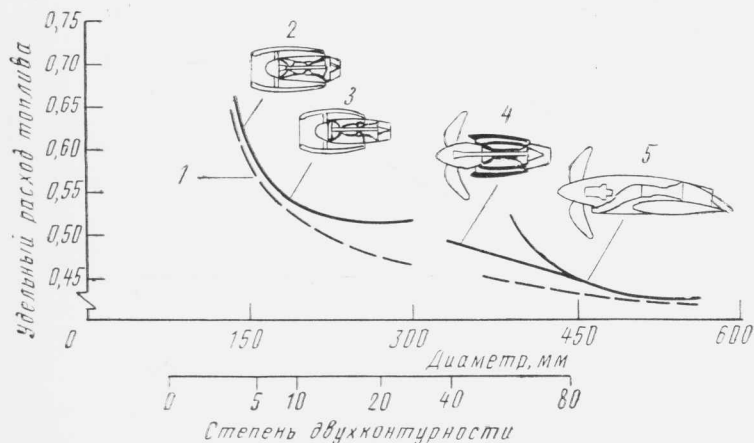
кие как полное время полета и соответствие требованиям управления воздушным движением. Для дальнейших исследований ТВВД была выбрана расчетная крейсерская скорость  $M=0,72$ , так как вычисленные ПЭР для ТВВД при  $M=0,66$  и  $M=0,72$  примерно одинаковы, а изменения полного времени полета и расходуемого топлива перекрывают друг друга.

Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета гражданских реактивных транспортных самолетов непрерывно сокращался с 1960-х годов, по мере того как улучшение компоновки и увеличение степени двухконтурности приводили к значительному увеличению общей эффективности авиатранспорта (рис. 7). Однако в дальнейшем улучшения в этом направлении будут сравнительно небольшими, так как возможности ТРДД с обычным безредукторным приводом близки к практическому пределу. При рассмотрении перспективных альтернативных вариантов в последних исследованиях, проведенных NASA и фирмой Гамильтон Стандарт, были выявлены многообещающие возможности повышения эффективности силовой установки в случае применения многолопастных высоконагруженных воздушных винтов по сравнению с ТРДД. Из различных вариантов винтов весьма подходящим для транспортных самолетов в диапазоне чисел  $M$  от 0,7 до 0,8 является винт типа SR-3. Турбовальные двигатели, используемые для привода таких винтов, будут улучшены благодаря усовершенствованиям элементов в той же степени, как и ТРДД.



1—ТРД; 2—ТРДД первого поколения (малая степень двухконтурности); 3—ТРДД второго поколения (высокая степень двухконтурности); 4—усовершенствованные ТРДД; 5—безредукторный привод, степень двухконтурности 6,5; 6—вентилятор с редуктором, степень двухконтурности 9; 7—гипотетический ТВВД

Рис. 7. Динамика уменьшения расходов топлива (крейсерское число  $M=0,8$ )



1—идеальная зависимость; 2—усовершенствованный ТРДД; 3—ТРДД с редуктором; 4—комбинация ТВВД-ТРДД; 5—ТВВД

Рис. 8. Сравнение силовых установок по расходам топлива (уровень техники 1990 г., расчетная тяга соответствует режиму набора высоты,  $M=0,72$ ,  $H=10\ 500$  м)

Основные закономерности, определяющие связь между увеличением степени двухконтурности и повышением идеального расхода топлива, вполне очевидны. Эффект от увеличения степени двухконтурности снижается вследствие потерь в газоздушном тракте и в сопле. Эти потери приводят к расхождению между идеальной зависимостью удельного расхода топлива от степени двухконтурности и фактическими данными (пунктирная линия на рис. 8), в результате чего минимум удельного расхода имеет место при степени двухконтурности, меньшей 20. Повышение степени двухконтурности сопровождается значительным увеличением веса ТРДД, так как уменьшение веса газогенератора не компенсирует возрастающего веса турбины и редуктора, необходимого для привода большого вентилятора. Кроме того, при степени двухконтурности выше 10 для минимизации веса газогенератора желательно приводить вентилятор с помощью редуктора, что позволит турбине эффективно работать на больших оборотах при малых оборотах вентилятора. Если рассчитывать на уровень техники 1990-х годов, то оптимальная степень двухконтурности ТРДД, вероятно, должна

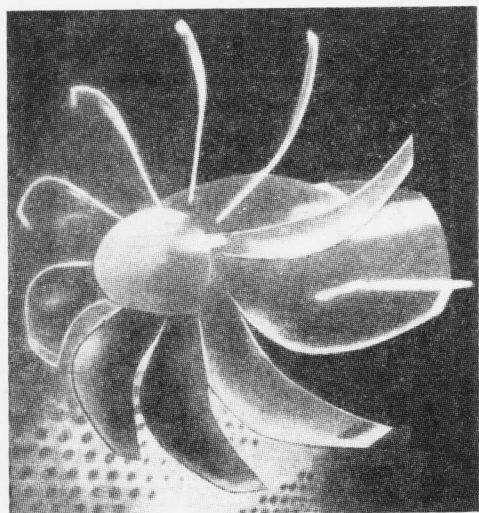


Рис. 9. Десятилопастный винтовентилятор (модель SR-3)

быть меньше 10, если учитывать вес двигателя, установленного на планере, сопротивление и другие факторы, зависящие от компоновки. С учетом усовершенствований в области материалов и конструкций можно ожидать, что после 1990 г. веса компрессора низкого давления, турбины и систем вентилятора уменьшатся, что в сочетании с дальнейшим уменьшением потерь в газоздушном тракте приведет к увеличению оптимальной степени двухконтурности для безредукторного ТРДД, возможно, до значений более 10.

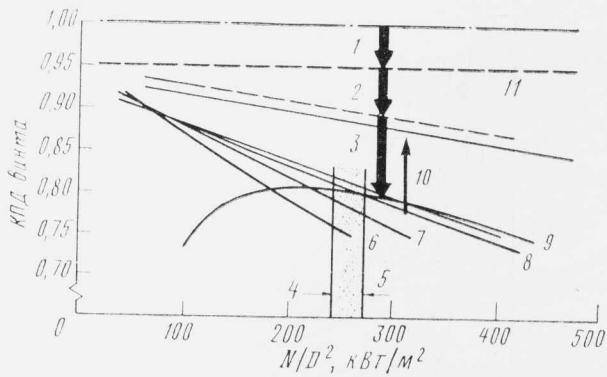
Как указано выше, наибольшего снижения удельного расхода топлива можно ожидать в связи с применением усовершенствованных винтов. Это позволяет значительно увеличить эффективную степень двухконтурности без большого увеличения веса и сопротивления гондолы, которые сопровождают увеличение степени двухконтурности ТРДД. На рис. 8 сравниваются тенденции изменения удельного расхода ТРДД и ТВВД одного и того же уровня техники. В расчетах использованы характеристики винта SR-3 фирмы Гамильтон Стандарт и характеристики термодинамического цикла двигателей по данным фирм Пратт-Уитни и Дженерал Электрик.

На самолетах, рассматриваемых в данной работе, винты с диаметрами менее 4,5 м увеличивают индуктивные потери, в результате чего снижается КПД винта и повышается удельный расход топлива. При рассмотрении относительных весов важно, что ТВВД не требует отдельного реверсера или канала для второго контура, как в случае ТРДД. Это компенсирует дополнительный вес винта и редуктора. Однако увеличение диаметра винта ведет к усложнению задачи компоновки силовой установки и планера самолета, что может привести к дополнительному увеличению веса и другим осложнениям.

На рис. 8 также показан возможный новый способ сочетания воздушного винта с ТРДД. Достоинства этой схемы являются следствием преимуществ в отношении удельного расхода топлива по сравнению с ТВВД в определенном диапазоне малых диаметров винта. Это связано с исключением потерь, обусловленных закрученностью той части потока, которая относится ко второму контуру ТРДД. Объединение винта и ТРДД привлекательно также с точки зрения проблем компоновки благодаря небольшому диаметру винта и меньшему весу редуктора.

Технической основой для разработки перспективного высокооборотного винтовентилятора является винтовентилятор с лопастями модели SR-3 фирмы Гамильтон Стандарт. Этот необычный винт (рис. 9) имеет от 8 до 10 изогнутых саблевидных в плане лопастей с углом саблевидности концов  $34^\circ$ , тщательное изучение и испытания которого были проведены в последнее время.

В течение длительного времени считалось, что малонагруженные винты большого диаметра являются эффективными, поскольку тяга создается за счет ускорения большой массы воздуха, хотя высоконагруженные винты малого диаметра, такие как предлагаются для ТВВД, легче по весу и проще komponуются на самолете. Однако необходимость обеспечения конкурентоспособности по отношению к двухдвигательным самолетам с ТРДД привела к рассмотрению более высоких нагрузок на оме-



1—типичные потери на профильное сопротивление; 2—потери, связанные с увеличением осевой составляющей кинетической энергии струи; 3—потери на закручивание струи и потери, связанные с обтеканием концов лопастей; 4—винт SR-3 с 10 лопастями (фактор эффективности  $\approx 1800$ ),  $V_{\text{окр}} = 244$  м/с; 5—диапазон нагрузок на ометаемую площадь (исследования 1981 г.); 6— $V_{\text{окр}} = 183$  м/с; 7— $V_{\text{окр}} = 214$  м/с; 8— $V_{\text{окр}} = 244$  м/с; 9— $V_{\text{окр}} = 274$  м/с; 10—соосный винт с противовращением,  $V_{\text{окр}} = 244$  м/с; 11— $M=0,72$ ,  $H=10668$  м

Рис. 10. Влияние нагрузки на ометаемую площадь и окружной скорости на КПД винта

таемую площадь винта  $N/D^2$ , чем ранее. Самолет фирмы Локхид «Электра» с четырьмя двигателями имеет максимальную величину  $N/D^2$  на крейсерском режиме порядка 118 кВт/м<sup>2</sup>. Высокоскоростной самолет с двумя двигателями, рассчитанный на такую же полезную нагрузку и такую же дальность полета, должен иметь величину  $N/D^2$  на крейсерском режиме, равную 237 кВт/м<sup>2</sup> или более. При этом уровне нагрузки на ометаемую площадь количество лопастей должно увеличиться до восьми и более, чтобы были соблюдены пропорции и конструктивные требования. Использование саблевидных лопастей, как будет показано ниже, дает больше свободы в выборе окружной скорости без повышения уровня шума винта.

Решение проблемы оптимального сочетания винта с двигателем и планером включает в себя тщательный выбор двух важных параметров — нагрузки на ометаемую площадь винта и концевой окружной скорости лопастей. На рис. 10 показана зависимость КПД винта на крейсерском режиме от различных сочетаний нагрузки на винт и окружной скорости на крейсерском режиме для разных вариантов конструкции винтовентилятора, основанных на характеристиках профилей и формы в плане модели SR-3 для условий полета при  $M=0,72$  на высоте 10668 м. Для сравнения приводится изменение КПД десятилопастной модели винтовентилятора SR-3, определенное на основе полученных в аэродинамической трубе NASA данных для модели SR-3 с восемью лопастями. Этот винтовентилятор соответствует расчетному крейсерскому режиму при окружной скорости 244 м/с и значении  $N/D^2$ , близком к 269 кВт/м<sup>2</sup>, причем его КПД снижается при более высоких и более низких нагрузках на ометаемую площадь. При данной окружной скорости повышение нагрузки на ометаемую площадь (т. е. уменьшение диаметра) сопровождается значительным уменьшением КПД вследствие увеличения как осевой, так и окружной составляющих энергии потока за винтом. В меньшей степени снижение КПД объясняется потерями, связанными с обтеканием концов лопастей. При заданной нагрузке на ометаемую площадь увеличе-

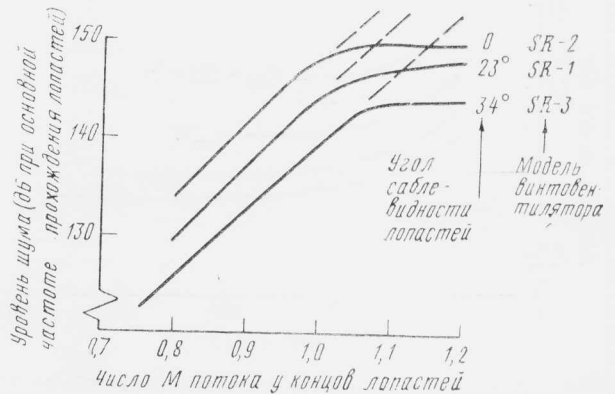


Рис. 11. Влияние угла саблевидности лопастей на уровень шума

ние окружной скорости концов лопастей приводит к повышению КПД потому, что уменьшение крутящего момента вызывает уменьшение энергии закрученности потока за винтом. Однако по мере того как окружные скорости лопастей все больше превышают скорость звука, возрастающее профильное сопротивление лопастей сводит к нулю эффект уменьшения потерь на закручивание потока. Таким образом, избыточные концевые окружные скорости ведут в конечном итоге к снижению КПД.

В связи с важной ролью, которую играют потери на закручивание потока при оценке эффективности винтовентилятора, исследование путей их снижения имеет большое значение. При соосной схеме винтовентилятора можно избежать потерь на закручивание потока и получить значительное повышение КПД. Возможно также использовать метод локального изменения геометрии крыла для некоторого снижения потерь на закручивание потока за винтом, хотя этот путь менее эффективен, чем противовращение в соосной схеме. Однако в настоящее время еще недостаточно теоретических и экспериментальных данных о соосных воздушных винтах с противовращением, а также о других аэродинамических средствах спрямления потока за винтами скоростных самолетов с ТВД. Эта область теоретических и экспериментальных исследований является весьма перспективной с точки зрения повышения эффективности системы в целом.

Винтовентилятор модели SR-3 был спроектирован в расчете на снижение уровня шума и достижение более высокого КПД при окружных скоростях, немного превышающих скорость звука. Это потребовало использования тонких саблевидных лопастей для снижения шума винта и исключения чрезмерных потерь на концах лопастей вследствие сжимаемости. Как показывают экспериментальные данные, приведенные на рис. 11, саблевидность лопастей является эффективным средством снижения уровня шума винта. При эффективном угле саблевидности лопастей модели SR-3, равном 34°, снижение уровня шума достигается за счет двух эффектов: а) фазовой интерференции звуковых волн, исходящих из различных участков лопасти и б) ослабления эффектов сжимаемости при трансзвуковом обтекании по аналогии со стреловидным крылом, следствием чего является уменьшение интенсивности скачков уплотнения и

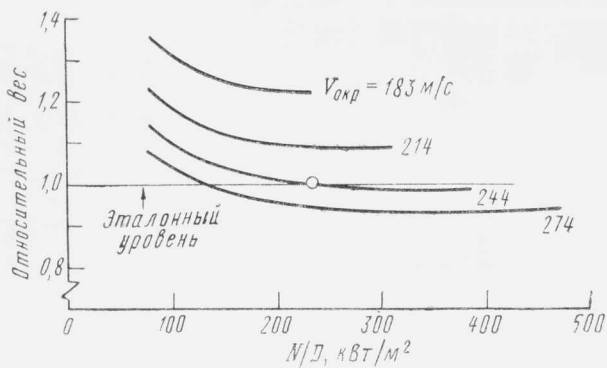


Рис. 12. Влияние окружной скорости лопастей на вес силовой установки, включая двигатель, редуктор и винт ( $M=0,72$ ;  $N=10\ 668$  м)

сопротивления. В результате этого удается снизить уровень шума винта как источника на 6 дБ по сравнению с винтом, имеющим прямые лопасти. Хотя в настоящее время существует некоторая неопределенность относительно создаваемого винтом шума, закономерности его изменения в зависимости от окружной скорости и угла саблевидности концов лопастей можно считать твердо установленными при  $M < 1,0$ . Остается нерешенным вопрос о темпе возрастания уровня шума при окружных скоростях, близких к звуковой, и более высоких. Таким образом, в этой области необходимы дополнительные экспериментальные исследования, частью которых является проводимая NASA программа летных испытаний модели винтовентилятора на самолете «Джетстар».

При выборе окружной скорости воздушного винта и нагрузки на ометаемую площадь необходимо учитывать их влияние на вес силовой установки. Общий вес винта и редуктора уменьшается с увеличением окружной скорости винта и нагрузки на ометаемую площадь при одной и той же тяге на крейсерском режиме. Однако, как отмечалось выше, большая нагрузка на ометаемую площадь обычно снижает КПД винта и тем самым увеличивает размер и вес двигателя при неизменной тяге. Вместе с тем небольшое увеличение окружной скорости концов лопастей винта сверх скорости звука повышает КПД, а при дальнейшем увеличении окружной скорости КПД снижается. С учетом этих закономерностей были проведены расчеты изменения относительного полного веса силовой установки (включая воздушный винт, редуктор и двигатель), результаты которых приведены на рис. 12 для определенных постоянных значений тяги на взлете и на крейсерском режиме.

Тенденция последовательного уменьшения полезных эффектов от увеличения окружной скорости и нагрузки на ометаемую площадь приводит к тому, что минимум веса силовой установки имеет место при окружной скорости 274 м/с и нагрузках на ометаемую площадь в диапазоне от 237 до 316 кВт/м<sup>2</sup>. В зависимости от результатов дальнейших исследований шума может потребоваться уменьшение окружной скорости до 244 м/с, что позволит избежать чрезмерного увеличения веса звукоизоляции фюзеляжа.

При выборе наилучшей конструкции воздушного винта необходимо также рассмотреть взаимосвязь между силовой установкой и планером в компоновке. В частности, при взаимосвязке высо-

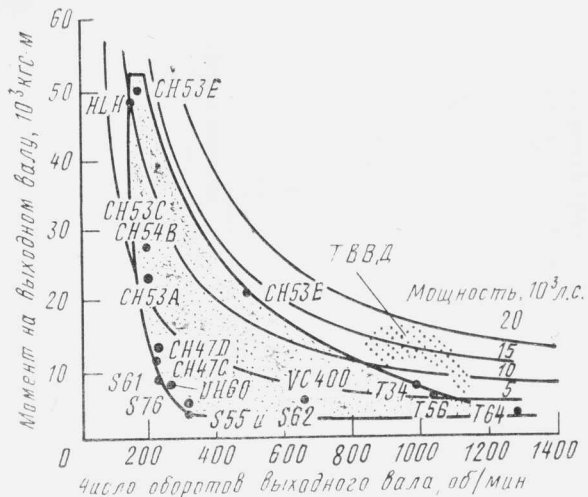


Рис. 13. Характеристики редукторов вертолетов и самолетов США

конагруженного высокооборотного винта с современным стреловидным крылом возникает ряд специфических аэродинамических и конструктивных проблем, для решения которых имеющиеся данные и опыт разработок недостаточны. Располагаемые результаты испытаний показывают, что характеристики поля течения в струе за винтом могут существенно влиять на общее аэродинамическое качество самолета, а также на характеристики устойчивости и управляемости. Поле течения около стреловидного крыла также воздействует на обтекание винта, вызывая циклические нагрузки на лопасти и силы, действующие на диск винта через конструкцию планера. Все эти эффекты, влияющие на комфорт пассажиров (уровни шума и вибрации) и общий вес самолета, заслуживают тщательного изучения.

Разработка редукторов мощных ТВД по существу прекратилась, когда с начала 1960-х годов основные авиакомпании мира стали ориентироваться на самолеты с ТРД и ТРДД. С этого времени основное внимание было сосредоточено на разработке больших редукторов применительно к вертолетам с их большим крутящим моментом, но малым числом оборотов вторичного вала (рис. 13). Большой опыт разработки редукторов в США охватывает широкий спектр крутящих моментов и чисел оборотов вторичного вала для вертолетов и ТВД, как показано на рис. 13 на заштрихованной области. Для редуктора вертолета обычно необходим большой крутящий момент, чтобы удовлетворить требованиям к взлетной мощности при очень малом числе оборотов вторичного вала в соответствии с окружными скоростями лопастей несущего винта вертолета большого диаметра. Наряду с этим был спроектирован ряд редукторов со сравнительно малым крутящим моментом и большим числом оборотов вторичного вала, удовлетворяющих требованиям существующих самолетов с ТВД.

Самые большие редукторы для существующих гражданских самолетов стран Запада с ТВД спроектированы на мощность менее 7000 л. с. В соответствии с требованиями по мощности и крутящему моменту турбовального двигателя, приводящего винтовентилятор двухдвигательного самолета на

100—150 мест, его редуктор должен иметь в 2—3 раза большую мощность, чем самый большой существующий редуктор. Некоторого уменьшения максимальной мощности и крутящего момента с сопутствующим уменьшением размера и веса редуктора можно добиться с помощью уменьшения мощности турбовального двигателя при взлете. Другой возможностью может быть применение концепции силовой установки с использованием комбинации ТРДД и ТВД (рис. 8). Эта концепция может быть приемлемой также в том случае, когда рассматриваются проблемы выбора конфигурации планера и более предпочтительными являются воздушные винты меньшего диаметра.

Цели проектирования редукторов для перспективных ТВД должны состоять в обеспечении КПД 99% или выше, чтобы уменьшить потери мощности и исключить чрезмерный проигрыш в весе при масляном охлаждении. Разработка перспективной конструкции редуктора приемлемого веса, удовлетворяющей всем требованиям, в том числе к надежности самолета и расходам на техническое обслуживание, является основной сложной проблемой для промышленности.

ТВД гражданских самолетов 1960-х годов разрабатывались главным образом на основе проектов военных самолетов конца 1950-х годов. Расходы на их техническое обслуживание по сравнению с ТРД были велики. Для того чтобы конкурировать с современным ТРДД по надежности, техническому обслуживанию и расходам на ремонт, перспективные ТВД должны обладать новыми свойствами, обеспечивающими приемлемую среднюю наработку между снятиями двигателя. К таким свойствам относятся: применимость концепции технического обслуживания по состоянию, усовершенствованных методов обнаружения и определения местонахождения неисправностей, более широкое использование модульного принципа, а также увеличение надежности и долговечности оборудования.

В 1981 г. фирма Боинг исследовала концепцию ТВВД для самолета на 120 пассажиров. В предварительном исследовании проекта сравнивались схемы самолетов с ТВВД и с ТРДД эквивалентного уровня техники (рис. 14) со следующими летными характеристиками:

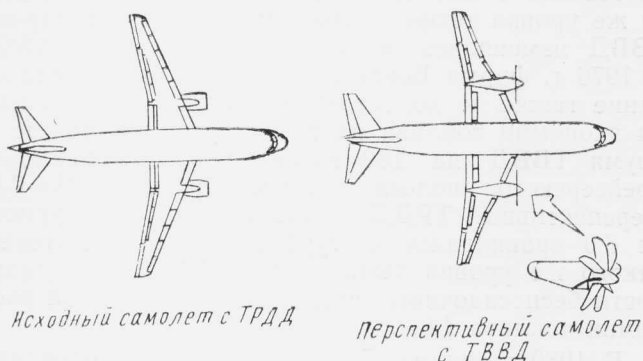
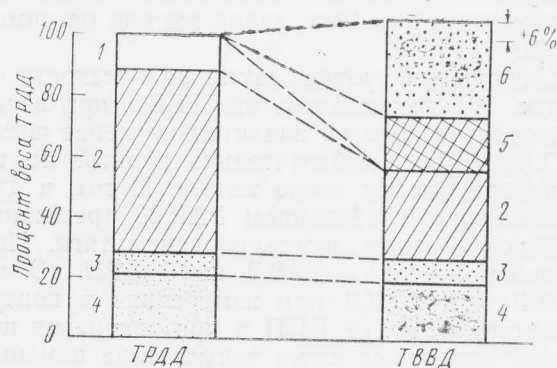


Рис. 14. Исследование самолетов с ТВВД, проведенные в 1981 г. фирмой Боинг (относительное изменение: полетный вес +2,6%; площадь крыла +14,7%; статическая тяга +11,5%; вес пустого самолета +8,5%; количество расходуемого топлива (при дальности 925 км) — 19%)

Дальность полета . . . . .	1850 км
Платная нагрузка (120 пассажиров) . . . . .	10 900 кгс
Крейсерское число М . . . . .	0,72
Высота крейсерского полета . . . . .	≥10 668 м
Длина взлетной дорожки . . . . .	2135 м
Максимальная/номинальная скорости захода на посадку . . . . .	240/232 км/ч
Длина посадочной дорожки . . . . .	1370 м

Уровень шума в кабине пассажиров принимался таким же, как на самолете Боинг 737-200. Конфигурация обоих самолетов была обычной для расчетной дальности 1850 км и крейсерской скорости, соответствующей  $M=0,72$ . Крейсерское число  $M$  было выбрано на основе предшествующих исследований, которые показали, что величина  $M=0,72$  является наилучшей с точки зрения количества расходуемого топлива и прямых эксплуатационных расходов (рис. 6).

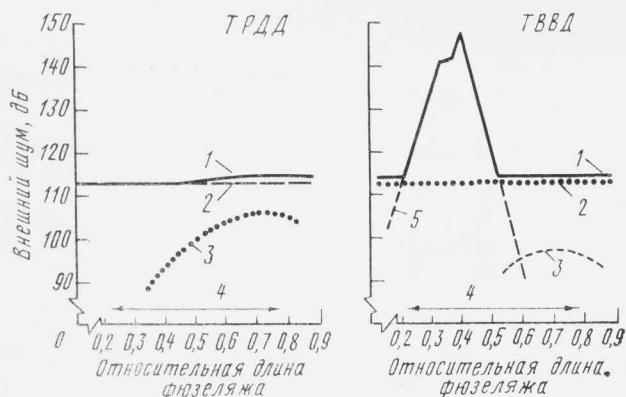
ТВВД рассматривался в компоновке на самолете под крылом с тянущим десятилопастным винтовентилятором модели SR-3 фирмы Гамильтон Стандарт диаметром 4,1 м, приводимым с помощью смещенного редуктора. Винтовентилятор SR-3, спроектированный для числа  $M=0,8$ , использовался из-за отсутствия соответствующих данных для винта с большой скоростью и большой нагрузкой, рассчитанного на  $M=0,72$ . Для того чтобы обеспечить минимальную длину стойки шасси, приемлемый угол притекания воздуха к винту и подходящий зазор между винтом и землей, в редукторе использовались конические зубчатые колеса, допускающие угловое смещение вала двигателя и выходного вала редуктора на  $10^\circ$ . Крыло в окрестности струи за воздушным винтом имело крутку и меньшую толщину за счет местного увеличения хорд в сторону передней и задней кромок для ослабления неблагоприятного влияния закрученности спутной струи и повышенных скоростей потока. Увеличение веса конструкции, связанное со звукоизоляцией кабины от шума воздушного винта, противоплаттерным увеличением жесткости крыла и увеличением площадей крыла и хвостового оперения с целью удовлетворения требованиям по прочности и управлению, привело к суммарному увеличению веса пустого самолета на 8,5%. Сюда входит увеличение веса ТВВД в компоновке по сравнению с ТРДД приблизительно на 6% (рис. 15). Суммарное увеличение веса (на 2,6%) в сочетании со значительно меньшим удельным расходом топлива и несколько более высоким уровнем лобового



1—реверсер; 2—двигатель; 3—системы двигателя; 4—гондола и элементы крепления двигателя; 5—воздушный винт; 6—редуктор

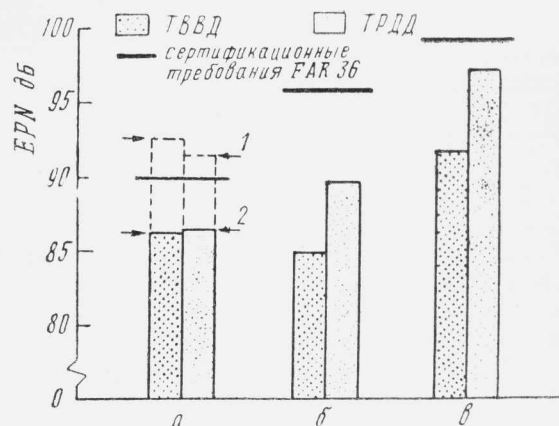
Рис. 15. Вес силовой установки в компоновке на самолете





1—суммарный шум; 2—шум пограничного слоя; 3—шум струи двигателя; 4—расположение кресел пассажиров; 5—шум воздушного винта

Рис. 16. Шум снаружи фюзеляжа при крейсерской скорости. Низкие частоты ( $1/3$ -октавная полоса в окрестности 160 Гц)



а—при наборе высоты; б—при разбеге (сбоку от ВПП); в—при заходе на посадку  
1—полная тяга; 2—уменьшенная тяга

Рис. 17. Шум самолетов на местности

сопротивления приводит к экономии топлива на 19% при дальности 925 км по сравнению с ТРДД.

На рис. 16 сравниваются уровни шума снаружи фюзеляжа самолетов с ТВВД и ТРДД при размещении двигателей на крыле. Во время крейсерского полета главным источником шума в кабине самолета с ТРДД является пограничный слой фюзеляжа. Показанный полный уровень шума является главным образом шумом пограничного слоя. Существенно меньшим шумом является шум струи двигателя (~2 дБ в хвостовых отсеках фюзеляжа).

В случае самолета с ТВВД значительным источником шума в кабине является шум винта при основной частоте прохождения лопастей 160 Гц, требующий звукоизоляции кабины дополнительно к звукоизоляции самолета с ТРДД для обеспечения эквивалентных уровней внутреннего шума. Эта частота и первые гармоники шума воздушного винта располагаются ниже речевого диапазона частот, следовательно, сравнение шума самолетов с ТВВД и ТРДД только по уровням помех восприятия речи может ввести в заблуждение. Необходимо принимать во внимание раздражающее воздействие шума и потенциальный резонанс конструкции, а также уровни помех восприятия речи.

Данные исследования показали, что для ТВВД, установленных на крыле, требуется дополнительная звукоизоляция на  $1/3$  длины фюзеляжа весом около 860 кгс для обеспечения акустических характеристик в кабине, таких же как на самолете 737-200.

В отношении уровней шума на местности оценки (рис. 17) показывают, что ТВВД при взлете и при заходе на посадку значительно менее шумный, чем ТРДД, но приблизительно равный по шуму при наборе высоты после взлета. И тот, и другой удовлетворяют требованиям FAR.36 (редакция 3) при использовании дросселирования тяги. По номинальным оценкам ТВВД на 5 EPN дБ менее шумный, чем ТРДД при измерениях в контрольных точках сбоку от ВПП и при заходе на посадку из-за отсутствия шума вентилятора и меньшего шума струи. Шум винта преобладает на режиме набора высоты.

Шум винта зависит от варианта его конструкции. Оценки акустических характеристик ТВВД производились с использованием имеющихся дан-

ных для винтовентилятора SR-3. Любые изменения в конструкции движителя, такие как использование противовращения или уменьшение угла саблевидности лопастей, необходимо тщательно исследовать в отношении их влияния на уровни шума на местности. Как указывалось выше, увеличению КПД винта и снижению веса благоприятствует большая окружная скорость концов лопастей; однако эти эффекты должны рассматриваться в сопоставлении с увеличением веса, обусловленным требованиями по шуму. Увеличение угла саблевидности лопастей способствует ослаблению тонов колебаний лопастей и уменьшению генерации шума, но это приводит к усложнению конструкции винта и системы управления. Соосные противоположно вращающиеся винты меньшего диаметра представляют еще одну возможность решения проблем, однако по этому вопросу в настоящее время имеется мало данных.

Результаты проведенного фирмой Боинг сравнения ТРДД и ТВВД по топливной эффективности хорошо согласуются с данными других исследований, в которых рассмотрены самолеты различных схем. В исследованиях фирмы Локхид-Калифорния в 1975—1976 гг., выполненных по контракту с NASA, сравнивался самолет с ТРДД Пратт-Уитни JT10D—2 (2037) современного уровня техники с самолетом, оснащенным ТВВД такого же уровня техники. Экономия топлива в случае ТВВД изменялась в диапазоне от 20 до 23%. В 1976 г. фирма Боинг провела подобное исследование также по контракту с NASA с целью оценки экономии топлива на транспортном самолете с двумя ТВВД на 180 пассажиров, со скоростью крейсерского полета, соответствующей  $M=0,8$ . Перспективный ТРДД со степенью двухконтурности 6,0 сравнивался с турбовальным двигателем такого же уровня техники и с ТВВД. При дальности беспосадочного полета 925 км получена экономия топлива 14%.

В 1980 г. фирма Дуглас провела исследование ТВВД по контракту с NASA, в котором сравнивался самолет DC-9 «Супер» 80 с модифицированными ТРДД JT8D—209 с тремя вариантами оснащения самолета DC-9 винтовентиляторными двигателями, спроектированными на базе перспективных турбовальных двигателей фирмы Аллисон.

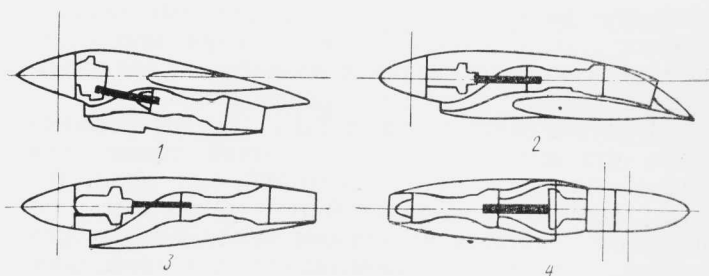
Экономия топлива от 23 до 26% была получена для лучшей конфигурации, которой оказалась компоновка самолета с тянущими винтами, установленными на крыле. Однако следует отметить, что в данном исследовании концепции ТВВД и ТРДД сравнивались не на одинаковом уровне техники. В конечном счете результаты данных исследований подтверждают возможность получения экономии топлива 15—20%, т. е. в тех размерах, которые выбраны NASA в качестве расчетной величины для перспективного ТВВД.

В схеме самолета на 120 пассажиров, исследованной в 1981 г., ТВВД располагались под крылом с целью облегчения технического обслуживания и уменьшения массы систем силовой установки, выступающей за пределы сечения кессона крыла. С этим связана выбор утяжеленного варианта редуктора с коническими зубчатыми колесами для получения поперечного и углового смещения между осями привода и винта для создания необходимого зазора между винтом и землей. В настоящее время исследуется компоновка с надкрыльевым расположением двигателей (рис. 18), в которой используется более легкий редуктор, соосный с валом турбины. Хотя эта схема усложняет снятие двигателя, она оказывается наиболее благоприятной с точки зрения как расходов топлива, так и расходов на техническое обслуживание. Для уменьшения интерференционного сопротивления использовалось профилирование продольных контуров гондолы подобно модели, проектируемой в настоящее время и испытываемой на установке НИЦ им. Эймса NASA.

В другой конфигурации, представляющей значительный интерес, двигатель располагается у задней части фюзеляжа, при этом источник шумов винта смещается дальше назад от основной части кабины и создается возможность проектирования аэродинамически чистого крыла. Для схемы с установкой двигателей на хвостовой части фюзеляжа исследуются варианты с тянущими и толкающими винтами, как одинарными, так и спаренными и соосными противоположно вращения. Особые проблемы возникают в схеме с толкающим винтом, через который должен проходить поток выхлопных газов, при этом желательно избежать попадания выхлопных газов двигателя на лопасти воздушного винта. На рис. 19 показано несколько вариантов схем расположения двигателей, заслуживающих исследования в дальнейшем.

Для создания перспективного самолета с ТВВД, удовлетворяющего всем расчетным требованиям, необходимо отступить от традиционных подходов при проектировании не только силовой установки и связанных с ней агрегатов, но и всего самолета в целом. Отступления от общепринятых решений принимаются медленно и с оговорками. Потребуется немалые усилия, чтобы доказать техническим специалистам и экономистам, что самолет с ТВВД — решение, отвечающее требованиям рынка, а не просто пересмотренная старая идея. Кроме значительной экономии топлива ТВВД должен удовлетворять или превышать основные промышленные стандарты во всех областях.

Прежде чем перейти к производству нового самолета или внедрению крупных технических новшеств, необходимо ответить на следующие вопросы.



1—под крылом с угловым смещением валов двигателя и редуктора; 2—над крылом с соосными валами двигателя и редуктора; 3—на пиллонах редуктора хвостовой части фюзеляжа, соосные валы, тянущие винты; 4—на хвостовой части фюзеляжа, соосные валы, тянущие винты; спаренные, противоположно вращающиеся, толкающие винты

Рис. 18. Варианты компоновки ТВВД на самолете

**1. Технический риск.** Основательно ли изучены новые технические решения и соответствуют ли им имеющиеся методы проектирования?

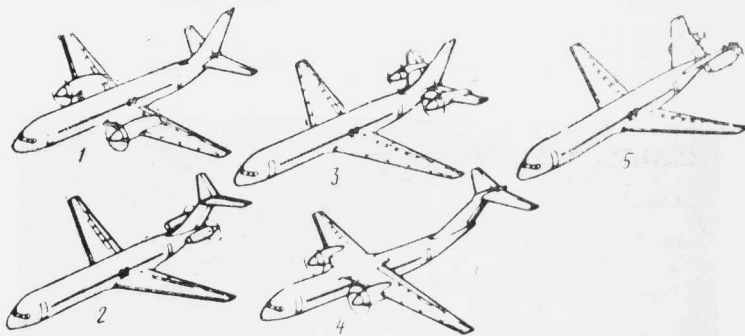
**2. Параметры ЛА.** Является ли предложенный самолет совершенным решением в отношении проектных требований, например, по безопасности, летным характеристикам, надежности и экономическим показателям?

**3. Требования рынка.** Представляет ли самолет значительное преимущество по сравнению со своими конкурентами?

**4. Коммерческий риск.** Соответствует ли конкурентоспособность самолета риску капиталовложений?

Опыт производства гражданских транспортных самолетов показывает, что для существенного повышения технического уровня необходимо осуществление программ, рассчитанных на длительные сроки — от 15 до 20 лет с начала исследований до ввода в коммерческую эксплуатацию. Имеющиеся примеры таких программ включают применение цифровой вычислительной техники в системах управления полетом и использование композиционных материалов в авиационных конструкциях.

Запуск новой программы производства гражданского самолета требует от фирм-изготовителей единовременных капиталовложений порядка 2—3 млрд. долл., которые не могут быть возвращены ранее чем через 10—12 лет после начала работ по программе. Величина этих капиталовложений с учетом неопределенности прогнозов развития экономической ситуации, тенденций рынка и



1—двигатели с тянущими винтами на низкорасположенном крыле (винты одинарные или спаренные противоположно вращения); 2—на пиллонах в хвостовой части фюзеляжа толкающие, спаренные, противоположно вращающиеся винты; 3—на консолях стабилизатора тянущие одиночные или спаренные, противоположно вращающиеся винты; 4—на высоко расположенном крыле тянущие одиночные или спаренные, противоположно вращающиеся винты; 5—на консолях V-образного хвостового оперения толкающие, противоположно вращающиеся, спаренные винты

Рис. 19. Возможные схемы расположения ТВВД на самолете

давления конкурентов является должным обоснованием для необходимости проведения двух больших этапов исследований и разработок, предшествующих началу серийного производства.

В случае перспективных ТВД (ТВВД) установлено, что для осуществления этапа технической разработки потребуется около 200 млн. долл. (по курсу 1982 г.). Этот важный этап может быть осуществлен только совместными усилиями государственных и частных промышленных организаций.

В 1976 г. NASA приступило к осуществлению этапа технической разработки ТВВД как части программы АСЕЕ по разработке высокоэкономичного ЛА. К августу 1982 г. реализовано более 17 млн. долл. Из них 55% пошло на испытания маломасштабных моделей усовершенствованных воздушных винтов. Эти работы включали также аэродинамические расчеты, конструктивно-прочностные и акустические исследования, а также экспериментальные исследования, включая испытания на самолете «Джетстар». Несмотря на полученные обнадеживающие результаты, этих средств недостаточно. Необходимо провести еще больший объем работ для создания прочной базы, которая позволит перейти ко второй стадии исследова-

ований (технической демонстрации), требующей значительно больших затрат.

В 1981 г. NASA пересмотрело предложенный в 1975 г. проект программы разработки ТВВД. По последним оценкам для ее осуществления требуется около 200 млн. долл. (по курсу 1982 г.), куда входят расходы на опытно-конструкторские работы и демонстрационные летные испытания натурального винтовентилятора.

На основании исследований, начатых в середине 1970-х годов и продолжающихся до настоящего времени, можно считать, что на самолете с ТВВД увеличится топливная эффективность на 15—20% по сравнению с самолетом, оснащенным усовершенствованными ТРДД. Однако прежде чем предложить такой проект, необходима хорошо составленная программа для решения многочисленных задач разработки воздушных винтов, их органов управления, редукторов, а также проблем шума, вибрации и аэродинамической компоновки. Эта программа должна быть тщательно скоординирована, спланирована и обеспечена централизованным управлением.

Референты Н. Н. Клочкова, Г. Л. Кожевникова.  
Редактор Б. П. Круглов.

УДК 533.6.07 (420)

## АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ В ОБЛАСТИ АЭРОДИНАМИКИ В АНГЛИИ \*

При рассмотрении потенциала научных и экспериментальных исследований в области аэродинамики в Англии необходимо учитывать происшедшее за последнее десятилетие сокращение численности кадров, а также количества используемых аэродинамических труб (АДТ) и экспериментальных летательных аппаратов. Отчасти вследствие этого улучшилась организация аэродинамических исследований в национальном масштабе, что соответствует тенденциям к централизации управления исследованиями, берущим свое начало с организации в 1909 г. авиационного научно-исследовательского совета (ARC). Важный фактор совре-

\* Rogers E. W. Aerodynamics—retrospect and prospect. Aeronautical Journal, 1981, v. 86, II, N 852, p. 53—67.

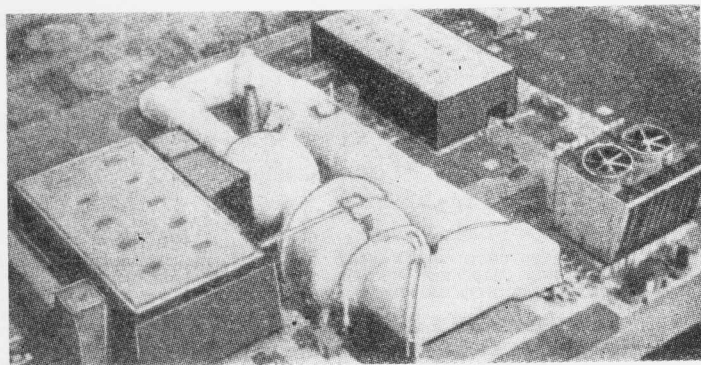


Рис. 1. Пятиметровая АДТ института RAE в Фарнборо

менного этапа развития аэродинамики — высокая эффективность использования располагаемых финансовых ресурсов, научно-технических кадров и экспериментальной базы, правильной нацеленности исследований и координации между сроками завершения научных исследований и планами разработки проектов. Эти обстоятельства требуют значительной интенсификации исследований, едва ли достижимой 30 лет назад.

Возможности современной научно-экспериментальной базы Англии могут быть продемонстрированы на ряде примеров.

Важным событием в развитии аэродинамической экспериментальной базы стал ввод в эксплуатацию новой АДТ малых скоростей авиационного научно-исследовательского института RAE с размерами рабочей части  $5 \times 4,2$  м (рис. 1 и 2). Труба работает при давлениях торможения потока до 3 атм и скоростях потока до 105 м/с. Система регулирования параметров потока АДТ позволяет проводить отдельно исследования влияния числа  $Re$  и числа  $M$  на характеристики модели. Типичные результаты таких исследований представлены на рис. 3, где видно значительное влияние этих параметров на максимальную величину коэффициента подъемной силы. Этот результат убедительно свидетельствует о том, что попытка изучения влияния числа  $Re$  путем изменения только скорости потока (единственная возможность в АДТ с неизменяемой плотностью потока) может привести к неправильным выводам. Существенную роль в проявлении этого эффекта играет то обстоя-

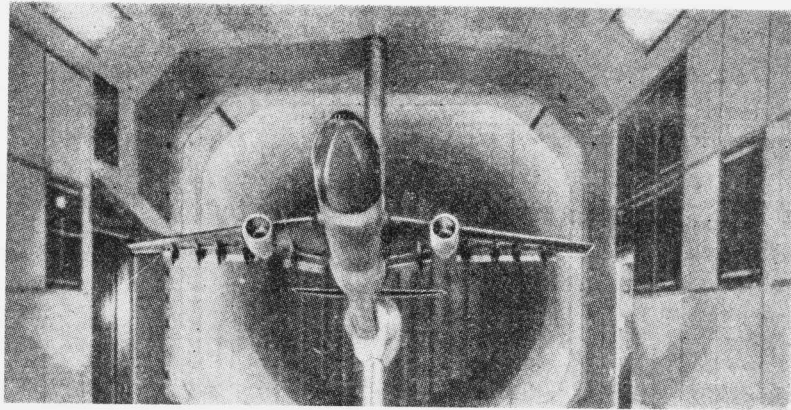


Рис. 2. Модель самолета А300В в рабочей части пятиметровой АДТ института RAE

тельство, что даже при малых числах  $M$  (менее 0,2) и достаточно больших углах атаки над верхней поверхностью крыла могут образовываться локальные зоны сверхзвукового течения. Следствием этого является появление больших положительных градиентов давления, скачков уплотнения, приводящих к отрыву потока. Новая дозвуковая АДТ института RAE является весьма совершенным инструментом для изучения подобных явлений, и, несомненно, сыграет важную роль в будущих исследованиях. Хотя эксплуатация этой АДТ обходится недешево, она оснащена системой сбора и обработки данных, которая по быстродействию превосходит систему любой другой аэродинамической установки, так что время занятости трубы экспериментом оказывается относительно небольшим. Изменение положения модели и режима испытаний также осуществляется очень быстро.

Модели для испытаний в АДТ могут быть сложными по конструкции и дорогостоящими в изготовлении. Вместе с тем данная АДТ позволяет получать надежные результаты, на основе которых будут приниматься правильные проектные решения, при этом можно избежать чрезмерного объема дорогостоящих летных испытаний.

Наличие такой установки не снижает практической ценности построенных ранее малых дозвуковых АДТ, которые будут служить дополнением

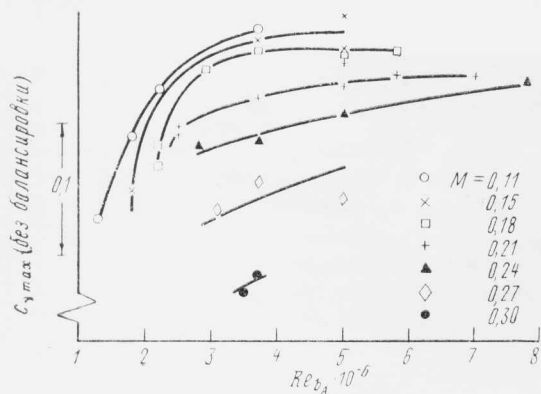


Рис. 3. Зависимость  $C_{y \max}$  модели самолета А300В от числа  $Re$ , подсчитанного по средней аэродинамической хорде (без поправок на влияние границ потока и загромождение рабочей части)

к новой пятиметровой АДТ в тех случаях, когда режимы испытаний и размеры моделей не требуют ее использования и когда не нужен ускоренный темп проведения испытаний. Одна из таких АДТ с размерами рабочей части  $3,96 \times 2,74$  м принадлежит институту RAE (Бедфорд), другая, таких же размеров, — фирме Бритиш Аэроспейс (Уэйбридж).

Одной из важных проблем современной дозвуковой аэродинамики является разработка легких, эффективных и надежных систем механизации крыла (предкрылков и закрылков). Имеющиеся в настоящее время численные методы расчета обтекания крыла с отклоненной механизацией позволяют учитывать взаимодействие между следом и пограничным слоем на близко расположенных поверхностях. Данные, приведенные на рис. 4, показывают, что расчетные распределения давления при обтекании столь сложных конфигураций мало отличаются от измеренных на модели в АДТ.

Проблема повышения эффективности механизации существует и применительно к истребителям, для которых предусматривается отклонение меха-

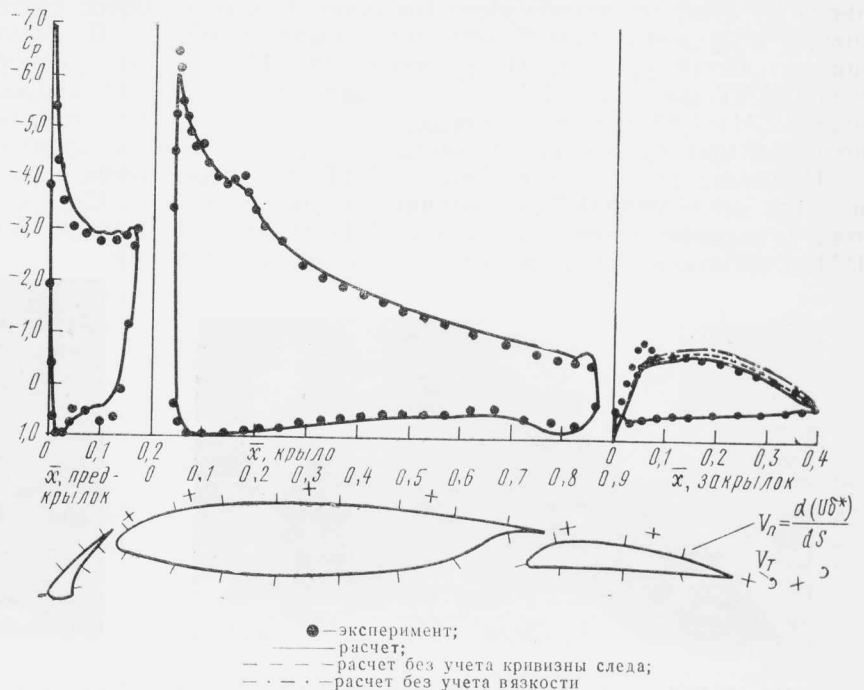
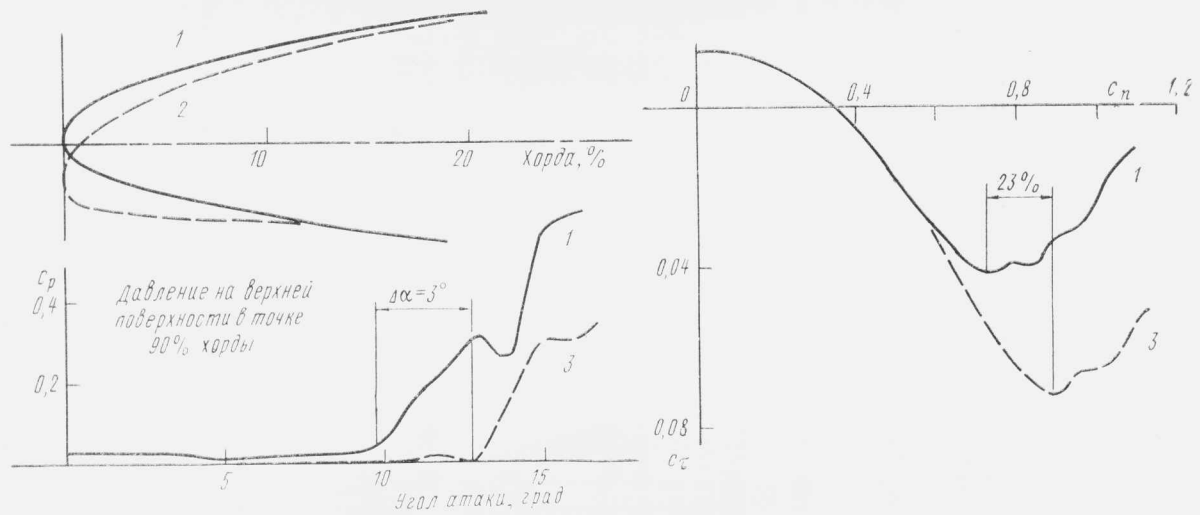


Рис. 4. Результаты расчетов распределения давления на трехэлементном профиле с учетом вязкости потока



1—исходное крыло; 2 отклоняемый носок RAEVAM, 10°; 3—с отклоненным носком

Рис. 5. Характеристики профиля крыла истребителя с углом стреловидности  $45^\circ$  при  $M=0,75$  с носком RAEVAM, отклоняемым без нарушения гладкости контуров (разработка института RAE)

низации на режимах боевого маневрирования с большими дозвуковыми и околозвуковыми скоростями полета. При углах стреловидности передней кромки крыла  $\chi \geq 45^\circ$  эффективность предкрылков снижается, поэтому в этих случаях более предпочтительны поворотные носки крыла, отклонение которых не приводит к большому локальным нарушениям гладкости контуров профиля. Как видно на рис. 5, при отклоненных вниз носках крыла обеспечиваются повышенные угловые скорости разворота истребителя благодаря тому, что начало резкого увеличения сопротивления затягивается до более высоких значений угла атаки. В данном случае при  $M=0,75$  максимальное значение коэффициента подъемной силы увеличилось на 23%.

Для экспериментального исследования механизации крыла маневренных истребителей необходимы достаточно большие АДТ с большими скоростями потока, чтобы реализуемые при испытаниях числа  $Re$  были по возможности близкими к натурным, а получаемые результаты имели достаточный доверительный уровень. Построенная еще 40 лет назад АДТ института RAE с размерами рабочей части  $2,44 \times 1,83$  м и в настоящее время остается полезной при проведении подобных исследований.

Наиболее крупными в Англии АДТ для проведения исследований при больших скоростях потока в настоящее время являются: АДТ института RAE с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями

потока и размерами рабочей части  $2,44 \times 2,44$  м, построенная в 1957 г. (рис. 6); трансзвуковая АДТ авиационной научно-исследовательской ассоциации (ARA) с размерами рабочей части  $2,74 \times 2,44$  м, построенная в 1956 г. (рис. 7); АДТ фирмы Бритни Аэроспейс (Уортон) с размерами рабочей части  $1,22 \times 1,22$  м (рис. 8). Важно отметить, что модели для испытаний в трубах RAE и ARA взаимозаменяемы, что позволяет планировать комбинированное использование этих АДТ в широком диапазоне скоростей потока.

Хотя эти АДТ построены довольно давно, они периодически модернизируются, так что в основном они отвечают современным требованиям, если не считать ограничений по числу  $Re$ .

Для испытаний в диапазоне чисел  $M$  от 2,5 до 5 институт RAE располагает АДТ с размерами рабочей части  $0,91 \times 1,22$  м. В настоящее время она не используется, но может быть приведена в рабочее состояние в течение нескольких месяцев.

В дополнение к этим АДТ относительно больших размеров существует много малых АДТ больших скоростей. В частности, институт RAE, промышленные фирмы и университеты располагают экспериментальной базой для проведения испытаний при гиперзвуковых скоростях.

Следует упомянуть также о двух АДТ фирмы Бритни Аэроспейс в Хэтфилде и Уортоне для ис-

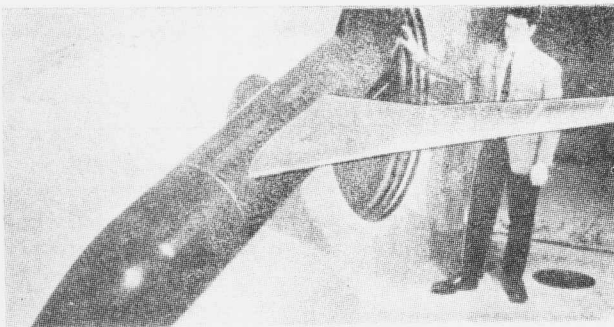


Рис. 6. Рабочая часть АДТ института RAE с размерами  $2,44 \times 2,44$  м

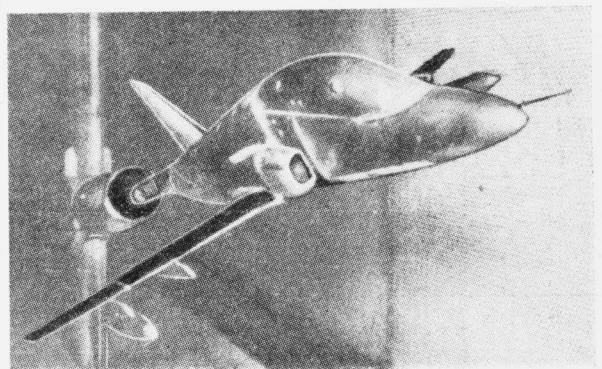


Рис. 7. Рабочая часть АДТ ассоциации ARA с размерами  $2,74 \times 2,44$  м

следования на моделях самолетов К/ВВП проблем увеличения подъемной силы с использованием энергии двигателей, в частности, при больших углах атаки, а также об АДТ института RAЕ в Фарнборо с открытой рабочей частью, имеющей характерный размер 7,32 м, которая используется для испытаний моделей вертолетов и (после модернизации) для акустических исследований.

Снижение авиационного шума является той областью, в которой за последние десять лет наблюдается интенсивный рост объема исследований с помощью как теоретических методов, так и все более сложных методов испытаний в АДТ и в полете. В настоящее время ученые уже располагают значительным запасом знаний как в отношении понимания физических механизмов генерации шума, так и в отношении закономерностей распространения шума в сложном поле течения вблизи самолета. После создания на основе этих знаний малошумных двигателей шум, генерируемый планером самолета, станет также важным объектом исследований при решении общей проблемы снижения авиационного шума. На рис. 9 приведены экспериментальные и теоретические зависимости, характеризующие влияние на уровень шума выпущенных закрылков и шасси самолета L-1011.

Расширению практического использования методов вычислительной аэродинамики способствовало объединение алгоритмов численного расчета невязких и вязких течений, в результате чего стало возможным теоретически предсказывать распределение давления на поверхностях со скачками уплотнения и оценивать влияние увеличения числа  $Re$  на аэродинамические характеристики профиля и крыла. В качестве примера на рис. 10 приведены результаты сопоставления теоретических и экспериментальных данных по сопротивлению для сверхкритического профиля. Близость результатов позволяет использовать подобное сопоставление как для совершенствования методов расчета, так и для их обоснования. Это, в свою очередь, приводит к повышению требований к методологии и технике моделирования течений в АДТ, в частности, при воспроизведении на модели параметров пограничного слоя в околозвуковом диапазоне скоростей потока. Конечным итогом этих исследований должны стать существенные улучшения в области аэродинамики крыла и самолета в целом

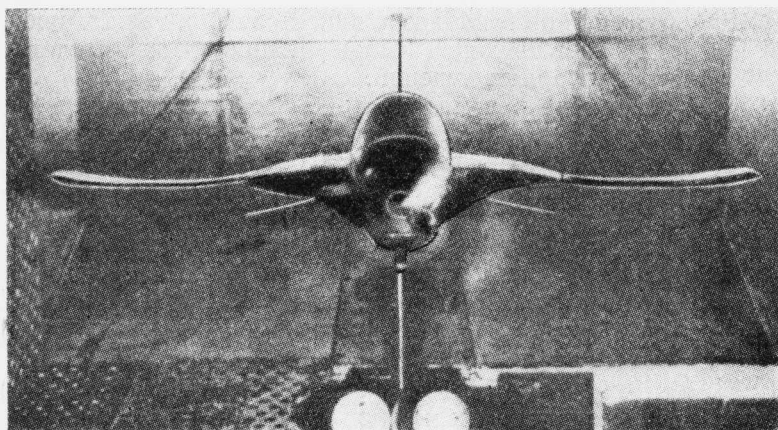
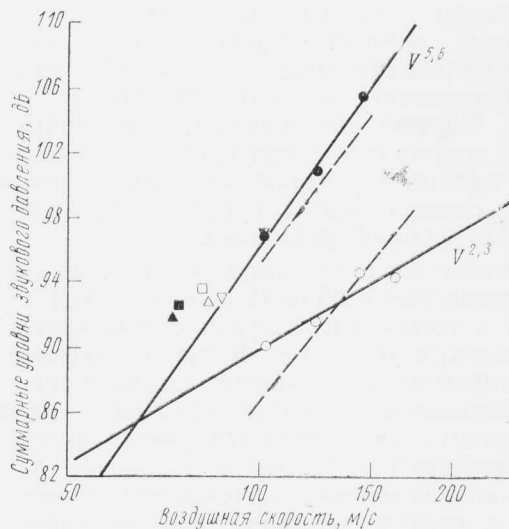


Рис. 8. Рабочая часть АДТ фирмы Бритни Аэроспейс с размерами  $1,22 \times 1,22$  м



○ —  $\delta_{\text{закр}} = 0$ ; ▽ —  $\delta_{\text{закр}} = 22^\circ$ ; △ —  $\delta_{\text{закр}} = 33^\circ$ ;  
□ —  $\delta_{\text{закр}} = 42^\circ$ ; — — — теоретические оценки

Рис. 9. Сравнение теоретических и экспериментальных оценок уровней шума самолета L-1011 (затененные символы соответствуют выпущенному шасси)

с учетом требований заказчиков: малое сопротивление — для гражданских самолетов, повышенная маневренность и увеличенное критическое число  $Re$  — для военных самолетов.

При проектировании маневренных военных самолетов недостаточно обеспечить аэродинамическое совершенство комбинации крыло—фюзеляж. Важное значение имеет также то, чтобы выбранный вариант размещения подвешенного вооружения (бомб, контейнеров и т. п.) соответствовал минимальному увеличению сопротивления и снижению маневренности. Внешние подвесные грузы значительно усложняют поле течения около самолета, что создает дополнительные трудности как в теоретическом плане, так и при проведении исследований методами трубных и летных испытаний. Оценки показывают, что за счет удачного выбора схемы подвески боевых грузов интерференционный прирост сопротивления может быть снижен на 50%. При этом не только увеличивается радиус действия самолета, но и возрастают его маневренные возможности во время атаки воздушной или наземной цели. Кроме того, благодаря большей

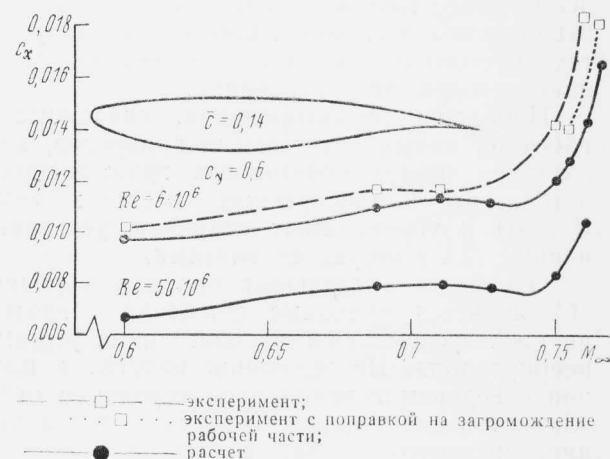


Рис. 10. Расчетные и экспериментальные зависимости  $c_x(M)$  для профиля RAE 5217

однородности поля течения около узлов подвески возмущения, вносимые пуском ракеты или сбросом бомбы, оказываются небольшими, что способствует повышению точности стрельбы или бомбометания. Хорошо обоснованные аэродинамические решения этой задачи могут привести к таким улучшениям летных характеристик, которые значительно более сложно достичь путем совершенствования крыла или силовой установки.

В течение последних двух десятилетий программы исследований в области аэродинамики осуществлялись в тесной взаимосвязи с прогрессом в области силовых установок. К числу наиболее актуальных проблем современного этапа развития силовых установок относятся проблемы увеличения коэффициента восстановления давления перед входом в двигатель в широком диапазоне скоростей полета и обеспечения приемлемой однородности потока в воздухозаборнике при больших углах атаки и разработки выхлопных систем с малым сопротивлением. Особенно серьезные проблемы возникают при создании силовых установок для самолетов К/ВВП, когда требуется одновременно проводить сложные экспериментальные исследования в АДТ с тщательным воспроизведением всех особенностей реальных конфигураций и трудоемкие расчеты по газодинамике реактивных струй.

Важным достижением в области механики жидкости стала разработка эффективных численных методов расчета течений в пограничном слое, позволяющих теоретически исследовать развитие пограничного слоя на поверхностях стреловидного крыла и воздухозаборника. Экспериментальные исследования в этой области не требуют создания дорогостоящих установок. Типичным примером является АДТ института RAE в Бедфорде, которую нельзя назвать сложным сооружением. Однако в экспериментах, проводимых в этой АДТ, может использоваться аппаратура, отвечающая современным требованиям. Так, например, в последнее время исследования проводятся с применением лазерных доплеровских измерителей скорости, которые не вносят возмущений в пограничный слой.

На современном этапе развития авиации маловероятно появление большого числа основополагающих идей, которыми были так богаты годы становления аэродинамики как науки. Наиболее значительных достижений следует ожидать в направлении более глубокого изучения частных проблем, решение которых может способствовать ускорению технического прогресса или радикальному изменению методов проектирования.

Проблемы проектирования, связанные с разработкой новых летательных аппаратов, касаются создания высокоэкономичных гражданских самолетов, высокоманевренных военных самолетов К/ВВП и управляемых снарядов, усовершенствованных ЛА с несущими винтами.

Одной из актуальных проблем аэродинамики ЛА является проблема снижения сопротивления на крейсерском режиме полета и на режимах маневрирования. Исследования ведутся в направлении совершенствования проектирования отдельных элементов компоновки (крыла, органов управления, несущего винта, воздухозаборников, сопел, узлов подвески вооружения и т. п.) с учетом их взаимной интерференции. Важным требованием к

органам управления становится способность создания аэродинамических сил для управления траекторией путем их комбинированного отклонения. Повышение аэродинамической эффективности органов управления важно и с точки зрения расширения области допустимых режимов полета как при взлете и посадке, так и при скоростях, близких к максимальным.

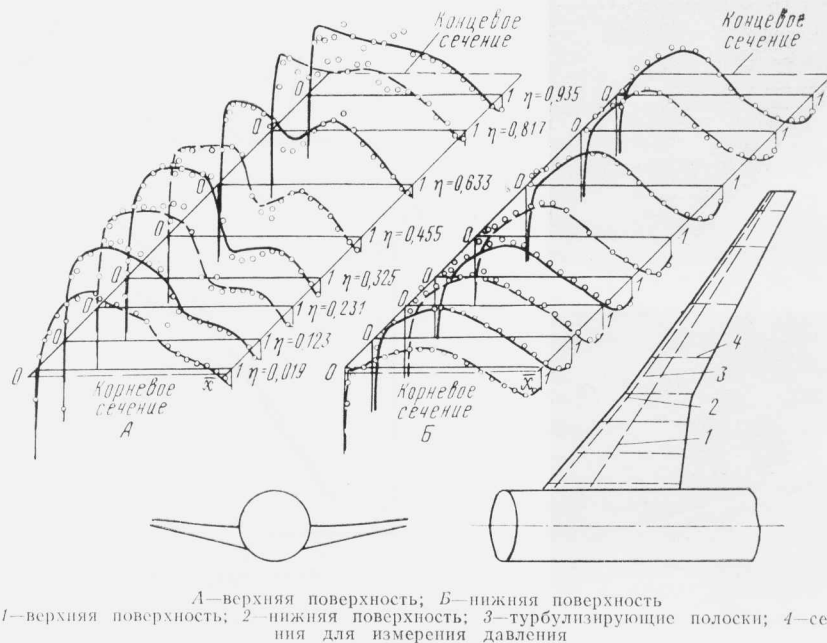
В области аэродинамики наиболее многообещающими областями исследований являются: вычислительная аэродинамика, отрывные и вихревые течения, нестационарная аэродинамика, динамика полета (включая летные исследования), аэродинамика ЛА с несущими винтами.

**Вычислительная аэродинамика.** За последние два десятилетия в США достигнут существенный прогресс, расширивший возможности расчета обтекания реальных конфигураций. Непрерывный рост быстродействия и объема памяти новых ЭВМ позволяет надеяться на то, что в будущем станет возможным проведение подобных расчетов на основе полных уравнений Навье—Стокса. Развитие численных методов позволит поднять методологию проектирования до такого уровня, когда принимаемые проектные решения будут оптимальными для натуральных условий обтекания ЛА, что недостижимо, если в основе этих решений лежат только результаты испытаний в АДТ.

Развитие вычислительной аэродинамики в Англии идет столь же высокими темпами, хотя работающие в этой области коллективы ученых, которыми располагают институт RAE, ассоциация ARA, фирма Бритиш Аэроспейс и университеты, малы по сравнению с возможностями США. В настоящее время исследователи сталкиваются с проблемой ограниченной производительности ЭВМ, острота которой, как ожидают, будет снижена в ближайшие два года.

Коллективные усилия указанных выше организаций Англии позволили достичь высокой эффективности метода малых возмущений при расчете трансзвуковых течений. Имеются примеры успешного применения этого метода в комбинации с методами расчета пространственного пограничного слоя при исследовании распределения давления на стреловидном крыле в присутствии фюзеляжа (рис. 11). Метод малых возмущений перспективен и для аэродинамического расчета более сложных конфигураций, таких как крыло с подвесными грузами или гондолами двигателей, а также, после соответствующей модификации, для расчета нестационарных течений.

Если же рассматривать более отдаленную перспективу, например ближайшее десятилетие, то следует считать вероятным обращение к полным уравнениям для потенциала (в сочетании с уравнениями для пограничного слоя), использование которых требует разработки более быстрых алгоритмов и увеличения точности представления в программе геометрии фюзеляжа. Однако применимость метода полных уравнений для потенциала ограничена безотрывными течениями с весьма слабыми скачками уплотнения. Следующим шагом в этом направлении могло бы стать использование уравнений Эйлера, которые ослабляют ограничения по интенсивности скачков, но также не допускают наличия отрывов потока. Оправданность уве-



А—верхняя поверхность; Б—нижняя поверхность  
1—верхняя поверхность; 2—нижняя поверхность; 3—турбулизирующие полоски; 4—сечения для измерения давления

Рис. 11. Результаты расчета распределения давления на стреловидном крыле в комбинации с фюзеляжем с учетом влияния вязкости ( $\alpha=0,18^\circ$ ,  $Re=37 \cdot 10^6$ )

личения вычислительных сложностей, связанных с уравнениями Эйлера, зависит от геометрии фюзеляжа и структуры течения. Использование уравнений Эйлера можно рассматривать как промежуточный этап перехода к использованию уравнений Навье—Стокса, которые пригодны для расчета течений с учетом сил вязкости при наличии скачков уплотнения и отрыва потока. Для достижения этой цели, к которой ведет почти 300-летняя история развития аэродинамики, еще придется преодолеть немало серьезных трудностей. Одним из главных препятствий в настоящее время является отсутствие достаточно точной математической модели турбулентности. Несмотря на большое количество работ на эту тему, понимание физической природы и механизмов турбулентности прогрессирует медленно, и представляется маловероятным, чтобы даже к 2015 г. продвижение в этом направлении достигло того уровня ясности (в отношении частот и масштабов флуктуаций), который необходим для обоснования применимости данного подхода при проектировании ЛА.

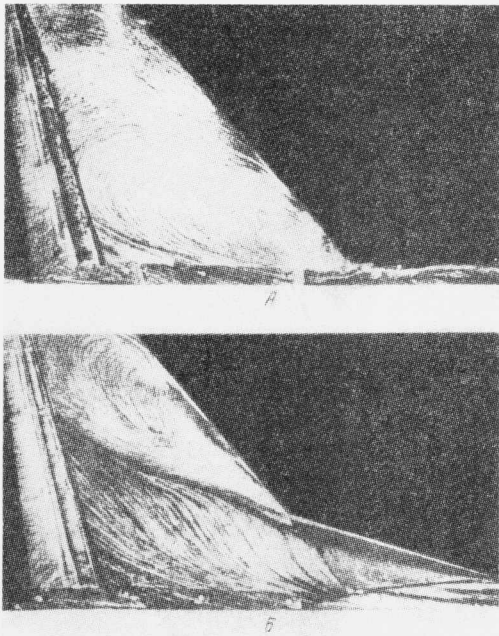
В качестве приближения к решению этой проблемы можно рассматривать метод усреднения основных уравнений на интервале времени, достаточно большом по сравнению с характерным временем колебаний наиболее крупных вихрей так, что изменение количества движения и энергии турбулентности представляется в виде некоторого сглаженного процесса изменения средних значений. Аналогичный подход применяется при исследовании нестационарных течений, таких как, например, течения, возникающие при флаттере крыла и «зуде» элеронов, где также принимаются меры, чтобы процедура усреднения не исказила результаты расчета частот и амплитуд, связанных с крупномасштабными эффектами в этих течениях.

Другой серьезной трудностью на пути перехода к уравнениям Навье—Стокса при численном расчете обтекания тел произвольной геометрии является необходимость создания ЭВМ с большими быстродействием и объемом памяти. Для того что-

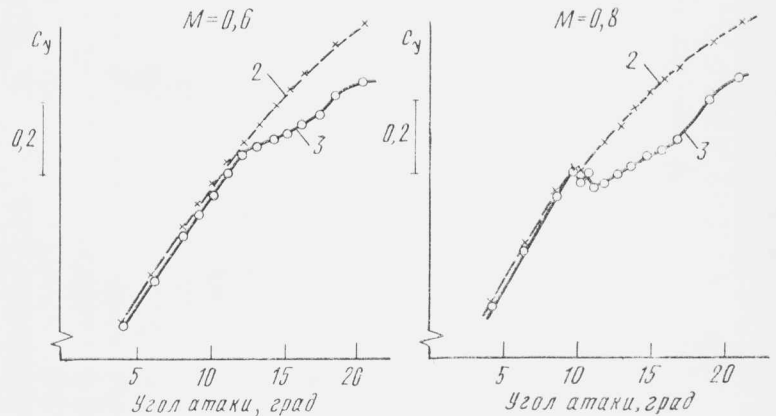
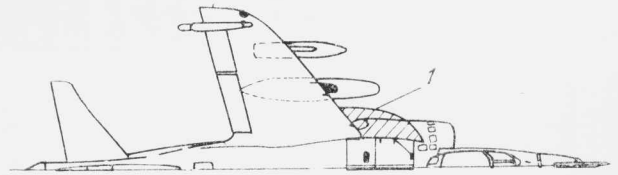
бы иметь возможность моделировать динамику развития больших вихрей и мелкомасштабные турбулентные флуктуации, а также рассчитывать параметры, характеризующие такие эффекты, как аэродинамический шум и перестройка структуры течения в пограничном слое, необходимы ЭВМ, которые по производительности примерно в 100 раз превосходят ЭВМ, требующиеся для решения усредненных по времени уравнений Навье—Стокса. Быстродействие ЭВМ имеет предел, который обусловлен временем прохождения электрических сигналов, измеряемым наносекундами. По существу, это ограничение связано со скоростью света, являющейся максимальной скоростью передачи сигналов; поэтому для дальнейшего совершенствования ЭВМ необходимы поиски новых путей, что повлечет за собой увеличение стоимости разработки новых ЭВМ. Поскольку объем заказов на изготовление сверхбольших ЭВМ будет, вероятно, небольшим, стоимость их разработки и закупочная стоимость будут высокими, а затраты на их эксплуатацию и техническое обслуживание будут близкими к аналогичным затратам для больших АДТ.

Учитывая эти трудности, можно предположить, что интегрирование полных уравнений Навье—Стокса едва ли станет доступным для аэродинамиков к 2015 г., если в ближайший исторический период не будут сделаны фундаментальные открытия в области математического моделирования турбулентности или в области вычислительной техники. Вместе с тем, можно ожидать развития рассмотренных выше промежуточных вариантов подхода к этой проблеме, которые допускают исследование безотрывных течений и течений с ограниченными зонами отрыва потока. Существенным фактором в решении этих проблем может стать международная кооперация в использовании вычислительных ресурсов больших ЭВМ для разработки новых принципов моделирования и численных методов. Потенциальный выигрыш от углубления знаний в области физики сложных течений и от использования больших ЭВМ для проведения «численных





А — без напыла; Б — с напылом  
Рис. 12. Исследование методом масляной пленки влияния напылов на структуру течения на верхней поверхности крыла



1—напыл; 2—с напылом; 3—без напыла  
Рис. 13. Результаты исследования в АДТ влияния напылов на бафтинг крыла самолета «Харриер»

экспериментов» настолько значителен, что он стоит того, чтобы ценой необходимых затрат Англии было обеспечено надлежащее место среди лидирующих групп исследователей этого направления.

Совершенствование численных методов оказывает глубокое влияние на развитие всех разделов современной аэродинамики, поэтому недооценка важности решения проблем, сдерживающих прогресс в области вычислительной аэродинамики, чревата потерями в конкурентоспособности изделий авиационной техники на внешнем рынке. Успехи в разработке новых больших ЭВМ будут одной из главных движущих сил или (что еще более вероятно) доминирующей силой в аэродинамике в ближайшие 35 лет.

**Отрывные и вихревые течения.** Одним из важнейших объектов исследований являются отрывные течения. В прошлом конструкторы стремились избегать отрывов потока на крыльях умеренных и больших удлинений, хотя считалось допустимым появление ограниченных зон отрыва между линией ламинарного отрыва и линией присоединения турбулентного пограничного слоя. Современные численные методы, основанные на комбинированном использовании методов расчета невязкого обтекания и методов расчета пограничного слоя, позволяют во многих случаях теоретически предсказывать возможность возникновения отрывного течения на крыле. Однако при проектировании современных аэродинамически совершенных ЛА требуется обеспечение максимального восстановления давления в условиях реального полета, при которых пограничный слой остается присоединенным, что, в свою очередь, выдвигает повышенные требования к точности расчетов и результатов испытаний в АДТ.

Существенно новым моментом в современной практике аэродинамического проектирования стало использование «управляемого» (преднамерен-

но создаваемого) отрыва потока на крыльях малого удлинения (самолет «Конкорд», ЛА военного назначения). Экспериментальные и теоретические исследования убеждают в целесообразности наличия слабых вихревых течений у передней кромки крыла для получения высокой аэродинамической эффективности компоновки. Требование высокой маневренности, которое предъявляется в настоящее время к боевым самолетам, приводит к значительному увеличению угловых скоростей разворота, что также препятствует сохранению на крыле безотрывного обтекания. В свете этих тенденций большое значение приобретает изучение различных способов управления вихревыми течениями на крыле, например, с помощью переднего оперения, напылов или выдувания струй в направлении размаха. При этом существенное внимание должно быть уделено ослаблению влияния несимметрии вихревого обтекания крыла на управление самолетом.

Влияние напылов на вихревое течение на верхней поверхности крыла можно наблюдать на картинах визуализации, получаемых в АДТ с помощью масляных пленок (рис. 12). Некоторые количественные данные по эффективности напылов, как средств увеличения подъемной силы крыла, приведены на рис. 13. Хотя в настоящее время существует определенная ясность в отношении благоприятного влияния напылов на летные характеристики самолетов, остается нерешенной проблема моделирования вихревых течений подобного типа. В методике, разработанной фирмой Бритиш Аэроспейс, свободные вихри, сходящие с передних кромок напылов, представляются в виде изолированных вихревых линий, а крыло и след — распределением диполей. Обнадеживающие результаты сопоставления теории и эксперимента свидетельствуют о перспективности этого подхода. Его недостатком является то, что данная теория не учитывает взаимодействия вихрей со скачками уплотнения, которые могут появляться на внешних

частях крыла при больших скоростях полета. Кроме того, в рамках этой теории пока не удается достаточно точно оценивать тот вклад в увеличение подъемной силы, который дают отрывные течения, образующиеся при малых скоростях и больших углах атаки на внешних частях крыла. Для усовершенствования этой теории необходимо разработать модель вихревого течения у концов крыла.

Аналогичная проблема возникает при изучении отрывных течений на носовых частях фюзеляжей самолетов и ракет. В данном случае положение линий отрыва потока не определяется однозначно геометрической формой обтекаемой поверхности, как это имеет место в случае крыла с наплывом. Простейшим примером подобных течений может служить отрывное обтекание конусов. Расчет таких течений не может базироваться только на использовании теории невязкого обтекания, поскольку положение линий отрыва существенно определяется вязкостными силами. Классическая теория пограничного слоя также неприменима для решения этой задачи, ибо эффекты вязкости, развивающиеся вблизи точек отрыва потока, слишком велики, чтобы их можно было описать в рамках теории пограничного слоя. Однако при известном положении линий отрыва теория невязких течений с успехом может быть использована для описания образующейся вихревой системы. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Непригодность теории пограничного слоя для расчета отрывных течений данного типа вынуждает обращаться к полным уравнениям Навье—Стокса или, по крайней мере, к их упрощенному аналогу. Но поскольку, как указывалось выше, практически такая возможность появится не скоро, внимание исследователей привлекается к разработке модели, описывающей взаимодействие вязкой и невязкой областей течения, т. е. модели, которая в некотором смысле является развитием идей Прандтля. В последние годы в этом направлении достигнуто заметное продвижение (особенно применительно к ламинарным течениям), свидетелем которого являются полученные многими авторами локальные решения с применением так называемых «трехслойных» моделей.

Развитие этого направления в ближайшее десятилетие будет продолжаться, в связи с этим важное значение приобретает получение надежных экспериментальных данных, подтверждающих результаты теоретических расчетов. Необходимо также иметь возможность физической интерпретации теоретических выводов, основанных на результатах расчетов, например: отрыв потока определяется соотношением между количеством движения в притекающем пограничном слое (которое характеризуется величиной локального коэффициента поверхностного трения) и градиентом давления вблизи точки отрыва, который определяется внешним (невязким) полем течения.

С появлением высокопроизводительных ЭВМ, позволяющих проводить численные исследования, опираясь на усредненные по времени уравнения Навье—Стокса, расширяются возможности изучения сложных течений с отрывом потока. К 2015 г., вероятно, станут возможными расчеты всего поля течения около самолета, включая нестационарные

эффекты, обусловленные отрывом потока на носовой части фюзеляжа и крыле.

**Динамика полета.** Линейная динамическая модель самолета, основанная на использовании производных устойчивости и коэффициентов эффективности органов управления, на протяжении многих лет широко применялась при проведении различных исследований вследствие ее простоты и физической наглядности получаемых результатов. Выявленные с ее помощью формы колебаний ЛА (в том числе фугоидные) получили подтверждение в летной практике. Хотя относительная важность различных аэродинамических производных зависит от компоновки ЛА и от рассматриваемых форм движения, ограничения, накладываемые линейностью этой теории, оставались характерными для большинства работ по динамике полета, выполненных в последние 70 лет. Лишь сравнительно недавно возникла необходимость расширения возможностей теории с целью включения в рассмотрение некоторых нелинейностей главным образом в связи с исследованиями для режимов полета, близких к предельным. В качестве примеров можно назвать исследование инерционного взаимодействия продольного и бокового движений, учет эффектов отрыва потока, таких как «управляемое» вихреобразование на передних кромках крыла с большим углом стреловидности или «неуправляемый» срыв потока на крыле при входе в штопор. Следует подчеркнуть, что математическая модель ЛА является основой, на которой базируется выбор любой системы управления.

Линейные методы и сейчас остаются главным инструментом при аналитических исследованиях и приближенных оценках, но в последние годы все большее значение приобретают более точные численные методы исследования, позволяющие рассматривать нелинейные свойства системы. Типичным примером является исследование динамики ЛА при больших углах атаки, которые связаны с широким использованием разнообразных экспериментальных методов. Испытания в АДТ обеспечивают получение исходных аэродинамических данных, необходимых для построения математической модели. Статические испытания необходимы для установления зависимостей аэродинамических сил и моментов от углов атаки и скольжения и от углов отклонения органов управления. Во время испытаний методом свободных и вынужденных колебаний определяются динамические производные при малых амплитудах колебаний. Для этого Англия располагает установками, позволяющими проводить измерения при малых скоростях потока и углах атаки до  $90^\circ$  (рис. 14). Модель приводится в колебания по крену или рысканию, а системы изменения и обработки данных дают информацию по производным демпфирования и перекрестным вращательным производным бокового движения. В последнее время все большее внимание уделяется разработке различных методов получения вращательных производных в АДТ с использованием вращения моделей. В АДТ фирмы Бритиш Аэроспейс в Уортоне построена специальная установка, позволяющая проводить испытания моделей с большими амплитудами вращения по крену. Практикуются также летные испытания динамически подобных моделей без двигателей, которые сбрасываются с вертолетов и выполняют в свободном

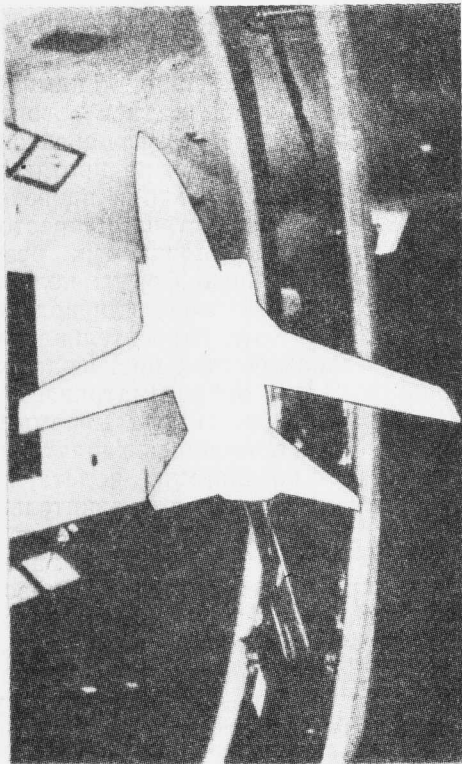


Рис. 14. Модель самолета, установленная в рабочей части АДТ института RAЕ в Бедфорде для исследования производных устойчивости при больших углах атаки

полете запрограммированные серии маневров. В этом виде испытаний достигается достаточно высокая степень соответствия между полученными в расчетах изменениями средних угловых скоростей штопора и измеренными при испытаниях модели в полете.

Летные испытания масштабных моделей дешевле и безопаснее, чем испытания натуральных образцов авиационной техники, однако это не означает, что можно полностью отказаться от летных испытаний с пилотированием на реальных ЛА, которые в ряде случаев являются единственным средством получения нужной информации.

Многообещающие перспективы в современной динамике полета связывают с применением принципов «активного» управления, ведущих к отказу от традиционного узкофункционального назначения всех основных компонентов самолета и требующих их комплексного использования для создания нужных управляющих сил во всей области допустимых режимов полета. Ослабление требований к запасу аэродинамической устойчивости компоновки существенно расширяет возможности авиаконструктора и вместе с тем повышает требования к аэродинамике в отношении полноты и точности аэродинамических характеристик. Необходимо также разработка надежных датчиков углов атаки и скольжения для маневренных самолетов. Новые режимы полета ЛА с системой активного управления повлекут за собой новые подходы к моделированию основных аэродинамических сил и моментов, которые, в свою очередь, потребуют

создания новых экспериментальных и теоретических методов.

Особенностью современного этапа развития динамики полета является необходимость рассмотрения смежных вопросов аэродинамики совместно с решением проблем прочности конструкции и разработкой законов управления. При этом приходится иметь дело с системами нелинейных дифференциальных уравнений высокого порядка, численное решение которых должно быть также легко физически интерпретируемо, как в случае обычных линейных систем, когда для этого достаточно использования таких понятий, как частота и затухание колебаний.

Таким образом, развитие динамики полета до 2015 г. будет сопровождаться расширением использования новых экспериментальных и теоретических методов для исследования широкого класса новых конфигураций (например, переднего оперения, элементов изменяемой геометрии) в более широком диапазоне режимов полета: при больших углах атаки и скольжения, предельно малых и больших скоростях, быстрых вращениях и резких изменениях управляющих сил. Для этих новых режимов управляемого полета характерны существенно нелинейные аэродинамические зависимости, правильное использование которых требует глубокого изучения лежащих в их основе физических явлений.

**Винтокрылые летательные аппараты.** По сравнению с большой сложностью и изученностью систем, применяемых на самолетах с фиксированным крылом, уровень современных познаний в области аэродинамики вертолетов представляется невысоким, несмотря на значительный прогресс, достигнутый в последние годы. Проблемы аэродинамики несущего винта осложняются тем, что их приходится рассматривать в тесной взаимосвязи с проблемами динамики. Кроме того, обтекание каждой лопасти не может рассматриваться изолированно, ибо оно в большой степени определяется следом от впереди идущих лопастей.

В результате многолетних исследований в области проектирования профилей для несущих винтов в настоящее время созданы возможности увеличения тяги по меньшей мере на 35% по сравнению с ранее проектировавшимися винтами на основе профилей типа НАСА 0012. В целях оптимизации аэродинамических характеристик несущего винта целесообразно использовать лопасти с изменяющимися по размаху геометрическими параметрами профилей, а это, одновременно с тенденцией увеличения нагрузки на ометаемую площадь винта, приводит к необходимости применения в конструкции лопастей композиционных материалов. Намечались также перспективы перехода от прямых лопастей к саблевидным (со скошенными законцовками) лопастям, что позволит увеличить максимальную скорость вертолета. При проектировании таких лопастей предполагается использовать методы вычислительной аэродинамики для расчета распределений давления при сверхкритическом режиме обтекания. Пример результатов подобных расчетов, выполненных в RAЕ, приведен на рис. 15, где для сравнения представлены также экспериментальные данные ONERA. В настоящее время методы расчета совершенствуются в направлении учета нестационарных эффектов, обусловленных

влиянием быстрых изменений чисел  $M$  потока у концов лопастей на положение и интенсивность скачков уплотнения. Весьма актуальной является разработка методов расчета обтекания лопастей с помощью уравнений, зависящих от времени, и с учетом вязкости потока.

Улучшения в аэродинамике лопастей определяются развитием методов расчета действующих на несущий винт нагрузок и методов расчета аэродинамических и летных характеристик. Ближайшие перспективы в этой области связывают с использованием модели следа на режиме вихревого кольца при одновременном описании нестационарных характеристик лопасти с привлечением функции Вагнера для безотрывного обтекания и эмпирической модели динамического срыва.

Можно назвать следующие шесть главных направлений, в которых будут сконцентрированы будущие исследования.

1. Развитие экспериментальных методов, необходимых как для проверки теоретических методов, так и для изучения проблем, недоступных для теории. Это требует организации более широкой программы исследований в аэродинамических трубах, включая разработку и использование пятиметровой АДТ, а также долговременной программы летных исследований для измерения характеристик лопастей, изучения эффекта саблевидности концов лопастей и характеристик поля течения около вертолета.

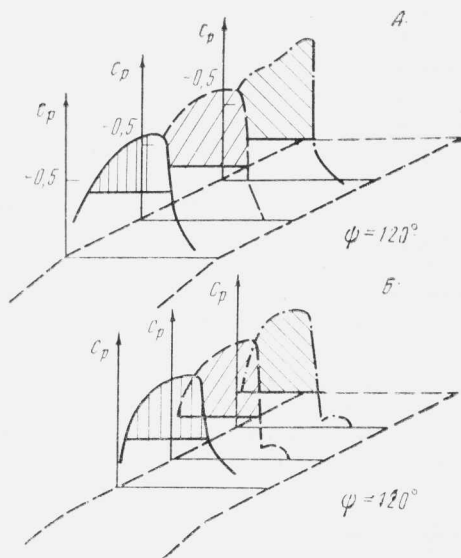
2. Расширение возможностей теоретических методов для оценки характеристик предельных режимов и нагрузок для несущего винта при маневрировании. Это потребует использования более сложных расчетных моделей винта и ЭВМ с увеличенными быстродействием и объемом памяти. Для решения этой задачи необходимо отказаться от двумерного представления нагрузок, действующих на несущий винт (в тех случаях, когда трехмерность

является определяющей), и от эмпирического описания явления срыва потока. Для режимов горизонтального полета и маневрирования должна быть разработана теория пространственного нестационарного сверхкритического обтекания лопастей при одновременном использовании концепции свободного вихревого слоя. Необходимо также создать методы расчета процесса появления и развития отрывных течений. Эти проблемы могут быть решены при использовании усредненных по времени уравнений Навье—Стокса.

3. Совместное рассмотрение аэродинамических и прочностных аспектов проектирования лопастей. Это направление считается весьма важным и может привести к разработке несущих винтов с пассивно регулируемой круткой лопастей, т. е. винтов, у которых изменение крутки лопастей под нагрузкой с изменением азимутального угла происходит в желаемой последовательности, т. е. уменьшается у опережающей лопасти и увеличивается у отстающей. Гармонический характер изменения действующих на лопасти сил и моментов создает благоприятные возможности снижения вибрационных нагрузок на втулку винта. Тот же эффект может быть достигнут путем замены механического управления вращением лопасти относительно осевого шарнира электрическим. Для целенаправленного изменения и использования аэроупругих свойств лопастей необходимо детальное изучение аэродинамики несущего винта с учетом особенностей деформаций лопасти при применении в конструкции композиционных материалов или наличия саблевидной законцовки, смещающей центр давления относительно оси лопасти. Следует отметить, что одной из главных целей исследований по аэродинамике и динамике несущего винта является снижение вибрационных нагрузок, поскольку основным источником вибраций фюзеляжа вертолета являются действующие на лопасти высокочастотные составляющие нагрузок.

4. Повышенное внимание к аэродинамическому проектированию фюзеляжа и втулки несущего винта с целью снижения общего сопротивления и расходов топлива, а также устранения действующих вниз аэродинамических нагрузок фюзеляжа при крейсерском полете. Ставится задача предотвращения отрывов потока, которые создают колебательность течения в следе, обтекающем хвостовой винт, и приводят к вибрациям. Необходимо также тщательное изучение поля течения около хвостового винта во время полета вперед, по вертикали и в поперечном направлении в сочетании с выполнением разворотов по рысканию. Результатом этих исследований должно стать улучшение аэродинамики рулевого винта и усовершенствование системы путевого управления. Характер течения около хвостового винта настолько сложен, что эксперимент является по существу единственным средством для его изучения.

5. Исследование аэродинамических источников шума, которые у вертолетов являются основными. Как при военном, так и при гражданском использовании вертолета проблема снижения уровней шума приобретает все большее значение и занимает важное место среди других проблем аэродинамического проектирования несущего винта. Один из аспектов этой проблемы связан с тем, что шум несущего винта существенно зависит от скорости



А—эксперимент; Б—расчет

Рис. 15. Сравнение теоретических и полуэмпирических пространственных распределений давления на лопасти с углом саблевидности законцовки  $30^\circ$  ( $M_{\text{конц}}=0,63$ ;  $\mu=0,5$ ;  $c_y=0$ )

его вращения, которая определяет также и величину тяги. Как показывают результаты исследований, шум винта может быть снижен за счет модификации формы концевой части лопасти. Таким образом, задачей аэродинамического проектирования несущего винта должно быть не только достижение его высокого к.п.д., но и обеспечение низкого уровня шума и вибраций.

6. Исследования новых перспективных схем винтокрылых ЛА. К ним относятся: вертолеты комбинированных схем с крылом, разгружающим несущий винт; вертолеты соосных схем; вертолеты с выдуванием струй на лопастях винта; ЛА с поворотными винтами; ЛА с подъемными винтами в канале. Выбор той или иной схемы будет определяться требованиями к летным характеристикам, таким как крейсерская скорость, дальность полета, длительность режима висения, маневренность, условия эксплуатации.

**Нестационарная аэродинамика.** На протяжении длительного периода в прошлом нестационарная аэродинамика рассматривалась как область исследований узкоспециального направления, результаты которых имеют ограниченную сферу применения. В настоящее время взгляды на роль и значение этого раздела аэродинамики коренным образом изменились, поскольку теперь стало обычным явлением, когда решение актуальных проблем, выдвигаемых практикой, невозможно без учета зависимости параметров от времени. Область исследований, в которых эффекты нестационарности играют доминирующую роль, постоянно расширяется. Темпы продвижения в этом направлении тесно связаны с развитием вычислительной аэродинамики, в частности с возможностями решения задач с использованием уравнений Навье—Стокса. Для исследований в области механики полета необходимо разработать нелинейные методы расчета и эффективные методы измерения в АДТ вращательных производных аэродинамических коэффициентов.

Отрывные течения на крыльях и других телах относятся к числу явлений, нестационарных по своей природе. Например, для вертолетостроения важно изучение закономерностей развития и способов использования эффектов динамического срыва, а также изменений действующих на винт аэродинамических сил, обусловленных быстрыми изменениями поля течения около каждой из лопастей за один оборот винта. Проектирование высокоманевренных ракет, предотвращение бафтинга, флаттера или «зуда» органов управления и снижение шума аэродинамического происхождения — все это проблемы, решение которых зависит от степени изученности нестационарных течений и располагаемых средств управления ими. Особый интерес в этом плане представляет совместное использование методов аэродинамики и динамики конструкций для анализа условий возбуждения периодических и случайных колебаний конструкции в широком диапазоне частот. Одновременно с развитием численных методов большое значение для прогресса в области нестационарной аэродинамики имеют разработка специальных методов испытаний в АДТ, которые позволяли бы получать необходимый объем научной информации при малой длительности испытания, а также изучение

закономерностей развития турбулентных течений и их отрыва.

Имеющиеся данные позволяют предполагать, что расширение исследований в области нестационарной аэродинамики может привести к разработке новых эффективных методов увеличения подъемной силы и снижения сопротивления. Не исключается также и возможность появления в этой области фундаментальных открытий, которые могут существенно изменить существующую методологию проектирования ЛА.

**Аэродинамические трубы.** Совершенствование численных методов должно идти параллельно с совершенствованием аэродинамических экспериментальных установок с тем, чтобы они могли использоваться для подтверждения правильности теорий и служили источником надежных экспериментальных данных. Эти же цели преследуются и при разработке новых методик испытаний в АДТ.

АДТ в отличие от ЭВМ имеют значительно более продолжительные сроки службы. Например, АДТ института RAЕ с характерным размером рабочей части 7,32 м построена еще около 50 лет назад, но до настоящего времени является весьма полезной и недорогой в эксплуатации установкой, хотя для проведения точных акустических исследований должна быть осуществлена ее некоторая реконструкция. Новая пятиметровая АДТ этого же института, которая имеет большой потенциал улучшения характеристик и модернизации, рассчитана на длительный срок службы, выходящий далеко за пределы 2015 г. В целом потребности авиационной промышленности Англии в проведении сложных и эффективных экспериментальных исследований на крупномасштабных моделях при малых скоростях потока и достаточно высоких числах  $Re$  обеспечены по крайней мере на ближайший десятилетний период. Вместе с тем считается целесообразным иметь большую АДТ малых скоростей, работающую при атмосферном давлении, с размерами рабочей части порядка  $25 \times 20$  м для испытания двигателей, ЛА с несущими винтами, акустических измерений и проведения исследований по смежным вопросам аэродинамики, динамики, проектирования силовых установок, конструкций и различных систем. В связи с этим следует упомянуть о реализованном в США в НИЦ им. Эймса NASA проекте модернизации большой дозвуковой АДТ, в результате чего в 4 раза увеличилась мощность ее силовой установки и появилась возможность проведения испытаний в пристроенном новом канале с размерами рабочей части  $24,4 \times 36,6$  м. Ввиду высокой стоимости подобных установок их строительство в Европе может быть осуществлено только на основе межгосударственной кооперации.

В настоящее время как в США, так и в странах Западной Европы признается, что наиболее острый дефицит экспериментальных возможностей существует в отношении испытаний при дозвуковых и трансзвуковых скоростях потока. Отличие условий испытаний в АДТ от натуральных условий полета может приводить к серьезным просчетам при проектировании ЛА. Например, различия по числу  $Re$  чреваты недооценкой масштабных эффектов, затягиванием ввода ЛА в эксплуатацию

и увеличением издержек на проведение дорогостоящих доводочных летных испытаний. Связанные с этим дополнительные затраты могут во много раз превышать стоимость постройки новой большой АДТ. Неопределенность в отношении точности экстраполяции результатов испытаний моделей на натурные числа  $Re$  создает условия, когда промышленные фирмы становятся незаинтересованными в развитии и использовании наиболее перспективных методов аэродинамики, ориентированных на обеспечение наилучших характеристик ЛА для условий реального полета. В конечном итоге это отрицательно сказывается на летных характеристиках новых ЛА.

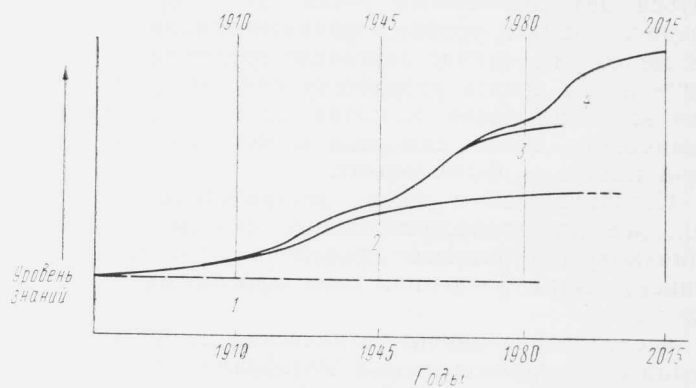
Необходимость создания в Европе криогенной трансзвуковой АДТ (ЕТВ) была установлена в результате проведенных в рамках НАТО специальных исследований, начатых в 1968 г. Десять лет спустя Францией, ФРГ, Голландией и Англией был подписан меморандум взаимопонимания, касающийся работ на этапе предварительного проектирования. На выбор схемы АДТ ЕТВ повлияло принятое NASA в 1975 г. решение о постройке криогенной АДТ NTF непрерывного действия с использованием в качестве рабочего газа азота, охлажденного до температур порядка 100 К. За счет низких температур в криогенной АДТ реализуются высокие значения числа  $Re$  при относительно умеренных уровнях мощности привода вентилятора и динамического давления потока, которое может изменяться при постоянном числе  $M$ , что позволяет проводить эксперименты по изучению эффектов аэроупругости. Европейская АДТ ЕТВ также будет криогенной. Если ожидаемое в ближайшем будущем решение о строительстве АДТ ЕТВ будет принято, то европейская авиационная промышленность сможет существенно повысить свой потенциал научных исследований и разработок начиная с 1990 г., когда предполагается ввод ЕТВ в эксплуатацию. Размеры прямоугольной рабочей части этой АДТ составят  $2,4 \times 2$  м. При давлениях до 4,5 атм ЕТВ позволит реализовывать на моделях числа  $Re$  порядка  $50 \cdot 10^6$  при больших дозвуковых и околозвуковых скоростях потока (типичные натурные величины чисел  $Re$  для военных и гражданских ЛА составляют  $40 \cdot 10^6$  и  $100 \cdot 10^6$ ).

Однако финансовые ограничения не позволяют Англии постоянно выделять большие средства на строительство новых установок, поэтому повсюду, где это возможно, необходимо стремиться к продлению полезного срока службы существующих АДТ путем усовершенствования их силовых установок, замены устаревших систем сбора и обработки данных современными высокопроизводительными системами и оснащения новым оборудованием, позволяющим проводить испытания новых видов. За счет модернизации АДТ могут быть обеспечены возможности более тонких измерений или расширен диапазон углов ориентации модели относительно потока. Существенное расширение экспериментальных возможностей даст использование нового оборудования для измерения аэродинамических производных устойчивости ЛА, активно управляемых свободнолетающих моделей, приборов для измерения параметров полей течения без внесения возмущений, например лазерных анемометров.

Важнейшей для удешевления и ускорения испытаний является задача разработки эффективных методов изготовления моделей, в том числе таких, которые воспроизводят реальные аэроупругие характеристики ЛА.

Характерными особенностями двух последних десятилетий были прекращение эксплуатации многих малых АДТ и интенсификация исследований в больших АДТ. Эту тенденцию, возникшую в основном в связи с экономическими трудностями и сокращением численности кадров, в целом нельзя признать оправданной, ибо она привела к частичной утрате полезных и недорогостоящих в эксплуатации средств для лабораторных исследований, какими являются малые АДТ. При проведении экспериментальных исследований в этих АДТ используются модели с низкой себестоимостью изготовления и, хотя их малые размеры ограничивают область применимости получаемых данных, могут быть выбраны эксперименты, для которых эта сторона дела не имеет первостепенного значения. Кроме того, следует учитывать, что в ходе развития науки и техники нередко возникают вопросы, требующие быстрого ответа при малых затратах. Поэтому в ближайшее десятилетие можно ожидать возобновления интереса к аэродинамическим установкам этого класса.

Развитие экспериментальной базы должно подкрепляться повышенным вниманием к подготовке квалифицированных кадров эксплуатационников: электроников, инженеров, специалистов по вычислительной технике, модельщиков. Хотя решение этой проблемы потребует дополнительных затрат, нельзя забывать, что едва ли найдется нечто заменяющее высокий профессионализм кадров.



1—основы теории и эксперимента; 2—аэродинамика малых скоростей; 3—аэродинамика больших скоростей; 4—вычислительная аэродинамика

Рис. 16. Периодизация развития аэродинамики

Рассматривая историю развития аэродинамики, можно убедиться, что ее основы были заложены в результате независимых исследований теоретиков и экспериментаторов, при этом взаимообмен наиболее важными достижениями способствовал существенному ускорению прогресса в обоих направлениях. На втором этапе (рис. 16), последовавшем за этапом становления аэродинамики как науки, была заложена прочная техническая база аэродинамики малых скоростей и подготовлены основные предпосылки послевоенного бурного раз-

вития аэродинамики течений сжимаемой жидкости, когда во многом определились границы современных познаний. Текущий переходный этап характеризуется существенным усилением роли чис-

ленных методов, развитие которых может стать основной движущей силой прогресса в следующий 35-летний период.

Референт *Б. П. Круглов.*

УДК 629.735.33.03

## ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ БУДУЩИХ БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ\*

При современном уровне науки и техники требуется примерно восемь лет с начала программы разработки боевого самолета и до начала поставок заказчику (если это немногонациональный проект). Для разработки военного самолета с высокими летно-тактическими характеристиками требуется, по крайней мере, десятилетие. Это естественно означает, что программа создания нового двигателя должна начинаться за 2—3 года до того, как станет точно известно, для каких целей он будет использоваться, что обычно определяет, какие будут приниматься технические решения, в том числе основанные на компромиссах.

Примерно в 1992—1995 гг. ВВС США и европейских стран будут вынуждены производить замену боевых самолетов современного поколения. Штабы ВВС различных стран уже приступают к предварительным исследованиям, однако вряд ли до 1984—1985 гг. будет начата какая-нибудь определенная программа. В настоящее время имеется очень мало информации, касающейся научно-технических новшеств, которые могли бы использоваться без чрезмерного риска, не говоря уже о предполагаемых уровнях финансирования. И тем не менее уже сейчас двигателестроительные фирмы должны начать разработку силовых установок для этих самолетов несмотря на то, что аэродинамическая схема самолета может быть определена только в общих чертах.

Столкнувшись с такой неопределенной задачей, все двигателестроительные фирмы приняли одинаковую стратегию проведения работ. Большинство фирм разделили свои программы на три этапа:

исследование научно-технических новшеств, модернизация компонентов и материалов и проведение стендовых испытаний;

изготовление двигателей для демонстрационных испытаний с использованием новых технических решений;

разработка двигателей, отвечающих эксплуатационным стандартам.

Для такого подхода, впервые обеспечивающего возможность планового производства демонстрационных двигателей, характерно то преимущество, что принятие решений по использованию научно-технических достижений может быть отложено до самого последнего момента, что уменьшает риск. Другое преимущество состоит в том, что необходимость максимальных капиталовложений также откладывается на более поздний срок.

Краткий обзор различных программ создания боевых самолетов, которые, как считается, придут на смену существующему поколению, дает представление о тех неопределенностях, с которыми приходится сталкиваться двигателестроительным фирмам.

В Европе эти работы проводятся в основном в ФРГ, Франции и Великобритании, где ВВС уже составляют перечень будущих потребностей на несколько лет. Но, по-видимому, ни одно из этих государств не в состоянии финансировать разработку перспективного боевого самолета, используя собственные ресурсы. Поэтому представляется логичным, что в разработке такого самолета должны участвовать две или, возможно, три страны, а это неизбежно будет обуславливать необходимость компромиссов в отношении как назначения, так и технических характеристик самолета.

С точки зрения ВВС, желательно иметь двухдвигательные самолеты, но разработку однодвигательных самолетов легче было бы финансировать. Фирмы-поставщики двигателей не знают также, какой уровень тяги может потребоваться. Вот почему французская фирма SNECMA при разработке двигателя M88 рассматривает широкий диапазон значений тяги от 6000 до 11000 кгс.

Несколько яснее обстоят дела в США. ВВС этой страны намереваются разработать примерно к 1992 г. истребитель завоевания превосходства в воздухе следующего поколения взамен самолета F-15 «Игл». ВМС предпринимают исследования по определению проекта истребителя, обозначаемого в настоящее время VFMX, который должен будет заменить самолеты F-14 «Томкэт» к 1995 г. Оба истребителя должны быть двухдвигательными, на них будут использоваться одинаковые силовые установки или очень похожие варианты с большой степенью общности компонентов. Самолет VFMX будет иметь взлетный вес от 18 до 22 тс, что предполагает использование двигателя со статической тягой 12 000—13 500 кгс на уровне моря.

Точное боевое назначение этих будущих истребителей, а также рабочие циклы предназначенных для них двигателей еще не определены. В частности, ВВС США должны принять решение о требованиях к длине взлетной и посадочной дистанций этих самолетов. Планируется создание группы, задачей которой будет уточнение требований ВВС в ходе выполнения демонстрационной программы. Эта группа будет также изучать вопрос о внедрении различных научно-технических достижений на демонстрационном самолете, испытания которого планируется начать примерно в 1987 г. В конкурсе на получение заказа на изго-

\* Condom P. Engines for future combat aircraft. *Interavia Aerospace Review*, 1982, v. 37, X, N 10, p. 1050—1052.

товление демонстрационных образцов (модификаций существующих истребителей F-16 и F-18) уже участвуют фирмы Джeneral Дайнэмикс и Макдоннелл-Дуглас.

Двигателестроительные фирмы США в любом случае получают выгоды от участия в программах научно-технических разработок, но если ВВС и ВМС США должны придерживаться графика замены своих истребителей, то осуществление программы создания демонстрационных двигателей должно быть начато в 1983 г. или, по крайней мере, в начале 1984 г.

Улучшение летно-технических характеристик, как всегда, остается важным фактором, определяющим направление работ в проектировании новых силовых установок, но опыт последнего десятилетия заставил авиатранспортные компании уделять все большее внимание таким характеристикам, как срок службы, надежность и простота (а также экономичность) технического обслуживания с возможностью еще большего совершенствования.

Вообще говоря, экономические факторы играют все большую роль в программах создания двигателей для военных самолетов, оказывая влияние как на конечные цели программ, так и на повседневный контроль за их осуществлением. Показателен в этом отношении опыт США.

Начиная с 1965 г. ВВС США финансируют долговременную программу научно-технического развития, получившую название «Усовершенствованный газогенератор для ГТД» (ATEGG — Aircraft Turbine Engine Gas Generator). Исследования проводились с целью улучшения характеристик и увеличения срока службы компонентов газогенераторов. Результатом этих исследований явилась программа APSI (Aircraft Propulsion Subsystem Integration — «Комплексная разработка подсистем силовых установок»).

Эта программа позволяет проводить испытания новых компонентов, создаваемых в результате исследований по программе ATEGG, на всей силовой установке, а также проверять новые схемы двигателей в комплексе.

В исследованиях по программам ATEGG/APSI участвуют главным образом фирмы Джeneral Электрик, Пратт-Уитни и Детройт Дизел Аллисон. Все три фирмы решают проблемы, связанные с созданием двигателей большой мощности. Газотурбинными двигателями малой и средней мощности занимается фирма Теледайн САЕ. Фирма Гаррет также получила различные контракты на проведение научно-исследовательских работ.

Одновременно с работами по программам ATEGG/APSI ВМС США финансируют также различные дополнительные программы, например программу MACE (Multiple Application Core Engine — «Газогенераторный контур двигателя многоцелевого назначения»). Эти отдельные исследования вылились в совместную программу разработки усовершенствованного демонстрационного двигателя JTDE (Joint Technology Demonstrator Engine), финансируемую ВВС и ВМС, для проведения стендовых испытаний силовых установок, включающих новшества со значительным техническим риском.

Цель всех этих предварительных этапов исследований — заложить основы для выполнения программы разработки определенного двигателя и выбрать (примерно к 1987 г.) единственного поставщика двигателей для доводочных истребителей, первые полеты которых намечаются на 1989 или 1990 гг.

Такая стратегия нацелена на то, чтобы объединить усилия ВМС США (делается это впервые) на длительные периоды времени, в результате чего снижается технический риск и открывается большой простор для взаимодействия конкурирующих фирм, что, как считается в настоящее время в ВВС, приносит пользу делу.

В отличие от сложившегося в США положения, задача европейских двигателестроительных фирм еще больше усложняется разрозненностью национальных отраслей промышленности, где отмечается значительная неопределенность в отношении программ разработки будущих самолетов. В настоящее время официально осуществляются две программы: одна во Франции во главе с фирмой SNECMA, другая под руководством многонациональной группы Турбо Юнион, в которой основную роль играет фирма Роллс-Ройс. Целью обеих программ является создание силовых установок для боевых самолетов, варианты которых могут быть в конечном счете выбраны по результатам изучаемых в настоящее время различных исследовательских проектов: АСТ во Франции, АСА в Великобритании, ТКФ в ФРГ. SNECMA предлагает разработать совершенно новый двигатель M88, в то время как Турбо Юнион отдает предпочтение значительно модернизированному варианту двигателя RB.199, используемому в настоящее время на самолетах «Торнадо».

Современный двигатель RB.199 модернизируется исходя из минимизации расхода топлива в полете на малых высотах. Степень двухконтурности двигателя будет близкой к единице. В отношении будущих вариантов может потребоваться оптимизация, обеспечивающая выполнение задач завоевания превосходства в воздухе, для чего степень двухконтурности может быть уменьшена. В то же время увеличатся массовый расход и степень повышения давления в вентиляторе, а также массовый расход через газогенератор и температура газов перед турбиной. По мнению фирмы Роллс-Ройс, эти модификации обеспечат увеличение тяги в зависимости от летных условий на 20—40% при одновременном уменьшении удельного расхода топлива на форсажном режиме более чем на 15%.

В будущем варианте двигателя RB.199 будут реализованы результаты многочисленных усилий по совершенствованию компонентов, постоянно предпринимавшихся в течение целого ряда лет. Фирма Роллс-Ройс использовала экспериментальный газогенератор HTDU (High Temperature Demonstration Unit — «Высокотемпературная демонстрационная силовая установка»), чтобы показать возможности увеличения температуры газов перед турбиной более чем на 200°C, используя монокристаллические лопатки с внутренними каналами охлаждения. Подобно другим фирмам, фирма Роллс-Ройс рассматривает возможность применения методов порошковой металлургии для



производства дисков турбин, а также полностью автоматической цифровой системы управления двигателем.

На первом этапе осуществления программы модернизации должны быть изготовлены две демонстрационные модели варианта двигателя с обозначением RB.199—67R. Однако в настоящее время уже изучаются и другие усовершенствования, главным образом применение форсажной камеры большей длины (на 360 мм).

Фирма SNECMA имеет опыт разработки двигателей с малыми степенями двухконтурности, оптимизированными на полеты с высокими скоростями на больших высотах. Однако в 1980 г. она начала исследования по совершенно новому двигателю, чтобы быть конкурентоспособной и получить заказ на разработку двигателя для будущего самолета завоевания превосходства в воздухе, результатом чего и явилась программа создания двигателя M88. Цель данной программы работ ограничивается в настоящее время изготовлением двух демонстрационных двигателей, статические испытания которых предусматриваются соответственно в середине и в конце 1983 г.

Предполагается, что отношение тяги к весу двигателя M88 будет больше 8, степень двухконтурности примерно 0,5 а степень повышения давления примерно 25. Демонстрационные двигатели будут развивать тягу порядка 8000 кгс. В данный момент программа M88 финансируется (совместно фирмой SNECMA и французским правительством) только до 1984 г. В общих чертах она имеет сходство с программами разработки демонстрационных образцов двигателей США.

Все фирмы—производители двигателей в своих работах по созданию двигателей, которые будут использоваться в следующем столетии, идут параллельными, если не идентичными, путями. Все они знакомы с теми разнообразными техническими решениями, опираясь на которые, можно добиться требуемого повышения характеристик и экономичности двигателей. Однако при предсерийной разработке и переходе на серийное производство двигателей возникнут огромные трудности, поэтому каждая фирма охраняет свои небольшие секреты, которые помогают им выходить из затруднительного положения и которые составляют единственное различие в решении этих проблем.

Наиболее заметные усилия предпринимаются с целью повышения температуры газов перед турбиной, а это связано с повышением теплостойкости компонентов. Работы ведутся по двум направлениям: применение совершенно новых материалов и совершенствование методов охлаждения.

Новые современные двигатели в эксплуатационных условиях будут работать при температурах перед турбиной около 1480°C. В идеальном случае эта температура должна быть увеличена до значения, приближающегося к 2000°C, являющегося стехиометрическим пределом для идеального процесса горения существующих видов топлива. На практике же маловероятно, что даже новые материалы, исследующиеся в настоящее время, будут выдерживать такие температуры.

При изготовлении лопаток турбин в самое последнее время используются бесслитковое литье и направленное затвердевание для получения

столбчатой кристаллической структуры, в которой ограничивается число межкристаллических элементов сопряжения, обычно являющихся исходными точками распространения трещин. За последние примерно шесть лет двигателестроительные фирмы работали над изготовлением полностью однородных монокристаллических лопаток. Такие лопатки уже используются фирмой Пратт-Уитни для гражданских двухконтурных двигателей, и теперь потребуются работы в течение еще 2—3 лет, прежде чем это техническое достижение можно будет использовать для лопаток, способных выдерживать чрезвычайно высокие температурные нагрузки, характерные для двигателей военных самолетов. Монокристаллические лопатки не только обладают большей теплостойкостью (примерно на 30°C), но и их срок службы в 2—3 раза выше, чем у лопаток, изготавливаемых с применением направленного затвердевания. Кроме того, для улучшения их характеристик не требуется применения присадок. С другой стороны, их стоимость в 1,5—2 раза выше стоимости лопаток, использующихся в настоящее время.

Другими исследуемыми техническими новшествами являются использование защитных покрытий, эвтектических сплавов, в которых все компоненты имеют одну и ту же температуру затвердевания (кристаллизации), добавление в сплавы частиц керамических окислов, а также разработка композиционных материалов с металлической матрицей, армированных вольфрамовыми волокнами. Например, во Франции под руководством ONERA разрабатываются эвтектические суперсплавы под обозначением COTAC, которые могут использоваться при температурах, выше 1000°C, и кроме того, обладают повышенной сопротивляемостью вибрационным усталостным нагрузкам, что является одним из трудно обеспечиваемых (задаваемых по техническим условиям) параметров. При использовании методов направленного затвердевания такие суперсплавы могут применяться для получения композиционного материала, состоящего из никелевой матрицы, внутри которой армирующие волокна из карбида ниобия фактически образуются в процессе кристаллизации.

Что касается дисков турбин, то все фирмы вкладывают свои средства в развитие методов порошковой металлургии, при которых заготовка диска выполняется путем спекания (т.е. затвердевания без жидкой фазы) порошка суперсплава при одновременном применении нагревания и высокого давления. Порошок засыпается в герметизированную изложницу из листового металла и нагревается до высокой температуры (1200—1300°C), а затем изостатически производится его сжатие (при равномерном давлении со всех сторон) с помощью инертного газа при давлении 2000 атм. После декомпрессии и охлаждения изложница разрушается и получающаяся заготовка по размерам оказывается идентичной детали после ее чистой обработки, причем в этой заготовке почти полностью исключается пористость. Этот процесс обеспечивает примерно 40%-ную экономию исходного материала по сравнению с обычными методами литья, после которых производится механическая обработка. Производство по-

рошковых сплавов — это быстро развивающееся направление в области технологии. В обычной порошковой металлургии используются скорости охлаждения примерно  $5 \times 10^3$  °C/с для получения частиц со средним диаметром 150 мкм. В настоящее время ведутся работы по созданию технологии производства порошков, для которой характерны скорости охлаждения от  $10^5$  до  $10^7$  °C/с и которая допускает использование значительно большей доли компонентов сплава, обеспечивающих процесс затвердевания, и одновременно повышает его однородность.

В более далекой перспективе возможно, что элементы турбины будут изготавливаться из композиционных материалов системы углерод—углерод, аналогичных тем, которые в настоящее время используются для сопел реактивных двигателей. Исследования в этой области проводятся как ВВС, так и ВМС США. Ожидается, что в результате этих исследований будет достигнуто не только повышение теплостойкости элементов двигателей, но и существенное снижение зависимости военной промышленности США от зарубежных источников хрома и кобальта, являющихся важными компонентами используемых в настоящее время суперсплавов.

Хотя достижение требуемых характеристик (в самом широком смысле этого слова), начиная со следующего поколения двигателей, в очень большой степени будет зависеть от прогресса в области материалов и технологии производственных процессов, одного этого будет недостаточно. Новые двигатели будут, несомненно, значительно отличаться по своей конструкции от современных силовых установок.

Примером могут служить усилия, предпринимаемые с целью уменьшения объема забираемого воздуха, который используется только для охлаждения нагреваемых участков двигателя от первоначального значения 30% до примерно 10%. Это только одна область, в которой ведутся работы по увеличению полезной мощности ступени компрессора и турбины. Целью является уменьше-

ние числа ступеней и тем самым получение той же мощности от двигателя меньших размеров, более легкого и компактного, чем применяющиеся в настоящее время. В то время как использующийся на самолетах F-15 и F-16 двигатель F100 включает примерно 2700 отдельных элементов, фирма Пратт-Уитни рассчитывает, что эквивалентный двигатель 1990-х годов будет состоять только из 1100 элементов, что также поможет сократить его стоимость. Например, десятиступенчатый компрессор двигателя F100 (1810 элементов) может быть заменен компрессором только с пятью ступенями (854 элемента).

Цифровая система управления двигателем также поможет снизить вес, поскольку ненужным станут гидромеханические регуляторы расхода топлива, но главным выигрышем будет значительное повышение срока службы компонентов.

Обычные выхлопные сопла будут, вероятно, заменены плоскими соплами из материала системы углерод—углерод с возможностью управления вектором тяги, если критическим в качестве важного требования рассматривается укорочение дистанций взлета и посадки.

С точки зрения ВМС США, такое решение позволит увеличить максимальный взлетный вес самолета авианосного базирования с 15 200 кгс до 20 400 кгс при тех же нагрузках на стойки шасси в момент касания палубы. Ясно, что это достижение окажет, в свою очередь, значительное влияние на конструкцию самолета, на котором будут установлены эти двигатели. Тем не менее некоторые из этих новых предложений рассматриваются уже в течение пяти или даже десяти лет, а содержащиеся в них научно-технические решения все еще не доведены до конца. Развитие двигателей следующего поколения должно зависеть от использования компонентов, прошедших проверку в ходе реализации программ испытаний, продолжительность которых не может быть сокращена.

Референт А. И. Плоцкий.

Редактор Б. П. Круглов.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 10, 1—24.

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

Технический редактор В. В. Джемесюк

Корректор Л. Д. Морозова

Сдано в набор 06.04.83.

Подписано в печать 22.06.83.

Формат бумаги 60×90<sup>1/8</sup>.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 1,5.

Усл. печ. л. 3,0.

Уч.-изд. л. 3,87.

Тираж 2797 экз.

Цена 75 к.

Типография ЦАГИ. Зак. 1768.

