

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Аэродинамическая компоновка гондол двигателей на стратегическом бомбардировщике Роквелл В-1А . . . . .	1
Изучение проблем разработки воздухозаборников для перспективных самолетов со сверхзвуковой крейсерской скоростью . . . . .	7
Исследование аэродинамических характеристик крыла с наплывами . . . . .	15
Поворотные наплывы крыла для улучшения маневренности истребителя при больших углах атаки . . . . .	19
Исследования эффективности концевых шайб крыла самолета транспортной категории . . . . .	22
Управляемый закритический режим полета . . . . .	26
Прогресс в решении проблемы шума в зоне аэропорта . . . . .	28

УДК 629.735.33 : 623.746.4(73) Рокуэлл В-1А

## АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА ГОНДОЛ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СТРАТЕГИЧЕСКОМ БОМБАРДИРОВЩИКЕ РОКУЭЛЛ В-1А\*

В начале 1960-х годов в США были начаты работы, имевшие конечной целью модернизацию стратегической бомбардировочной авиации. Была поставлена задача создания усовершенствованного самолета взамен устаревающего бомбардировщика Боинг В-52, поступившего на вооружение ВВС США в 1955 г. Учитывая большую продолжительность процесса создания и принятия на вооружение совершенно новой системы оружия, ВВС США начали изучение технических проблем разработки нового самолета еще в 1963 г.

В этом же году к исследованиям усовершенствованного пилотируемого стратегического самолета AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft) подключилась фирма Рокуэлл. Был проведен большой объем параметрических исследований с целью выбора оптимальных схем и геометрических параметров компонентов планера и определения эффективности системы оружия в целом. Выполнялась оценка влияния таких факторов, как число единиц оружия во внутренних отсеках, дальность и скорость полета и объемы различных бортовых систем. В результате этих исследований проектируемый бомбардировщик по величине дозвукового аэродинамического качества не уступал наиболее совершенным из существующих самолетов с фиксированным крылом. Дальнейшая работа была направлена на снижение степени технического риска при условии выполнения всех тактико-технических требований.

За годы работы по программе AMSA, а затем по проекту бомбардировщика В-1 было проработано 285 различных аэродинамических схем. Рассматривались как схемы с фиксированным крылом, так и с крылом изменяемой стреловидности. При создании и оценке каждого варианта с помощью программ ЭВМ определялись аэродинамические нагрузки, силовые схемы планера, весовые и балансовочные характеристики, лобовое сопротивление, характеристики устойчивости, управляемости и комфортабельности полета и общие летные данные. Рассматривалось влияние геометрических параметров и расположения крыла, положения поворотных шарниров его консолей, размещения и типа силовой установки, компоновки отсеков вооружения, схемы шасси и хвостового оперения.

\* Schoenheit A. E., Karger W. J. Aerodynamic integration of externally mounted engines on a long-range bomber.

AIAA Paper N 81-1693.

В результате этой работы для стратегического бомбардировщика В-1 была выбрана схема с крылом изменяемой стреловидности, отвечающая требованиям полета в режиме следования рельефу местности при числе  $M \approx 1$  и сверхзвукового полета на больших высотах. Требование большой дальности полета делало необходимым обеспечение высокой эффективности дозвукового и сверхзвукового режимов, что накладывало особо строгие условия на аэродинамическую компоновку силовой установки на самолете.

В процессе 13-летних исследований, приведших к разработке самолета В-1А, объем испытаний моделей в аэродинамических трубах составил 28 000 ч, а объем летных испытаний — 1894 ч. Только на разработку и доводку аэродинамической схемы самолета потребовалось ~ 10 000 ч испытаний в аэродинамических трубах и 687 ч летного эксперимента.

Четыре двигателя самолета В-1 размещены в двух гондолах под неподвижными корневыми частями крыла изменяемой стреловидности (рис. 1). В каждой из гондол находятся два ТРДДФ Дженерал Электрик F101. Такая компоновка упростила выполнение требований балансировки самолета и требуемых характеристик силовой установки, двигатели достаточно далеко удалены от отсеков вооружения, и пуск оружия не приводит к возмущениям потока на входе в воздухозаборники. Форма гондол и расположение их в продольном направлении выбирались из условий минимизации площади смачиваемой поверхности, площади фронтальной проекции и волнового сопротивления при трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях.

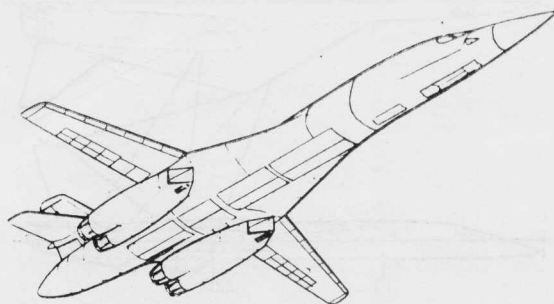


Рис. 1. Общий вид самолета В-1

При разработке сопл и хвостовых частей гондол учитывалось влияние геометрии сопл, длины двигателей, межсопловых стекателей, выхлопа из системы кондиционирования неподвижных корневых частей крыла и расположения горизонтального оперения на рабочие характеристики, а также влияние режима работы двигателей на сопротивление сужающейся хвостовой части фюзеляжа. Исследовались также вопросы, связанные с относительным расположением силовой установки и компонентов планера: попадание выхлопных струй на поверхность хвостовой части фюзеляжа и горизонтального оперения, акустические нагрузки и аэродинамические нагрузки на хвостовую часть фюзеляжа и оперение в функции режима работы двигателей, влияние режима работы двигателей на устойчивость и управляемость самолета, влияние местного поля потока на течение выхлопных газов и тяговые характеристики.

Первые испытания в аэродинамических трубах проводились с использованием моделей самолета AMSA с двигателями в фюзеляже и боковыми воздухозаборниками (рис. 2). Испытания этой компоновки выявили возможные трудности с обеспечением требуемой центровки при дозвуковых скоростях в случае минимального сверхзвукового балансирующего сопротивления. Компоновка отличалась также большой площадью смачиваемой поверхности (из-за большой длины гондол) и большим весом (из-за наличия большого центрального силового кессона стабилизатора). Эти недостатки обусловили переход к компоновке со сдвоенными гондолами по сторонам фюзеляжа. Для этой компоновки характерны срыв потока с верхней поверхности воздухозаборников, приводящий к перераспределению нагрузки по размаху крыла, и влияние обтекания сопл и хвостовой части гондолы на хвостовое оперение. Влияние обтекания хвостовой части сопл на горизонтальное оперение приводило к кабрированию при больших углах атаки, что потребовало проведения специальной программы испытаний в аэродинамических трубах.

Наиболее многообещающим с точки зрения внешней и внутренней аэродинамики оказался вариант с двумя сдвоенными мотогондолами, расположенными под неподвижными частями крыла изменяемой стреловидности. Он и был принят в качестве исходного для экспериментальной доводки аэродинамической компоновки самолета В-1.

Для продувок использовались модели в масштабе 0,036 и 0,06, установленные на державках и снабженные гондолами с протоками. Для измерения сил использовались внутренние шестикомпо-

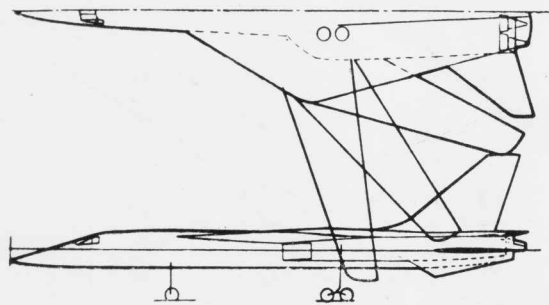


Рис. 2. Схема одной из ранних моделей самолета

нитные тензометрические весы. В величину сопротивления вносились поправки, учитывающие давление в весовой полости, донное сопротивление и (при обработке данных по сопротивлению) внутреннее сопротивление мотогондол. Протоки гондол были рассчитаны на обеспечение коэффициента массового расхода 1,0 при максимальном (форсажном) раскрытии сопл.

Эксперименты проводились главным образом в следующих трубах: транс- и сверхзвуковой трубах с диаметром рабочей части 4,8 м для испытания силовых установок в НИЦ им. Арнольда ВВС США, трубах переменной плотности с размерами рабочей части 2,7×2,1; 2,7×3,3 и 2,7×3,6 м в НИЦ им. Эймса (NASA), трансзвуковой трубе с диаметром рабочей части 2,4 м и трубе для испытания силовых установок с диаметром рабочей части 4,8 м в НИЦ им. Лэнгли (NASA), многорежимной трубе с размерами рабочей части 2,1×2,1 м, трубе малых скоростей с размерами рабочей части 2,1×3,3 м фирмы Рокуэлл.

В начале программы исследовался вариант В-1 с воздухозаборниками смешанного сжатия. В июле 1972 г. ВВС США предложили фирме Рокуэлл пересмотреть схему воздухозаборника в целях снижения его веса и стоимости жизненного цикла. Было установлено, что воздухозаборник внешнего сжатия отвечает всем требованиям при очень незначительном ухудшении характеристик при сверхзвуковых скоростях. Эта схема была принята в сентябре 1972 г. и обеспечила экономию веса самолета ~613 кгс.

Общая длина воздухозаборника от входной кромки до фронтального сечения двигателя составляет ~6,4 м, а длина дозвукового диффузора — 4,5 диаметра входного сечения двигателя. Для экспериментальной обработки воздухозаборника использовались четыре основные модели: доводочная модель в масштабе 0,1, контрольная модель в масштабе 0,2, модель для измерения сопротивления в масштабе 0,07 и полномасштабная модель для согласования воздухозаборника и двигателя. Испытания проводились в следующих аэродинамических трубах: транс- и сверхзвуковой трубах с диаметром рабочей части 4,8 м для испытания силовых установок в НИЦ им. Арнольда, сверхзвуковой трубе с размерами рабочей части 2,7×2,1 м в НИЦ им. Эймса (NASA), многорежимной трубе с размерами рабочей части 2,1×2,1 м и трубе малых скоростей фирмы Рокуэлл. В первых испытаниях на моделях использовались воздухозаборники смешанного сжатия, а в сентябре 1972 г. — воздухозаборники внешнего сжатия.

На моделях в масштабе 0,1 и 0,2 были использованы: вся гондоло с обоими воздухозаборниками, вся передняя часть фюзеляжа и значительная часть крыла. Это позволило моделировать обтекание при различных углах атаки и скольжения.

Модель в масштабе 0,1 использовалась для разработки схемы воздухозаборника на фирме Рокуэлл; на ней элементы воздухозаборника либо регулировались вручную, либо выполнялись в виде съемных блоков. Модель в масштабе 0,2 была полностью механизирована в соответствии с условиями работы аэродинамической трубы непрерывного действия. Она предназначалась специально для НИЦ им. Арнольда, а масштаб ее определялся дли-

ной передней части фюзеляжа, рабочим диапазоном углов атаки самолета и размерами рабочей части трубы. Модель использовалась для контрольных замеров характеристик, оценки работы системы управления воздухозаборником и определения статистических и динамических неравномерностей потока на входе в двигатель. На ней воспроизводились все элементы конструкции, например весь внутренний канал системы слива пограничного слоя. Эта модель являлась основным источником информации о совместимости воздухозаборника с двигателем.

Модель в масштабе 0,07 для измерения сопротивления устанавливалась на весах вместе с системой измерения параметров потока, что позволило исключить утечки и тарировочные поправки, которые обычно сопутствуют сифонам и уплотнениям.

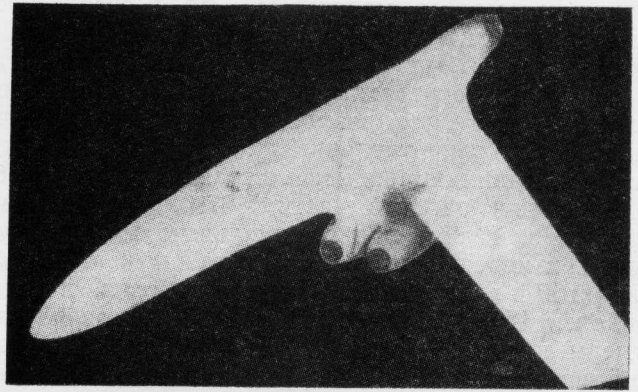


Рис. 3. Модель II для доводки сопла и хвостовой части гондолы двигателей

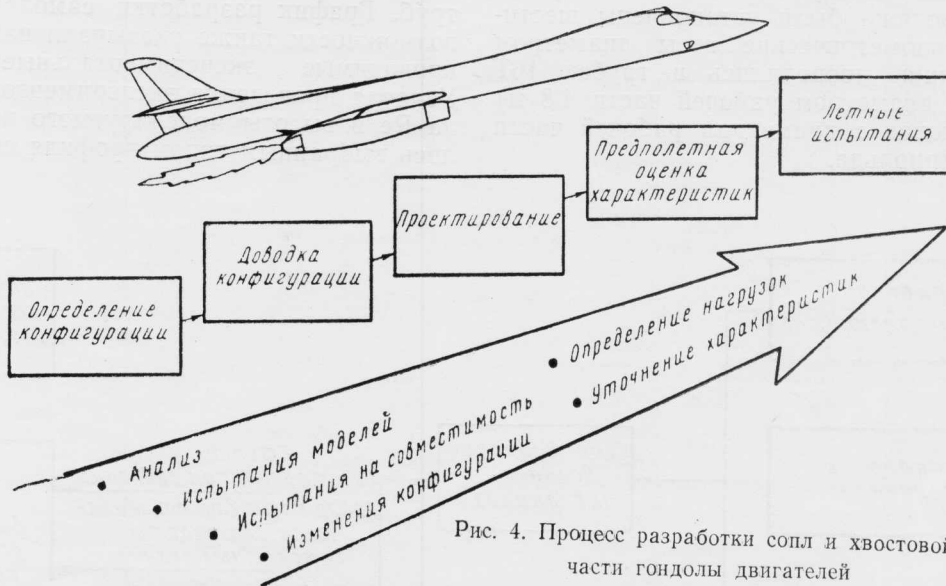


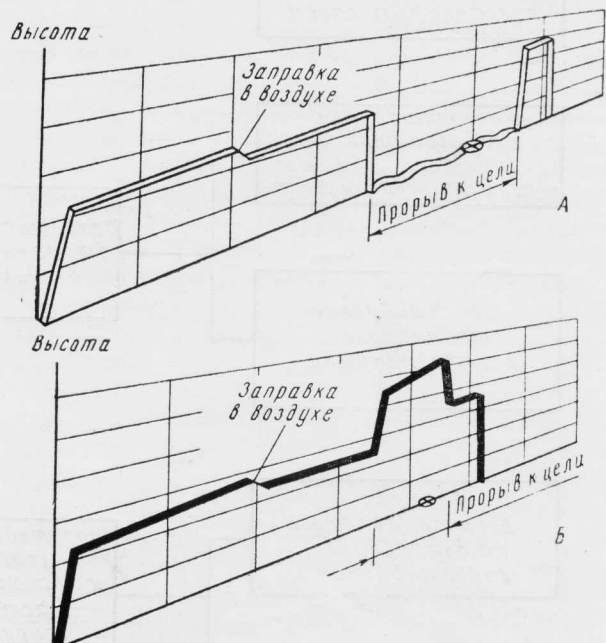
Рис. 4. Процесс разработки сопла и хвостовой части гондолы двигателей

С целью учета большей части интерференции между воздухозаборником и планером на модели была воспроизведена часть крыла и фюзеляжа. Испытания модели проводились в аэродинамических трубах НИЦ им. Эймса, НИЦ им. Арнольда и в многоорежимной трубе фирмы Рокуэлл.

Окончательная оценка совместимости воздухозаборника с двигателем производилась с использованием полномасштабного единичного воздухозаборника, имитированного крыла и двигателя Джeneral Электрик F101. Испытания проводились в начале 1974 г. в транс- и сверхзвуковой аэродинамических трубах с рабочей частью диаметром 4,8 м (НИЦ им. Арнольда).

Выбрав аэродинамическую поверхность раздела между двигателем и воздухозаборником, проходящую по фронтальному сечению двигателя, фирмы Джeneral Электрик и Рокуэлл получили общую исходную точку для всех проводимых испытаний по определению характеристик и проверке совместимости.

Доводочные испытания хвостовой части гондолы и хвостовой части фюзеляжа с учетом влияния выхлопной струи проводились с использованием различных моделей: модель II — дозвуковая до-



А—участок прорыва к цели на дозвуковом режиме и малых высотах; Б—прорыв к цели на большой высоте и сверхзвуковой скорости

Рис. 5. Расчетные профили полета самолета В-1А

дочная полумодель, модель III — до- и сверхзвуковая доводочная полная модель и полная модель с горячей струей. Модель II, выполненная в масштабе 0,0667, точно отражала геометрию компонентов самолета, что дало возможность учесть влияние планера на сопротивление мотогондолы и сопла. Эти испытания проводились в трансзвуковой трубе с размерами рабочей части  $1,67 \times 1,67$  м фирмы Флюндайн. С помощью специальных весов проводилось измерение разности между внутренней полной тягой и внешним сопротивлением сопла и мотогондолы. Часть модели, на которой выполнялись замеры, на рис. 3 затемнена. Для получения данных по аэродинамическим нагрузкам и для проверки характеристик использовалась полная модель в масштабе 0,06. Эта модель включала хвостовую часть фюзеляжа, поверхности управления и хвостовую часть гондолы. Между хвостовой и центральной частями фюзеляжа были установлены шести-компонентные тензометрические весы диаметром 6,98 см. Испытания проводились в трубах 16T (трансзвуковая с диаметром рабочей части 4,8 м) и 16S (сверхзвуковая с диаметром рабочей части 4,8 м) НИЦ им. Арнольда.

Испытания моделей сопел проводились на следующих режимах их работы: дозвуковой крейсерский режим при  $M=0,85$ , форсажный режим при  $M=1,2$ , форсажный режим при  $M=1,6$ , крейсерский режим при  $M=2,2$ .

Как видно из рис. 4, аэродинамическое согласование сопла, хвостовой части гондолы и планера играет важную роль в повышении летных характеристик самолета. Поэтому точное знание уровней лобового сопротивления самолета и тяги двигателей имеет первостепенное значение для получения удовлетворительных результатов на основании имеющихся данных испытаний. Выбор типа модели, способа ее крепления, ее размеров и масштаба, объема проводимых измерений и условий испытаний определялся стоимостными ограничениями, потребной степенью точности результатов и возможностями использования нужных аэродинамических труб. График разработки самолета и финансовые возможности также оказывали важное влияние на проводимые экспериментальные исследования. Условия проведения экспериментов (числа  $M$ , числа  $Re$  и высоты моделируемого полета) определялись выбранным типом профиля полета (например,

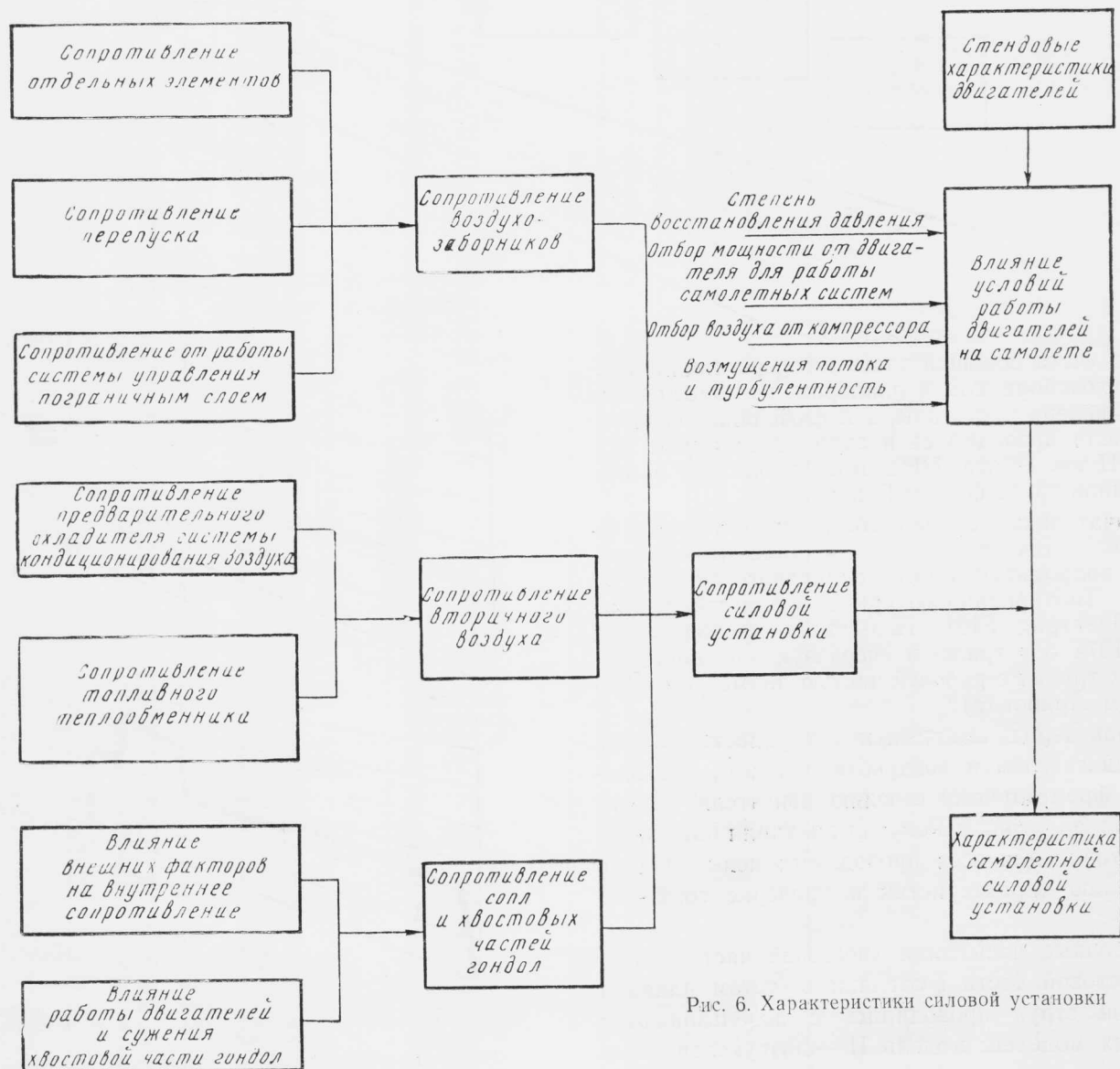


Рис. 6. Характеристики силовой установки



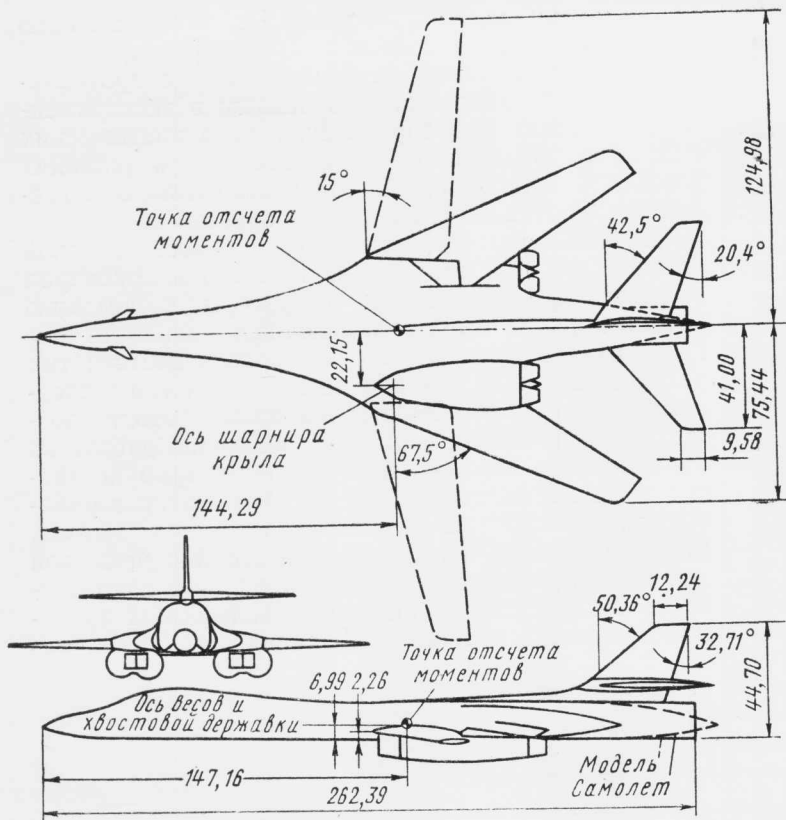
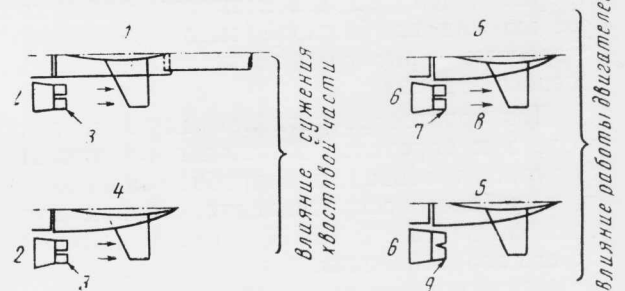


Рис. 8. Схема модели для определения аэродинамических коэффициентов сил и моментов (размеры в см)



1—эталонная хвостовая часть фюзеляжа; 2—проток; 3—эталонное сопло; 4—фюзеляж натурального самолета; 5—хвостовая часть фюзеляжа натурального самолета; 6—воздухозаборник, закрытый обтекателем; 7—эталонное сопло; 8—воздух из проточной гондолы; 9—сопла работающих двигателей

Рис. 9. Эталонная хвостовая часть фюзеляжа

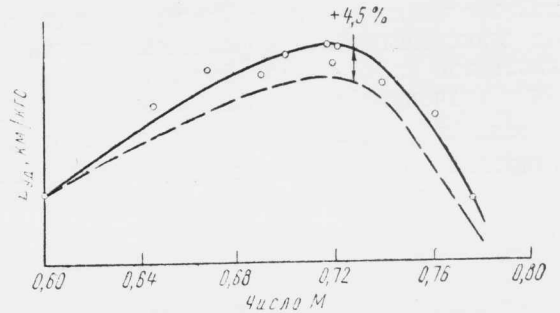


Рис. 10. Удельная дальность  $L_{уд}$  (на единицу веса расходуемого топлива) дозвукового крейсерского полета самолета В-1А ( $\chi=25^\circ$ ,  $G=158,7$  тс,  $H=7620$  м)

Для определения влияния реактивных струй были проведены испытания модели сопла и хвостовой части гондолы. Модель, закрепленная на «ножевой» державке в передней части фюзеляжа, испытывалась с хвостовой державкой и без нее и была снабжена эталонными гондолами с измененной хвостовой частью. Для определения влияния сужения хвостовой части в испытаниях использовался эталонный вариант сопел и гондолы с протоком; модель испытывалась как с эталонной хвостовой частью фюзеляжа и хвостовой державкой, так и без этой державки и с формой хвостовой части, соответствующей реальному самолету (рис. 9). Эти испытания позволили определить поправки на хвостовую державку и изменение сужения хвостовой части фюзеляжа и учесть их в величине сопротивления реального самолета. Изменение дополнительного сопротивления из-за работы силовой установки складывается из величины, соответствующей влиянию реактивной струи на хвостовую часть фюзеляжа и стабилизатор, плюс сопротивление сужающейся части сопел за вычетом величины, соответствующей изменению внешнего обтекания. С учетом влияния реактивной струи и сопел были рассчитаны новые значения дополнительного сопротивления хвостовой части фюзеляжа и гондол, которые были приплюсованы к величине сопротивления силовой установки. По величине сопротивления потока и чистой стендовой тяги двигателей с поправками на степень восстановления давления в воздухозаборнике, искажение потока и отбор воздуха от компрессора была определена чистая тяга. Эти же испытания позволили определить создаваемое

горизонтальным оперением дополнительные аэродинамические силы и моменты. Эта дополнительная интерференционная нагрузка, действующая на горизонтальное оперение и хвостовую часть фюзеляжа, приводит к возникновению момента на кабрирование.

Было разработано девять различных методов расчета полетной тяги двигателей. Эти методы отличаются друг от друга в основном источниками получения данных для расчета характеристик воздушного потока и полного давления в соплах.

Полученные результаты показывают, что вне зависимости от используемого метода разница между расчетными и замеренными значениями тяги обычно менее 2%. При дополнительной проверке по результатам приемочных испытаний двигателя эта разница находилась в пределах 4% по причине неточности данных при низких коэффициентах давления в соплах, характерных для статических условий.

Характеристики, полученные с помощью эксперимента в аэродинамических трубах, были подтверждены результатами летных испытаний самолета В-1А.

На рис. 10 сравниваются значения дозвуковой крейсерской удельной дальности полета (дальность на единицу веса затрачиваемого топлива), полученные в результате предварительного анализа и при летных испытаниях самолета В-1А. Действительные значения оказались примерно на 5% выше предварительных. Оптимальное крейсерское число  $M=0,72$  на высоте 7620 м было подтверждено летным экспериментом. На рис. 11 показана зависимость удельной дальности от числа  $M$  при полете

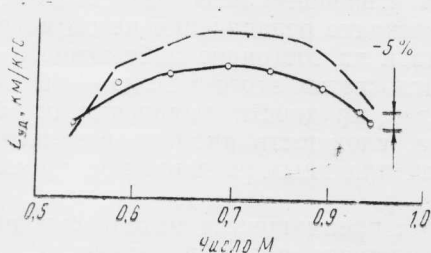


Рис. 11. Удельная дальность полета  $L_{уд}$  (на единицу веса расходуемого топлива) дозвукового полета на малой высоте ( $\chi=65^\circ$ ,  $G=163,3$  тс,  $H=152$  м)

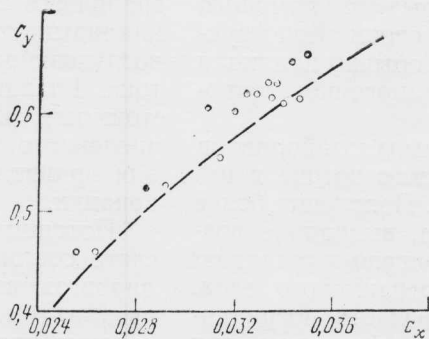


Рис. 12. Дозвуковая полярка самолета В-1А ( $\chi=25^\circ$ ,  $M=0,72$ ;  $\circ$  — летный эксперимент; — — — оценки)

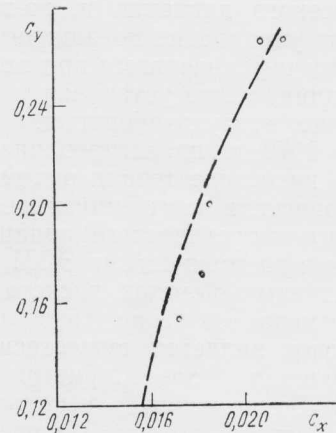


Рис. 13. Полярка, соответствующая режиму полета с дозвуковой скоростью на малой высоте ( $\chi=65^\circ$ ,  $M=0,85$ ,  $\circ$  — летный эксперимент; — — — оценки)

с углом стреловидности  $65^\circ$  на высоте 152 м. При расчетном числе  $M=0,95$  действительное значение оказалось ниже предполетной величины на 5%.

На рис. 12 и 13 сравниваются полярки самолета, полученные на основе предварительного анализа и результатов летных испытаний самолета. Близость результатов свидетельствует о высокой надежности примененного метода определения сопротивления.

Влияние числа  $Re$  в приведенных оценках не учитывалось; предполагается, что для дозвукового крейсерского режима полета приращение будет по-

рядка 0,0010. Эта величина получена на основе результатов испытания модели в масштабе 0,06 при малых числах  $Re$  со снятыми турбулизирующими полосками и с последующей турбулизацией обтекания вплоть до передней кромки.

Референт В. И. Шубин.

УДК 629.735.33.01

## ИЗУЧЕНИЕ ПРОБЛЕМ РАЗРАБОТКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ СО СВЕРХЗВУКОВОЙ КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТЬЮ\*

В 1978 г. в США по инициативе NASA было начато изучение проблем разработки систем перспективных гражданских и военных самолетов со сверхзвуковым крейсерским режимом полета (SCR — Supersonic Cruise Research). В рамках этой программы фирма Боинг изучает вопросы проектирования воздухозаборников. Целью этих исследований являются разработка и оценка процедур расчета течения в воздухозаборнике и анализ работы системы управления перспективными воздухозаборниками.

Уже созданы расчетные методы, позволяющие моделировать течение в отдельных частях воздухозаборника. В 1983 г. намечается завершить разработку и проверку общего метода расчета воздухозаборника в целом. Проведены исследования динамики работы воздухозаборника с целью создания системы его управления. Полную разработку и проверку алгоритмов системы управления намечалось завершить в 1984 г. Этап создания и испытаний демонстрационного полномасштабного воздухозаборника с системой управления намечен на 1983—1987 гг.

\* Suberg J., Paynter G. C., Carlin C. M. Inlet design technology development — supersonic cruise research. AIAA Paper N 81-1598.

### РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ

Основными характеристиками воздухозаборника являются степень восстановления давления, степень неравномерности потока, сопротивление, вес, показатели управляемости и надежности, показатели запуска и т. п. Воздухозаборник предназначен для подготовки газа ко входу в двигатель путем сжатия его до заданного состояния и обеспечения требуемого секундного расхода, причем этот процесс должен сопровождаться минимальными потерями. Характеристики воздухозаборника тесно связаны с развитием пограничного слоя внутри и вокруг воздухозаборника. Пограничный слой, возникающий при наличии неблагоприятного градиента давления внутри воздухозаборника, будет увеличивать свою толщину быстрее, чем пограничный слой при наличии области постоянного давления. Если неблагоприятный градиент давления велик, то может произойти отрыв пограничного слоя, что приведет к большим потерям полного давления в воздухозаборнике и сильной неоднородности потока. Потери, вызванные процессом сжатия, могут быть уменьшены путем ограничения толщины и неоднородности пограничного слоя. Это осуществляется, во-первых, профилированием поверхности воздухозаборника для управления местным градиентом



статического давления и, во-вторых, с помощью методов управления пограничным слоем. Конструктивными ограничениями при этом обычно являются вес, длина, место установки и установочное сопротивление воздухозаборника.

До 1970 г. проектирование воздухозаборников велось на основе теории одномерного потока и параметрических испытаний модели. Появление более мощного теоретического аппарата, вызванное возросшими возможностями ЭВМ, привело к созданию эффективных методов расчета пограничного слоя. Как отмечалось выше, точность расчета пограничного слоя является существенным фактором при определении характеристик воздухозаборника. Фирма Боинг успешно использовала новейшие методы расчета потока (включая методы расчета пограничного слоя, представленные на Стенфордской конференции 1968 г., посвященной этой теме) для проектирования воздухозаборника, предназначенного для сверхзвукового транспортного самолета.

Дальнейшее развитие и усовершенствование численных методов расчета течения в воздухозаборнике позволило в середине 1970-х годов произвести расчет осесимметричного воздухозаборника смешанного сжатия, работающего при числе  $M=3,5$ . Для этого воздухозаборника была детально определена геометрия системы слива (отсоса) пограничного слоя (количество сливных отверстий, их размер и т. д.). Были рассчитаны расход отсасываемого воздуха, его полное давление и влияние каждой области слива на развитие пограничного слоя. Вычисления были проведены для всего рабочего диапазона чисел  $M$ , начиная с условий запуска и кончая расчетным значением. Испытания в аэродинамической трубе модели воздухозаборника, выполненного в масштабе  $1/3$  и разработанного с помощью этих аналитических методов, дали результаты, хорошо согласующиеся с расчетными данными.

Одной из задач, которую решает фирма Боинг, является улучшение характеристик воздухозаборников и их систем управления на нерасчетных режимах (нерасчетный угол атаки, незапуск и повторный запуск, режим работы для уменьшения шума).

**Воздухозаборник под углом атаки.** Было рассмотрено три возможных метода расчета течения в осесимметричном воздухозаборнике смешанного сжатия при наличии угла атаки:

- 1) метод расчета по зонам (зонное моделирование);
- 2) метод, связанный с решением уравнений Навье—Стокса;
- 3) метод сквозного счета.

Каждый из этих подходов имеет свои преимущества и недостатки. Достоинством зонного моделирования является наглядность, позволяющая легко связать причину и следствие явлений на этапе предварительного проектирования. Однако применение метода ограничено простыми типами геометрии воздухозаборников. На многие вопросы, представляющие практический интерес, метод не может дать ответа (например, о местном отрыве потока либо о наличии местных дозвуковых зон). Недостатком метода является необходимость взаимосвязки решений для отдельных частей воздухозаборника.

При решении уравнений Навье—Стокса не надо моделировать сложное взаимодействие между по-

граничным слоем и внешним невязким потоком, не накладываются никакие ограничения на геометрию воздухозаборника и на состояние набегающего потока. Главные недостатки этого метода — высокая стоимость расчетов, трудности выявления ошибок численного счета, сложность анализа результатов для принятия тех или иных решений при проектировании.

Потенциальные преимущества метода сквозного счета состоят, во-первых, в том, что не надо моделировать вязко-невязкое взаимодействие, и, во-вторых, в том, что накладываются лишь небольшие ограничения на геометрию воздухозаборника и параметры потока. Недостатками являются высокая стоимость расчетов на ЭВМ и неточное определение положения скачков уплотнения.

Вследствие рассмотрения только осесимметричных воздухозаборников был выбран метод зонного моделирования, который ранее успешно применялся для расчетов воздухозаборников при нулевом угле атаки.

При использовании зонного метода вся расчетная область течения разбивается на подобласти или зоны, каждая из которых имеет различный характер течения. Уравнения, описывающие течение в каждой зоне, упрощаются, так как предполагается физическая однородность течения в зоне. Сложная задача интегрирования полных уравнений Навье—Стокса для всей области течения сводится к решению упрощенных уравнений для каждой зоны в отдельности. Для «сращивания» решений для смежных зон разработаны соответствующие методы. Синтез решений дает картину течения во всем воздухозаборнике.

В предлагаемом зонном методе при расчете осесимметричного воздухозаборника смешанного сжатия под углом атаки поле течения разбивается на следующие участки (рис. 1):

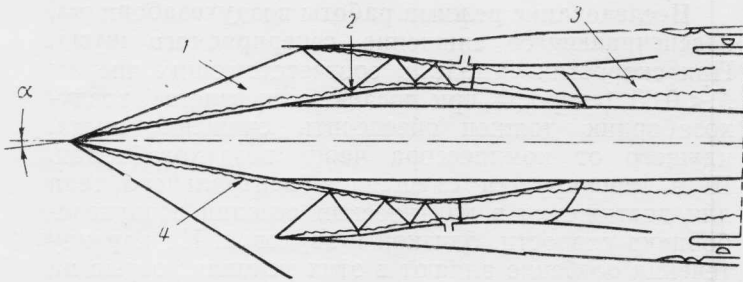
- 1) сверхзвуковой центральный невязкий поток;
- 2) пограничный слой на центральном теле и на обечайке;
- 3) область взаимодействия скачка с пограничным слоем;
- 4) область дозвукового течения в диффузоре.

Во всех указанных областях течение считалось трехмерным. Течение в центральной зоне 1 будет рассчитываться с помощью программы, использующей пространственный метод характеристик. Для зоны 2 разрабатывается программа расчета трехмерного пограничного слоя. Соответствующие программы разрабатываются и для расчета взаимодействия косых и прямых скачков с пограничным слоем. При расчете течения в зоне 4 (в дозвуковом диффузоре) будет использоваться метод решения уравнений Навье—Стокса.

Проведенный ранее зонным методом расчет осесимметричного воздухозаборника при нулевом угле атаки показал хорошее согласование численных и экспериментальных значений полного давления в пограничном слое на поверхности обечайки и на центральном теле.

Ниже описываются разрабатываемые в настоящее время методы расчета течения в различных зонах воздухозаборника под углом атаки.

**Метод характеристик для пространственного течения.** Для расчета невязкого центрального потока в воздухозаборнике будет применяться программа,



1—пространственный вязкий поток; 2—пространственное взаимодействие ударной волны с пограничным слоем; 3—пространственное течение в дозвуковом диффузоре; 4—трехмерное течение в пограничном слое  
Рис. 1. Разбиение поля течения в сверхзвуковом воздухозаборнике на характерные области (зоны)

разработанная в NASA для расчета пространственного течения методом характеристик. Программа позволяет выявлять характерные особенности взаимодействия внешних и внутренних систем скачков. Поверхности центрального тела и капота должны быть гладкими и иметь непрерывные первые частные производные. При численном интегрировании использовалась явная процедура второго порядка точности, не нарушающая области зависимости дифференциальных уравнений. Для определения параметров течения за ударными волнами используются условия Гюгонно на скачках.

Программа не может рассчитывать дозвуковой поток, а также определять внешнее поле течения, когда головной скачок отсоединен от центрального тела. Программа не рассчитана на определения внутреннего поля течения и в случае, когда головной скачок «заглатывается» воздухозаборником (т. е. когда головной скачок падает на губу капота).

Решение выстраивается на плоскостях, перпендикулярных оси центрального тела и обечайке. Расстояние между плоскостями выбирается исходя из критерия устойчивости Куранта—Фридрихса—Левы.

В качестве примера расчета этим методом на рис. 2 показано положение внутренних ударных волн в осесимметричном воздухозаборнике при угле атаки  $3^\circ$ .

**Расчет трехмерного пограничного слоя.** Решение уравнений, описывающих пространственное течение в пограничном слое, ведется методом конечных разностей. Градиенты давления вдоль и поперек потока известны из расчета внешнего вязкого потока методом характеристик. На стенке градиент давления в направлении, перпендикулярном к ней, полагается равным нулю. Решение ведется в цилиндрической системе координат, а турбулентные напряжения моделируются с помощью модели  $k-\epsilon$  турбулентности.

В настоящее время программа модифицируется для учета граничных условий тепло- и массопередачи для стенки и для учета членов, описывающих вязкую диссипацию в уравнении энергии. Ожидается, что программа будет предсказывать картину формирования пограничного слоя в широком диапазоне чисел  $M$ , градиентов давлений, при различных режимах управления пограничным слоем и при различных начальных условиях.

**Расчет пространственного взаимодействия ударной волны с пограничным слоем.** Взаимодействие



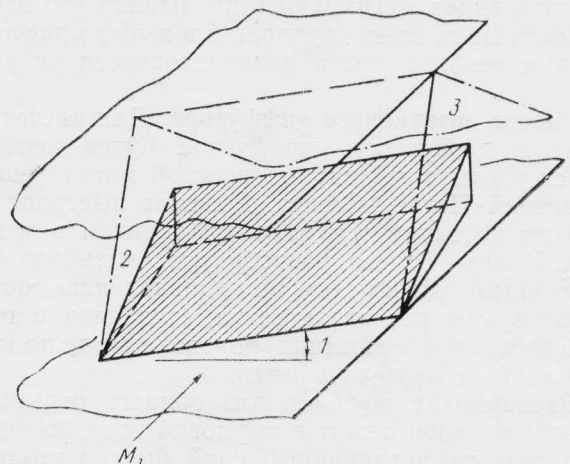
Рис. 2. Определение положения ударных волн методом характеристик ( $M=2,5$ ;  $\alpha=3^\circ$ ;  $x$ —расстояние вдоль оси воздухозаборника, отнесенное к радиусу обечайки)

ударной волны с пограничным слоем будет трехмерным, если вверх по потоку от места взаимодействия значительно меняются параметры потока в направлении по окружности либо если имеется интенсивное увеличение толщины пограничного слоя поперек потока. Два возможных типа взаимодействия ударной волны с пограничным слоем в воздухозаборнике под углом атаки показаны на рис. 3. Исследуется два метода решения:

- 1) метод контрольного объема (КО);
- 2) решение уравнений Навье—Стокса.

Выбранный КО включает область взаимодействия. Распределение скоростей в пограничном слое (в направлениях нормальном и касательном к скачку уплотнения и касательном к поверхности, ограничивающей КО) определяется посредством аналитических функций. Параметры течения вверх по потоку от области взаимодействия считаются известными, принимается ряд допущений относительно сил, действующих на границе КО, и относительно формы этой поверхности. Эти предположения согласуются с имеющимися экспериментальными данными и физикой взаимодействия. Предполагается, что параметры потока слабо меняются вдоль скачка и вдоль поверхности КО. Параметры, определяющие заданный аналитически профиль скоростей, вычисляются из уравнений неразрывности и количества движения.

В настоящее время оцениваются возможности в расширенном варианте метода Пири и Форестера решения уравнений Навье—Стокса. В этом варианте решение двумерных или осесимметричных уравнений Навье—Стокса строится посредством процедуры последовательно временной релаксации.



1—угол скольжения; 2—косой скачок; 3—отраженный скачок  
Рис. 3. Отражение косого скачка уплотнения

Квазидвумерная природа взаимодействия ударной волны с пограничным слоем позволит обобщить этот метод для расчета пространственного взаимодействия.

Оба указанных метода имеют свои преимущества и недостатки. Метод КО экономичен в отношении затрат времени и очень точен при расчете отражения двумерных ударных волн и при расчете пространственного взаимодействия ударной волны с пограничным слоем (при отсутствии отрыва пограничного слоя, вызванного взаимодействием). Однако необходимость точного определения аналитических функций, описывающих распределение скоростей на поверхности взаимодействия, может сделать

Исследование режима работы воздухозаборника, обеспечивающего снижение генерируемого шума. При скоростях самолета, соответствующих числам  $M < 0,35$  (скорость при посадке или взлете), воздухозаборник должен обеспечить снижение шума, идущего от компрессора через воздухозаборник. Шум генерируется смещением центрального тела для достижения в критическом сечении воздухозаборника скорости, близкой к звуковой. На картину течения особенно влияют в этих условиях отрыв на губе обечайки, отрыв пограничного слоя в дозвуковом диффузоре, локальные области сверхзвукового течения около горловины воздухозаборника. Возможные отрывы потока и трудности моделирования

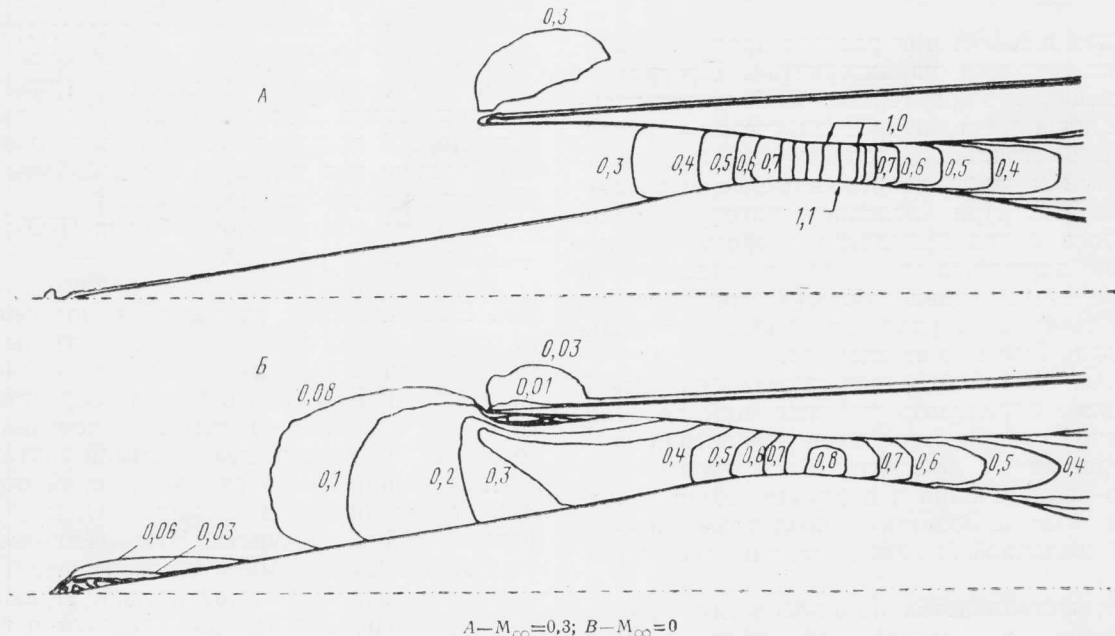


Рис. 4. Контуры равных значений чисел  $M$  при работе воздухозаборника на малых скоростях (режим, обеспечивающий снижение шума, центральное тело полностью втянуто)

метод КО непригодным для расчета многократного взаимодействия, индуцирующего значительное поперечное течение, медленно затухающее вниз по потоку (например, в воздухозаборнике под углом атаки).

Подход, связанный с решением уравнений Навье—Стокса, может использоваться для произвольных видов взаимодействия, однако его эффективность мала из-за трудностей в выборе расчетной сетки и необходимости оценки точности результатов.

**Расчет дозвукового диффузора.** Для расчета течения в дозвуковом диффузоре будет использоваться трехмерный параболический метод решения уравнений Навье—Стокса. Решение выстраивается вниз по потоку путем итераций, причем в уравнениях Навье—Стокса пренебрегают членами, определяющими диффузию по направлению потока. Используется расчетная сетка, связанная с телом, турбулентные напряжения определяются с помощью модели  $k-\epsilon$  турбулентности.

Эксперимент показал, что область отрыва пограничного слоя лежит в кормовой части центрального тела, где пограничный слой быстро утолщается (это вызвано уменьшением радиуса тела) в области большой кривизны, которая находится вверх по потоку от державок центрального тела.

областей смешанного до- и сверхзвукового течения не позволяют применять для расчета метод моделирования по зонам. Поэтому для расчета рассматриваемых режимов был выбран метод, связанный с решением уравнений Навье—Стокса.

На рис. 4 представлены результаты расчета при малых скоростях течений в воздухозаборнике, у которого полностью втянуто центральное тело. Заметим, что при числе  $M_\infty = 0$  расчет предсказывает отрыв потока от передней кромки и высокую степень неравномерности потока в критическом сечении. При числе  $M_\infty = 0,3$  отрыв потока почти исключается, а течение в горловине воздухозаборника становится более равномерным.

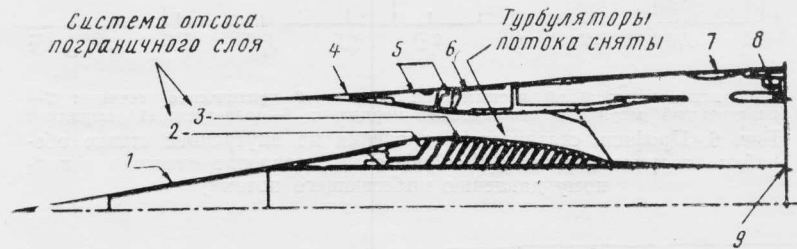
#### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

Разрабатываемые теоретические методы расчета воздухозаборника дополняются соответствующими экспериментальными исследованиями. Завершены испытания в сверхзвуковой аэродинамической трубе крупномасштабного воздухозаборника смешанного сжатия. Намеченные эксперименты будут сопровождаться изучением взаимодействия косых и прямых скачков с пограничным слоем, испытаниями при малых скоростях для решения проблемы подавления шума, испытаниями дозвукового

диффузора. Краткое описание этих исследований дано ниже.

### Сверхзвуковые испытания воздухозаборника.

Целью экспериментов является получение характеристик внутреннего течения в сверхзвуковом воздухозаборнике, установленном под углом атаки. В частности, представляют интерес форма косых скачков в сверхзвуковом диффузоре, форма и расположение прямых скачков в районе критического сечения, поле статического давления в дозвуковом диффузоре. Для обоснования динамической модели воздухозаборника необходимы высокочувствительные измерения давления в области критического сечения.



1—центральное тело; 2—передняя отводная камера; 3—отводная камера в горловине; 4—обечайка; 5—передние отводные камеры в обечайке; 6—отводные камеры в горловине; 7—створка перепуска; 8—воздушный клапан вторичного потока; 9—вход в компрессор

Рис. 5. Схема модели воздухозаборника

Для этих экспериментов будет использоваться уже существующая крупномасштабная модель сверхзвукового осесимметричного воздухозаборника. Потребуются лишь незначительные изменения в системе управления пограничным слоем и в измерительном оборудовании для получения характерных данных в широком диапазоне условий испытаний. Эта модель, являющаяся уменьшенной копией (в масштабе 1/3) воздухозаборника NASA типа Р, проходила испытания в 1971 г., а в 1980 г. была восстановлена фирмой Боинг и снова испытывалась в сверхзвуковой аэродинамической трубе НИЦ им. Льюиса (NASA) с размером рабочей части  $3,05 \times 3,05$  м. Этот осесимметричный воздухозаборник смешанного сжатия рассчитан на крейсерскую скорость полета с числом  $M=2,65$ . Диаметр входного сечения модели составляет 49,723 см, внешний и внутренний контур соответствует летному образцу воздухозаборника (рис. 5). Модель имеет перемещаемое центральное тело с дистанционным управлением, створку перепуска, вторичные впускные воздушные клапаны и клапаны управления потоком через двигатель. При последних испытаниях менялись только положения центрального тела и клапанов управления потоком через двигатель для изменения параметров внутреннего течения. Створки перепуска и вторичные впускные воздушные клапаны были полностью закрыты. Модель имела системы отсоса пограничного слоя на центральном теле и обечайке. Схема отсоса могла изменяться открытием или закрытием ряда отверстий.

Регистрировались данные статических и динамических испытаний. Измерительная аппаратура для статических испытаний включала: а) большое число датчиков для измерений статического давления на поверхностях центрального тела и обечайки; б) приемники давлений отводного воздуха пограничного слоя; в) гребенки насадков полного

давления для измерений в пограничном слое и на входе в компрессор. Обеспечивалось также измерение статического и полного давления в горловине и вниз по потоку от нее.

Модель прошла испытания в диапазоне чисел  $M$  от 2,0 до 2,6. В аэродинамической трубе поддерживались температура и давление, обеспечивающие постоянное число  $Re=0,82 \times 10^6$  во всем диапазоне чисел  $M$ . Угол атаки модели менялся в диапазоне от  $-5^\circ$  до  $+5^\circ$ .

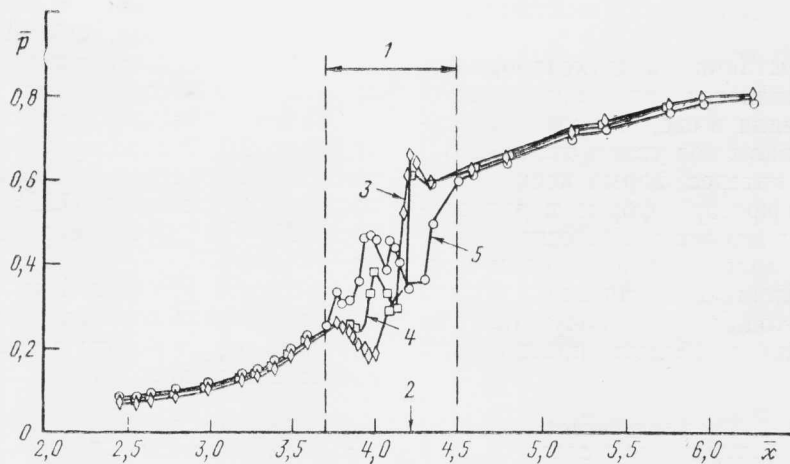
В начале испытаний система отсоса пограничного слоя была отрегулирована так, чтобы ликвидировать отрыв потока в сверхзвуковом диффузоре и обеспечить постоянство характеристик воздухо-

заборника во всем диапазоне углов атаки и чисел  $M$ . Затем были проведены эксперименты при различных углах атаки и числах  $M$ . При различных режимах работы воздухозаборника регистрировалась его реакция на управляющие сигналы, что необходимо для проверки динамической модели воздухозаборника.

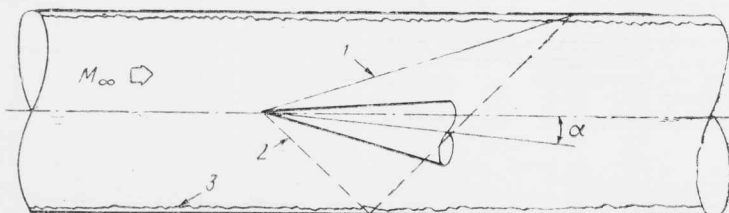
На рис. 6 представлена информация, необходимая для экспериментальной проверки методов расчета течения в осесимметричном воздухозаборнике смешанного сжатия. Видно наличие значительных градиентов чисел  $M$  в области критического сечения при  $\alpha=3^\circ$ . Нижняя кривая соответствует подветренному меридиану, средняя кривая — боковому меридиану, верхняя — наветренному меридиану. С подветренной стороны прямой скачок оказывается сильно сдвинутым вниз по потоку от критического сечения.

Полученные результаты показывают, что отрыв пограничного слоя может возникать в дозвуковом диффузоре даже при нулевом угле атаки, хотя при этом степень восстановления давления является очень высокой. Этот отрыв, возникающий за кормовой частью центрального тела, может быть характерным для воздухозаборника данного типа, у которого форма кормовой части центрального тела, так же как и расширение площади дозвукового диффузора (включая влияние державок центрального тела), диктуется требованием максимума площади сечения околосзвукового потока. Методы расчета течения в дозвуковом диффузоре должны включать возможность предсказания появления местных областей отрыва пограничного слоя и учитывать влияние державок центрального тела.

**Исследование взаимодействия скачков и пограничного слоя.** Как отмечалось выше, расчет обтекания воздухозаборника должен включать расчет взаимодействия между косыми скачками уплотне-



1—область значительной несимметрии потока; 2—критическое сечение; 3—наветренный меридиан; 4—боковой меридиан; 5—подветренный меридиан  
Рис. 6. Профиль статического давления на внутренней стенке обечайки воздухозаборника ( $M=2,58$ ;  $\alpha=3^\circ$ ; давление отнесено к полному давлению набегающего потока)



1—слабый скачок уплотнения; 2—сильный скачок уплотнения; 3—пограничный слой

Рис. 7. Схема эксперимента по изучению взаимодействия скачка переменной интенсивности с пограничным слоем

ния и трехмерным пограничным слоем. Для обоснования теории взаимодействия нужны подробные экспериментальные данные.

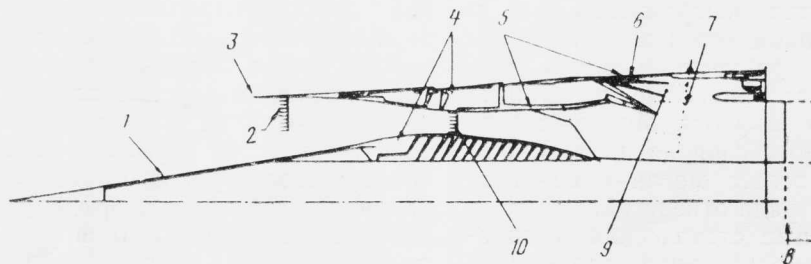
Рассматриваются два типа экспериментов. В первом конус при нулевом угле атаки в осесимметричной аэродинамической трубе будет сдвинут вверх относительно оси трубы. Во втором эксперименте (рис. 7) конус с вершиной на оси трубы будет установлен под углом атаки. Будут измеряться осредненные характеристики течения и локальное направление течения в области взаимодействия. Эксперименты могут быть легко дополнены измерениями напряжения сдвига.

Требует проверки и метода расчета характеристик потока, проходящего через замыкающий прямой скачок при взаимодействии последнего с пограничным слоем. Экспериментальные исследо-

вания этого взаимодействия планируется провести в аэродинамической трубе с цилиндрической рабочей частью, что позволит устранить пространственные эффекты прежних испытаний. Исследования будут включать также изучение влияния отсоса на взаимодействие пограничного слоя с прямым скачком.

**Испытания воздухозаборника при малых скоростях.** Такие испытания планировалось провести в 1982 г. Большое внимание намечалось уделить снижению шума посредством регулировки воздухозаборника с большим числом  $M$  в горловине. Модель должна быть дополнена различными вариантами створок, применяемых при взлете и посадке (возможная конструкция одного из вариантов показана на рис. 8), и измерительной аппаратурой для регистрации полного давления около кромок обечайки, в критическом сечении и вниз по потоку от взлетных створок.

Исследования характеристик воздухозаборника и неравномерности потока планировалось провести в аэродинамической трубе НИЦ им. Льюиса (NASA) с размером рабочей части  $2,74 \times 4,57$  м до значений чисел  $M=0,2$  (предельное число  $M$  этой трубы). Для индуцирования потока в воздухозаборнике и через взлетные створки должен быть использован одноступенчатый вентилятор диаметром 50 см. Во время испытаний намечалось снять акустические характеристики воздухозаборника.



1—регулируемое центральное тело; 2—гребенка насадков; 3—острая губа обечайки; 4—система отсоса пограничного слоя; 5—дренажные отверстия для замера статического давления на внутренней поверхности воздухозаборника и на внутренней поверхности канала и внешней поверхности взлетных створок; 6—различные положения взлетных створок; 7—гребенка насадков; 8—положение датчиков для измерения полного давления (осредненного и текущего); 9—гребенки для замера полного давления в отверстиях взлетных створок; 10—гребенка насадков в горловине  
Рис. 8. Модель воздухозаборника

## РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

В процессе создания американского СПС была разработана система управления силовой установкой с относительно высокими нормальными характеристиками на основе техники середины 1960-х годов. Одной из целей программы исследований, описываемой в настоящем реферате, был анализ преимуществ этой системы управления. Схема системы регулирования воздухозаборника показана на рис. 9.

**Моделирование силовой установки.** Анализ, разработка и экспериментальная проверка системы управления силовой установкой требует детального моделирования всех компонентов рассматриваемой системы в связи с существенной нелинейностью характеристик и сложным взаимодействием течения в воздухозаборнике сверхзвукового самолета. Основными компонентами математической модели силовой установки являются модели воздухозаборника и двигателя, функционирующие на ЭВМ в реальном масштабе времени, а также математическая модель регулятора воздухозаборника с набором управляющих программ. К этой системе будет подключена относительно простая модель, описывающая возмущения, вносимые движением летательного аппарата.

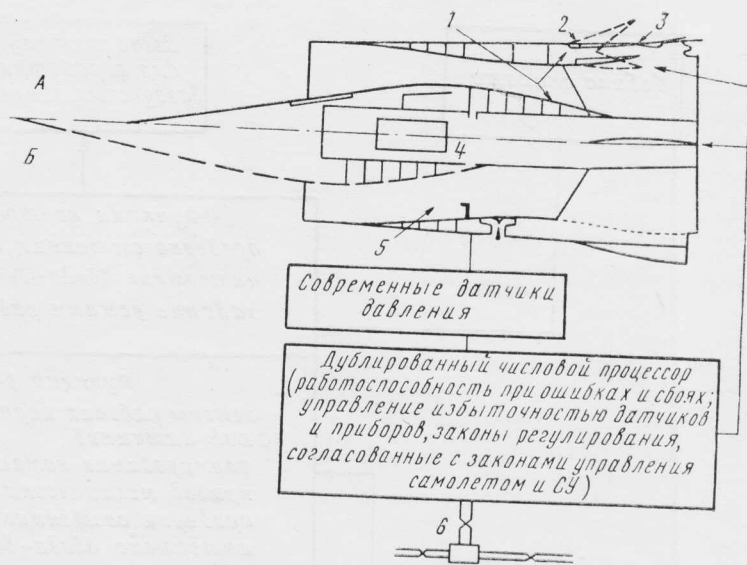
**Динамическая модель воздухозаборника.** При моделировании динамики воздухозаборника должны учитываться нестационарные изменения параметров течения, например колебания давления и положения скачков уплотнения, условия на входе в воздухозаборник и условия на выходе диффузора, положение центрального тела. При динамическом моделировании течения в осесимметричном воздухозаборнике внутренний поток делится на три различные области (рис. 10): сверхзвуковое течение перед прямым скачком; прямой скачок; дозвуковое течение перед входом в двигатель.

Сверхзвуковое течение перед прямым скачком моделируется на основе нелинейных стационарных соотношений, независимыми параметрами в которых являются показатели набегающего потока и геометрия воздухозаборника. Эти соотношения получены из эксперимента.

Нестационарные начальные условия на входе моделируются с помощью квазистационарного метода, учитывающего время распространения возмущений от входа до критического сечения воздухозаборника.

Модель дозвукового диффузора формируется путем разбиения его на ряд контрольных объемов. На основе уравнений сохранения массы и энергии для каждого контрольного объема составляются обыкновенные дифференциальные уравнения для скоростей изменения усредненных по объему массы и статической температуры. Увеличивая число контрольных объемов, можно повысить точность моделирования. Перетекание газа между объемами вычисляется из уравнений сохранения количества движения.

При работе под углом атаки воздухозаборник моделируется двумя половинами (наветренной и подветренной), в которых контрольные объемы располагаются почти симметрично относительно продольной оси. Небольшая асимметрия соответствует



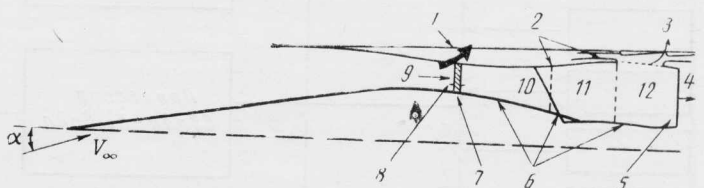
А—сверхзвуковой крейсерский полет; Б—дозвуковой крейсерский полет  
1—гидроприводы высокого давления с малоинерционными композиционными узлами и деталями; 2—три перепускные створки в квадранте; 3—три взлетные створки в квадранте; 4—триplexный привод центрального тела; 5—место расположения датчика давления, выбираемое расчетным путем; 6—информационная шина к системам двигателей и планера

Рис. 9. Особенности перспективной системы регулирования воздухозаборника

несимметричному положению прямого скачка, обусловленному поперечным течением. При этом сам прямой скачок является верхней по потоку границей для примыкающего к нему контрольного объема. Скорость движения прямого скачка относительно воздухозаборника вычисляется по разности между скоростью движения скачка относительно газа и скоростью относительно воздухозаборника.

**Экспериментальная проверка и уточнение модели воздухозаборника.** Для проверки математической модели использовались экспериментальные результаты. Геометрические параметры и параметры набегающего потока соответствовали эталонному воздухозаборнику при нулевом угле атаки и  $M = 2,5$ .

По экспериментальным частотным характеристикам была определена реакция воздухозаборника на ступенчатое увеличение скорости набегающего потока. Результат был сопоставлен с реакцией математической модели воздухозаборника на то же самое изменение скорости. Оказалось, что смещение прямого скачка в математической модели зна-



1—система устойчивых скачков; расход массы в функции положения скачка; 2—осевая и окружная скорость, определенные методом контрольного объема; 3—секундный расход через створки перепуска в функции площади перепуска и перепада давления; 4—секундный расход воздуха через двигатель; 5—неравномерность потока в виде табличных данных; 6—масса и температура, определенные методом контрольного объема; 7—скорость прямого скачка (определенная по соотношениям для скачка); 8—число  $M$ , полное давление, температура торможения, секундный расход массы заданы в виде табличных данных в функции числа  $M$  набегающего потока, угла атаки и положения центрального тела; 9—секундный расход; 10, 11, 12—контрольные объемы

Рис. 10. Динамическое моделирование течения в воздухозаборнике

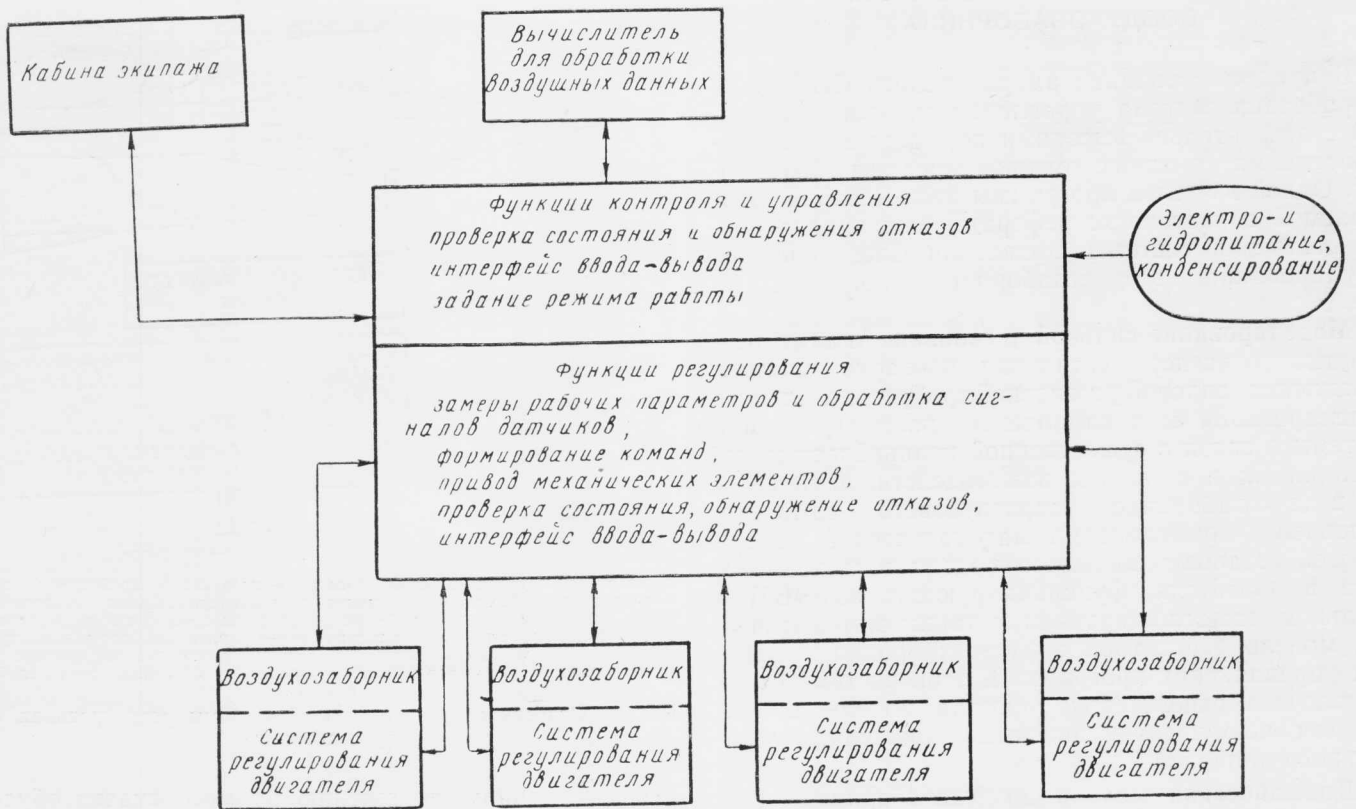


Рис. 11. Функции системы регулирования воздухозаборников и ее связи с другими системами

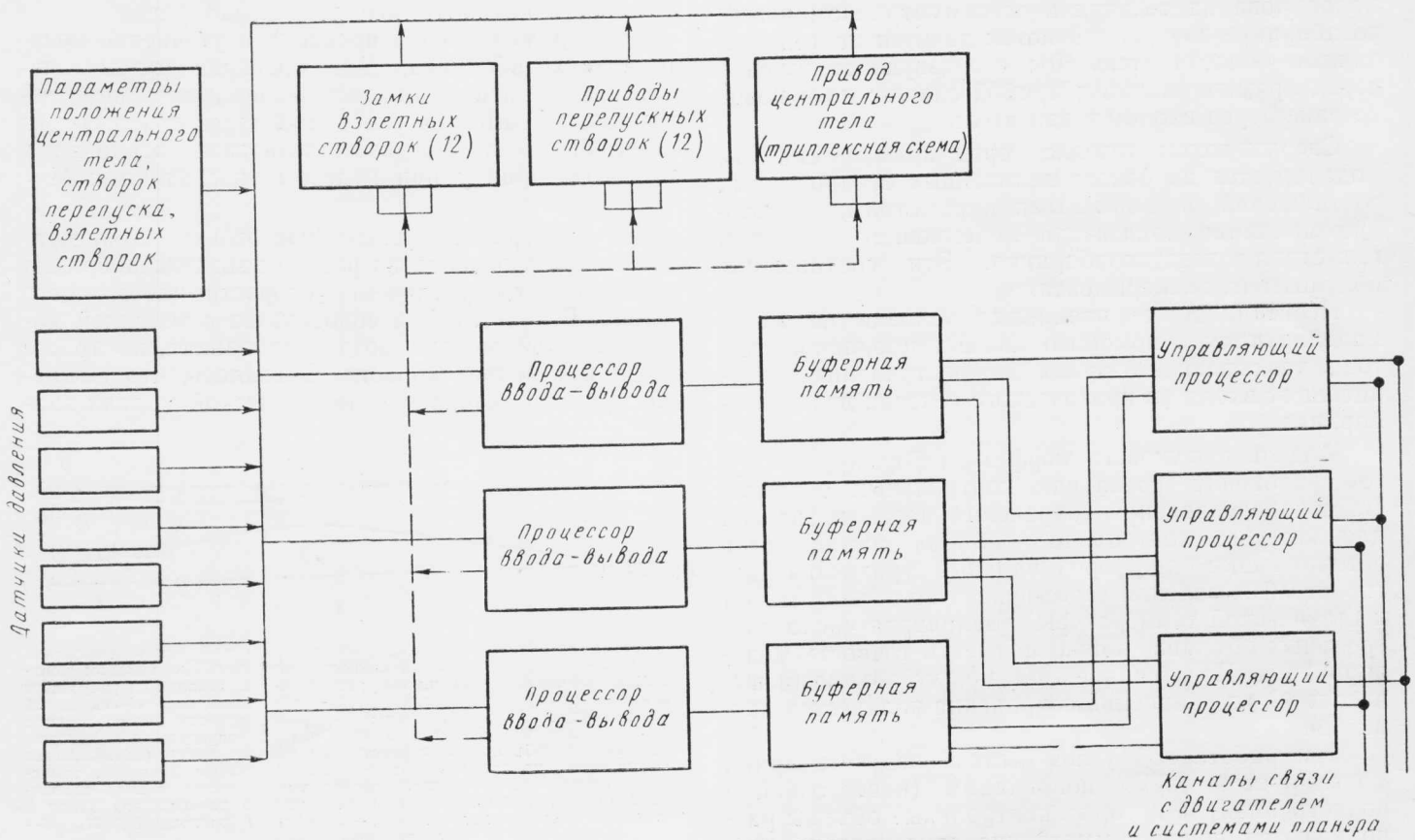


Рис. 12. Блок-схема системы регулирования воздухозаборников

чительно меньше, чем это следует из эксперимента. Линеаризованная модель воздухозаборника и модель, основанная на нелинейных уравнениях, дает ширину полосы пропускания, равную  $\sim 4$  Гц, что также соответствует эксперименту. Из этого можно заключить, что взаимодействие прямого скачка с пограничным слоем значительно изменяет действительное распределение площадей в критическом сечении воздухозаборника и динамику скачка. Для того чтобы привести в соответствие динамическую модель с имеющимися экспериментальными данными, была проведена регулировка коэффициента усиления.

Методические исследования показали, что можно ограничиться тремя контрольными объемами, располагаемыми по оси дозвукового диффузора. Увеличение числа объемов ведет к усложнению модели, но практически не повышает ее точность.

**Математическая модель воздухозаборника.** После экспериментальной проверки математической модели воздухозаборника была начата ее «постановка» на специализированную аналого-цифровую вычислительную машину для расчетов в реальном масштабе времени. В модели учитывались динамика сервоклапана и гидропривода, инерция

центрального тела и действующие на него сила трения и аэродинамическая нагрузка.

#### Объединение компонентов системы управления.

Электронные средства позволяют объединить все компоненты системы регулирования воздухозаборника, обеспечивающей автоматический выбор режима работы и принятие решений при минимальной нагрузке экипажа (рис. 11).

Схема резервированной системы управления воздухозаборником показана на рис. 12. Электронная аппаратура имеет триплексную схему резервирования (квадруплексная схема будет оцениваться на более поздних этапах программы).

Каждый процессор ввода—вывода имеет связь со всеми датчиками и приводами. Схема подключения датчиков показана на рис. 12. Каждый канал регулятора воздухозаборника содержит два процессора: ввода—вывода и управления. Программы для каждого из них разрабатываются на основе модульного принципа для эффективной проверки функций и режимов работы. Работа процессоров синхронизируется в начале каждого основного цикла с помощью общей памяти.

Референт В. В. Самсонов.

УДК 629.735.33.015.3

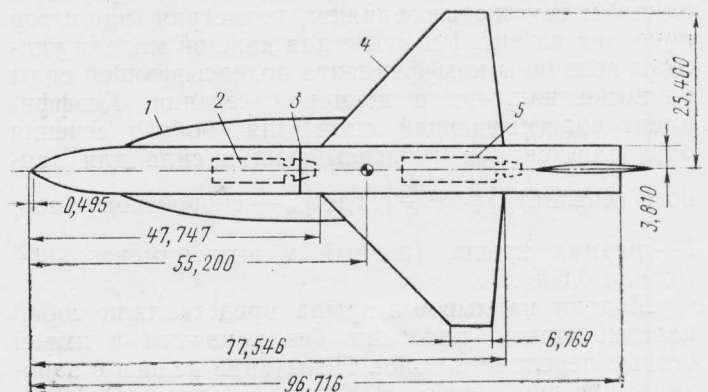
## ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА С НАПЛЫВАМИ\*

Использование крыла с наплывами — выступающими вперед корневыми участками большой стреловидности по передней кромке — позволяет значительно улучшить характеристики маневренного самолета благодаря ряду аэродинамических особенностей крыла такой формы в плане: 1) минимальная интерференция между наплывами и крылом при небольших, включая крейсерский, углах атаки; 2) подвод энергии в пограничный слой на верхней поверхности крыла благодаря воздействию образующихся на наплывах вихрей и сохранение безотрывного обтекания на внешних частях консолей крыла до больших углов атаки; 3) уменьшение потребной площади крыла при обеспечении заданной маневренности самолета. Кроме того, скос потока за крылом повышает интенсивность вихрей с наплывов, а площадь наплывов, необходимая для значительного увеличения общей подъемной силы, невелика (что уменьшает дополнительные смачиваемую поверхность и вес конструкции). Эффективность наплывов сохраняется только при условии устойчивости его вихрей и сохранении организованной вихревой системы над крылом. С увеличением угла атаки крыла до некоторого значения зона разрушения вихрей распространяется вперед за заднюю кромку крыла, и благоприятный эффект быстро исчезает.

Ранее были разработаны методы оптимизации геометрии наплывов, и ряд моделей был испытан

в гидроканале фирмы Нортроп. Результаты эксперимента показали, что величины угла атаки, при которых разрушение вихрей начинается у задней кромки крыла, хорошо коррелируют с теоретической величиной разрежения на носке концевых участков наплывов для пространственного потенциального потока. Эта связь, по-видимому, подтверждает предположение о том, что степень разрежения на носке наплывов является критическим параметром, который может служить основой для разработки или оценки наплывов.

Из испытанных в гидроканале компоновок крыло—наплывы—фюзеляж шестнадцать (семь спроектированных аналитически, девять — эмпирически)



1—наплыв; 2—весы для носовой части модели; 3—разъем; 4—крыло,  $\chi = 44^\circ$ ; 5—основные весы

Рис. 1. Схема модели для испытаний в аэродинамической трубе (размеры в см)

\* Lamar J. E., Frink N. T. Aerodynamic features of designed strake-wing configurations.

Journal of Aircraft, 1982, v. 19, VIII, N 8, p. 639—646.



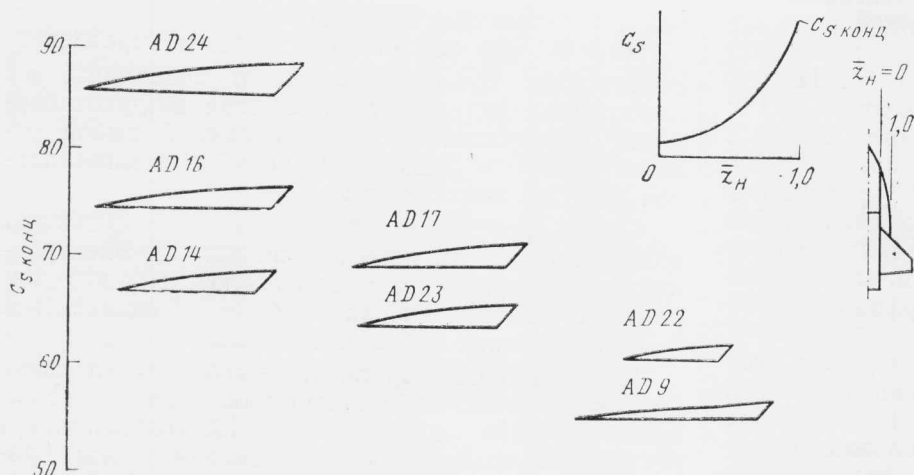


Рис. 2. Аналитически спроектированные напльвы (AD — analytically designed;  $c_{s \text{ конц}}$  — коэффициент подсосывающей силы для концевое сечения напльва;  $z_n$  — положение сечения в долях полуразмаха напльва; на графике показано характерное распределение подсосывающей силы на носке напльва по его размаху)

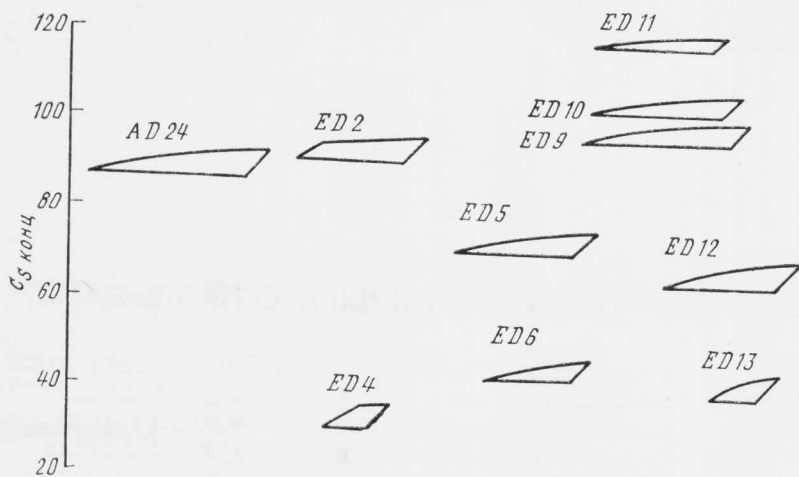
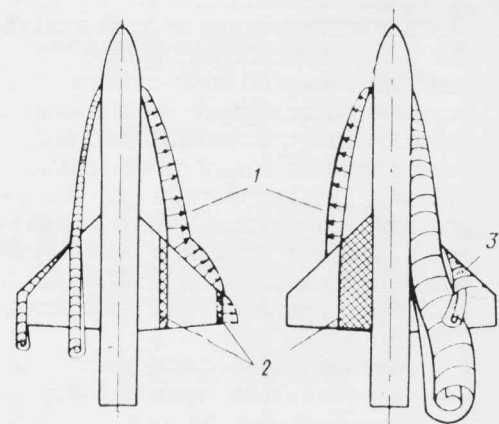


Рис. 3. Эмпирически спроектированные напльвы (ED — empirically designed, AD 24 — базовый напльв)

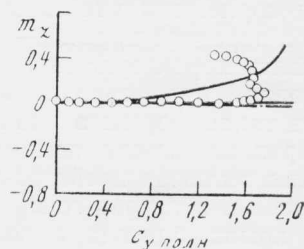
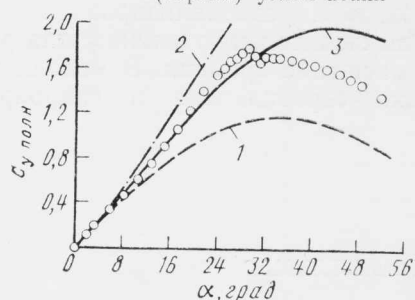
были отобраны для дальнейших исследований в аэродинамической трубе с целью замеров аэродинамических сил в расширенном диапазоне чисел Re.

Модели напльвов испытывались совместно с одним и тем же крылом трапециевидной формы и одним и тем же фюзеляжем, геометрия напльвов показана на рис. 1 и 2, где для каждой модели указаны величины коэффициента подсосывающей силы на носке напльва в концевом сечении. Коэффициент подсосывающей силы для любого сечения определяется как (подсосывающая сила для данного сечения) /  $(q_\infty \alpha^2 \frac{l}{2})$ , где  $q_\infty$  — скоростной напор,  $l$  — размах крыла (равный у экспериментальной модели 0,508 м).

Модели напльвов и крыла представляли собой плоские тонкие пластины без кривизны и имели острые передние кромки. Испытания велись в аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли (NASA), имеющей размеры рабочей части  $2,13 \times 3,05$  м, при углах атаки до  $50^\circ$  и числах  $M=0,2; 0,5; 0,7$ . Ниже рассматриваются лишь результаты, полученные при



1 — подсосывающие силы на передних кромках; 2 — области увеличения подъемной силы вследствие влияния вихрей; 3 — смещенный вихрь  
Рис. 4. Схема вихревого обтекания крыла с напльвом при малых (слева) и больших (справа) углах атаки



1 — потенциальное течение; 2 — метод расчета для малых  $\alpha$ ; 3 — метод расчета для больших  $\alpha$

Рис. 5. Расчетные и экспериментальные ( $\circ$ ) значения  $c_u \text{ полн}$  и  $m_z$  ( $M=0,2$ )

числе  $M=0,2$ , так как остальные данные приводят к аналогичным выводам.

Испытанные напльвы крыла были разработаны либо аналитически (см. рис. 2), либо эмпирически (рис. 3).

Применяемый метод оценки действующих на модель аэродинамических сил и моментов основан на анализе вихревого обтекания системы «фюзеляж + крыло + напльв» (рис. 4). Влияние вихревого течения оценивается с помощью аналогии с подсосывающей силой, а потенциального течения — методом вихревой решетки. Учитывается также влияние на крыло вихрей, сходящихся с напльвом. В зависимости от диапазона углов атаки рассматривалось два режима течения. Изучение масляных спектров, полученных при малых значениях углов атаки, показывает существование безотрывного об-

теканья на большей части крыла и вихревого обтекания в зоне сечения крыла, соответствующей концам наплывов, и на концах крыла (левая схема на рис. 2). При больших углах атаки сходящиеся с наплывов вихри развиваются и стремятся вытеснить с крыла его собственную вихревую систему, которая уже не обеспечивает безотрывного течения. Для каждого режима течения разработан соответствующий метод расчета аэродинамических характеристик.

На рис. 5 показаны типичные зависимости между подъемной силой, продольным моментом и углом атаки, полученные на основе эксперимента и расчетов для одной из конфигураций наплывов. Как видно, экспериментальные значения подъемной силы лучше согласуются с расчетными данными, полученными методом для больших  $\alpha$ , но вблизи максимума подъемной силы результаты сильно расходятся. Это, видимо, связано с учетом вихревой подъемной силы собственно крыла при расчете по методу для больших  $\alpha$ . По этой же причине расходятся теоретические и экспериментальные значения коэффициента продольного момента и полной подъемной силы.

Оценка точности расчета коэффициента полной подъемной силы для трех форм наплывов (рис. 6) показывает, что до  $\alpha \approx 36^\circ$  расхождение результатов расчета с экспериментом не превышает 10%. Завышенные расчетные данные при больших  $\alpha$  указывают на учет существенной особенности течения — разрушения вихря. Сравнение наплывов 13 форм по эквивалентным значениям  $\alpha_{\text{экв}}$  (угол атаки, при котором экспериментальное значение полной подъемной силы равно его расчетной величине, полученной методом для больших  $\alpha$ ) показывает, что с увеличением относительной площади наплывов  $\alpha_{\text{экв}}$  возрастает независимо от относительного размаха наплывов (без учета фюзеляжной части) к полуразмаху омываемой части крыла (рис. 7). Это указывает на большую точность оценок  $C_{y\text{полн}}$  при больших углах атаки и площади наплывов. Причиной этого является, по-видимому, увеличение влияния наплывов большей площади на характер обтекания модели и улучшение выбранной модели обтекания при больших значениях угла атаки.

При исследовании аэродинамики крыла с наплывами были получены сведения о влиянии числа  $Re$  и геометрии наплыва на величину угла атаки  $\alpha^*$ , при котором зона разрушения сходящихся с наплывов вихрей достигает задней кромки крыла. Влияние числа  $Re$  иллюстрирует рис. 8, где сравни-

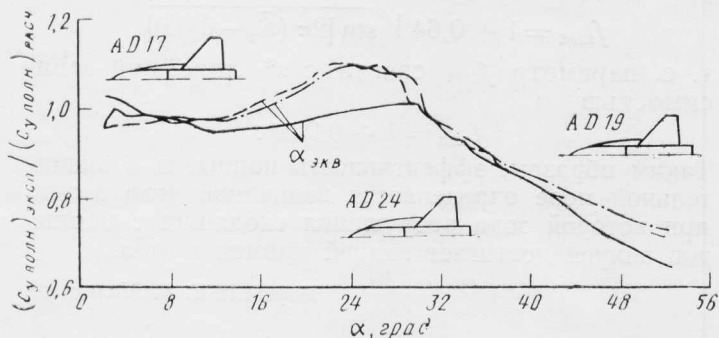


Рис. 6. Сравнение экспериментальных и расчетных значений для трех форм наплывов в рассмотренном диапазоне углов атаки ( $M=0,2$ )

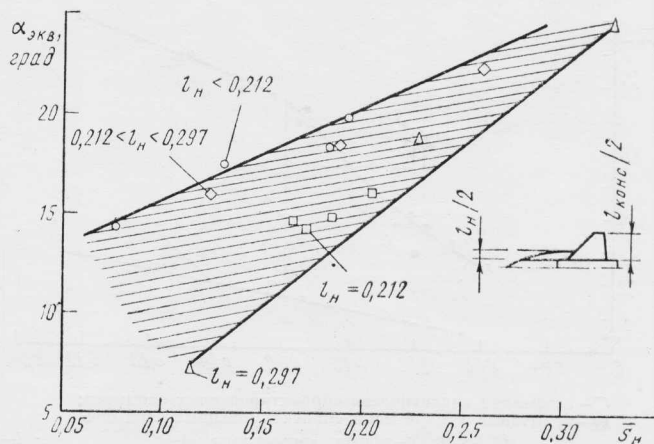
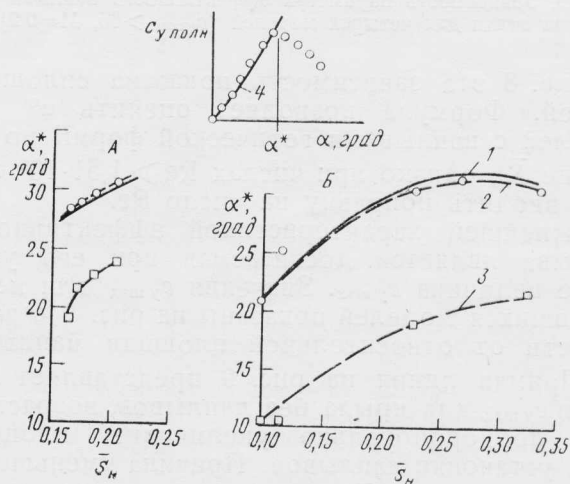


Рис. 7. Связь  $\alpha_{\text{экв}}$  с относительным размахом  $(\bar{l}_n = \frac{l_n}{2} / \frac{l_{\text{конс}}}{2})$  и относительной площадью наплывов  $(\bar{S}_n = S_n/S)$

ваются результаты испытаний моделей с различными размерами наплывов, полученные при малых числах  $Re$  (в гидробассейне) и при увеличенных примерно на два порядка значениях  $Re$  (в аэродинамической трубе). Увеличение числа  $Re$  может повлиять на развитие пограничного слоя и на поле давления, а также на структуру сходящихся с наплывов вихрей. Однако аналогичный характер зависимостей, полученных при различных условиях эксперимента, указывает на возможность использования гидробассейна для получения сравнительных результатов качественного характера. Значение  $\alpha^*$  определялось, как показано в верхней части рис. 8, по максимуму коэффициента полной подъемной силы модели.

Обработка данных о разрушении вихря для всех испытанных моделей позволила получить эмпирическую зависимость  $\alpha^*$  от величины относительной площади наплывов  $\bar{S}_n$ , выражаемую формулой

$$\alpha^* = 32 \sqrt{\sin [2\pi (\bar{S}_n - 0,03)]}, \text{ град.}$$



$A-l_n=0,212; B-\bar{l}_n=0,297$   
1—аппроксимирующая зависимость  $\alpha^* = 32 \sqrt{\sin [2\pi (\bar{S}_n - 0,03)]}$ ; 2—испытания в аэродинамической трубе,  $Re=1,51 \cdot 10^4$ ; 3—испытания в гидробассейне,  $Re=1,76 \cdot 10^4$ ; 4—метод расчета для больших углов атаки

Рис. 8. Влияние числа  $Re$  на  $\alpha^*$  (угол атаки, при котором сходящиеся с наплыва вихри начинают разрушаться над задней кромкой крыла).  $M=0,2$

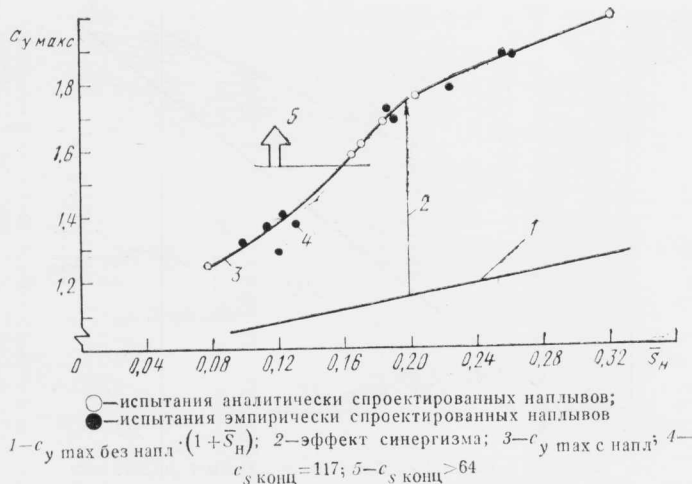
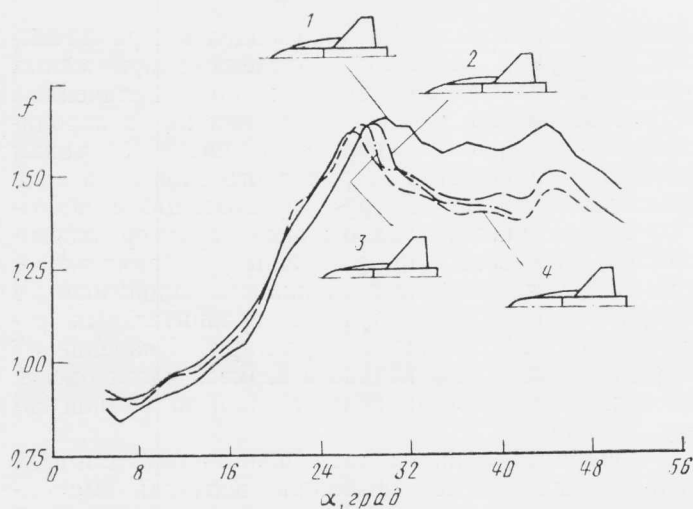


Рис. 9. Влияние относительной площади наплывов готической формы на  $c_{y \max}$  ( $M=0,2$ )



1—AD 24,  $\bar{S}_n=0,325$ ; 2—AD 19,  $\bar{S}_n=0,205$ ; 3—AD 17,  $\bar{S}_n=0,185$ ; 4—AD 14,  $\bar{S}_n=0,172$

Рис. 10. Зависимость параметра эффективности наплыва  $f$  от угла атаки для четырех моделей ( $c_{s \text{ конц}} > 65$ ,  $M=0,2$ )

На рис. 8 эта зависимость показана сплошной линией. Формула позволяет оценить  $\alpha^*$  для моделей с наплывами готической формы по величине  $\bar{S}_n$ , однако при числах  $Re > 1,51 \cdot 10^6$  следует вводить поправку на число  $Re$ .

Важнейшей характеристикой эффективности наплыва является достигаемая при его установке величина  $c_{y \max}$ . Значения  $c_{y \max}$  для испытывавшихся моделей показаны на рис. 9 в зависимости от относительной площади наплывов  $\bar{S}_n$ . Прямая линия на рис. 9 представляет значения  $c_{y \max}$  для крыла без наплывов, возрастающие пропорционально увеличению площади из-за установки наплывов. Причина уменьшения градиента  $\partial c_{y \max} / \partial \bar{S}_n$  экспериментальной кривой при  $\bar{S}_n > 0,2$  не ясна и требует дальнейших исследований. Горизонтальной линией со стрелкой, направленной вверх на рис. 9, отделена

область значений  $c_{y \max}$ , соответствующих значениям коэффициента  $c_{s \text{ конц}} > 64$  (за одним, отмеченным особо, исключением при  $c_{s \text{ конц}} = 117$ ).

Анализ зависимости  $c_{y \max}$  от  $c_{s \text{ конц}}$  показал, что наибольшие значения  $c_{y \max}$  достигаются при значениях  $c_{s \text{ конц}}$  в диапазоне от 70 до 100, на которые, видимо, и следует ориентироваться при выборе компоновки крыла с наплывами.

Эффективность наплывов можно оценивать по его способности увеличивать подъемную силу крыла сверх приращения подъемной силы из-за увеличения площади на величину, равную площади наплывов. Эта способность характеризуется значением параметра  $f$ , равного отношению полного

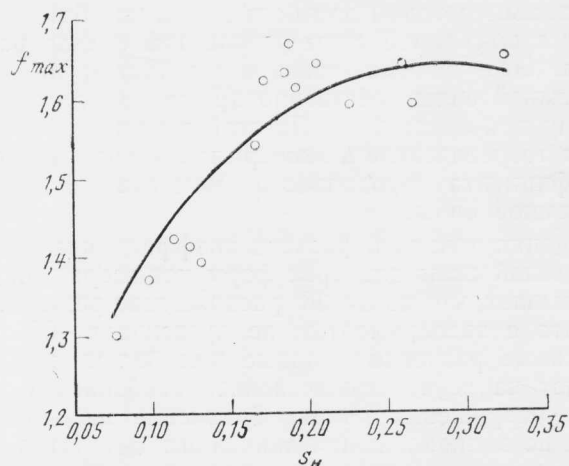


Рис. 11. Зависимость максимальных значений параметра эффективности  $f$  исследованных наплывов от их относительной площади ( $M=0,2$ )

коэффициента подъемной силы компоновки с наплывом к значению  $c_y$  для системы крыло + фюзеляж при увеличенной пропорционально величине наплыва площади крыла. Значения  $f$  для наиболее эффективных наплывов из числа испытанных показаны на рис. 10. Важно отметить, что наплывы с площадью, значительно меньшей, чем у модели AD 24, имеют почти такую же эффективность. Этот факт указывает на существенную роль формы наплывов в плане.

Представляет интерес сравнение максимальных значений параметра  $f$  для различных наплывов. Экспериментальные значения  $f_{\max}$  и аппроксимирующая кривая показаны на рис. 11. Аппроксимирующее уравнение имеет вид

$$f_{\max} = 1 + 0,64 \sqrt{\sin [2\pi (\bar{S}_n - 0,03)]},$$

т. е. параметр  $f_{\max}$  связан с  $\alpha^*$  линейной зависимостью

$$f_{\max} = 1 + 0,02\alpha^*.$$

Таким образом, эффективность наплывов в значительной мере определяется величиной угла атаки, при которой зона разрушения сходящих с наплывов вихрей достигает задней кромки крыла.

Референт Е. В. Малютина.

## ПОВОРОТНЫЕ НАПЛЫВЫ КРЫЛА ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ МАНЕВРЕННОСТИ ИСТРЕБИТЕЛЯ ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ\*

Напльвы большой стреловидности перед корневой частью крыла, примененные на современных истребителях с трапецевидным крылом (F-16 и F-18), значительно улучшили их дозвуковую маневренность. Вихри, генерируемые напльвами при больших углах атаки, значительно повышают  $c_{y\max}$  крыла благодаря образованию зон разрежения над корневой частью крыла и благоприятной интерференции вихрей с сорванным потоком над остальной частью крыла. При этом повышается также плавность процесса срыва и снижается интенсивность бафтинга. Соответствующий выбор аэродинамической компоновки самолета с напльвами может привести к улучшению боковой устойчивости самолета при больших углах атаки.

Однако эффективность напльвов снижается и их воздействие может стать неблагоприятным при дальнейшем увеличении углов атаки вследствие того, что зона разрушения вихрей, распространяющаяся против потока, начинает оказывать влияние на оперение, а затем и на крыло.

Основными результатами этого влияния являются нелинейность изменения продольного момента и быстрое уменьшение  $c_y$ , сопровождающееся появлением момента на кабрирование из-за смещения ц. д. вперед к напльвам. Небольшая асимметрия самолета или его угловой ориентации приводит к неравномерному распространению зон разрушения вихрей от напльвов каждой из консолей крыла и внезапному появлению моментов крена и рыскания. При одновременном снижении эффективности поверхностей управления может значительно ухудшиться управляемость самолета и его сопротивляемость сваливанию.

Совершенствование формы напльвов в плане позволило лишь на несколько градусов увеличить угол атаки, при котором начинает проявляться влияние разрушения вихрей. Для дальнейшего расширения рабочего диапазона угла атаки необходимы напльвы изменяемой геометрии. Такие напльвы позволят устранить жесткую зависимость интенсивности вихрей от углов атаки и скольжения и, таким образом, улучшить характеристики самолета на закритических режимах при сохранении аэродинамических преимуществ напльвов на промежуточных углах атаки. Уже предлагалось использовать напльвы с изменяемым углом установки или кривизной, однако их реализация связана с рядом технических трудностей.

В реферируемой работе рассматриваются напльвы, у которых оси шарниров параллельны продольной оси самолета (рис. 1).

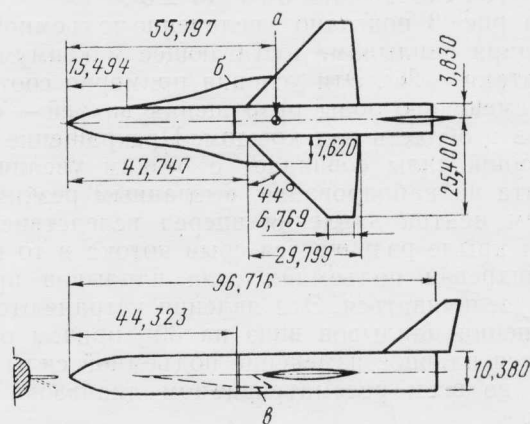
Отклонение напльвов является простым средством изменения их формы в плане. Отклонение напльвов вниз (создание отрицательного поперечного  $V$ ), как известно, уменьшает коэффициент нормальной силы при данном угле атаки. Можно пред-

положить, что в этом случае снижается интенсивность вихрей и задерживается их разрушение до больших углов атаки.

Дифференциальное отклонение напльвов может использоваться для управления самолетом относительно трех осей (особенно при закритических углах атаки, когда обычные поверхности управления теряют эффективность). При сверхзвуковой крейсерской скорости полета напльвы могут быть прижаты к боковой поверхности фюзеляжа для уменьшения лобового сопротивления самолета.



1 — напльв в одной плоскости с крылом; 2 — напльв в среднем положении; 3 — «сложенный» напльв (в крейсерском полете); 4 — ось шарнира  
Рис. 1. Схема поворотных напльвов

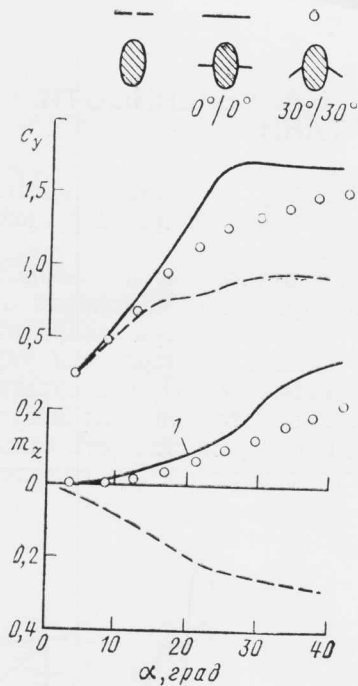


$a$  — центр системы осей отсчета моментов;  $b$  — горизонтальное положение напльвов;  $v$  — типичное положение напльвов  
Рис. 2. Модель самолета с поворотными напльвами для испытаний в аэродинамической трубе (размеры в сантиметрах)

Конфигурация модели самолета с поворотными напльвами для испытаний в аэродинамической трубе показана на рис. 2. Крыло модели имеет удлинение 2,5, площадь и хорду  $1032 \text{ см}^2$  и  $23,33 \text{ см}$  соответственно. Площадь напльвов без подфюзеляжной части составляет  $26,6\%$  площади крыла. При неотклоненных напльвах между ними и передней кромкой крыла имеется щель  $\sim 1 \text{ мм}$ . Таким образом, нагрузки на напльвы можно измерить отдельно.

Испытания проводились в аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли (NASA) с размерами рабо-

\* Rao D. M., Huffman J. K. Hinged strakes for enhanced maneuverability at high angles of attack. Journal of Aircraft, 1982, v. 19, IV, N 4, p. 278—282.



1 — разрушение над крылом вихрей, генерируемых наплывами

Рис. 3. Изменение коэффициентов подъемной силы и момента тангажа при симметричных наплывах

чей части  $2,1 \times 3,0$  м при скорости, соответствующей числу  $M=0,3$ , и числу  $Re=1,3 \times 10^6$  (для условной САХ 23,3 см). Угол атаки изменялся от  $-4^\circ$  до  $+40^\circ$ , угол скольжения от  $0^\circ$  до  $\pm 5^\circ$ .

На рис. 3 показано увеличение подъемной силы благодаря наплывам, достигающее максимума при угле атаки  $\sim 26^\circ$ . Эти условия примерно соответствуют смещению зоны разрушения вихрей — от наплывов в область над крылом. Прекращение роста подъемной силы совпадает с резким увеличением момента на кабрирование, вызванным резким смещением центра давления вперед вследствие того, что на крыле развивается срыв потока в то время, как вихревая подъемная сила наплывов продолжает увеличиваться. Эти явления устраняются при отклонении наплывов вниз на  $30^\circ$ , причем обеспечивается плавное изменение подъемной силы и момента во всем рассматриваемом диапазоне углов атаки.

На рис. 4 показано изменение моментов крена и рыскания в зависимости от угла атаки. Нарушение симметрии модели или ее обтекания приводит к неодинаковой нагрузке на неотклоненные наплывы и к появлению момента крена, увеличивающегося с ростом угла атаки. Разрушение более интенсивного вихря, генерируемого более нагруженным наплывом, начинается при меньшем угле атаки, что ведет к резкой перемене знака изменения момента крена. Асимметричное разрушение вихрей вызывает также и появление момента рыскания. При отклоненных наплывах резкого изменения моментов крена и рыскания не отмечается.

Коэффициент подъемной силы наплывов рассчитывался по формуле:  $c'_{yn} = c_{yn} \frac{S}{S_n}$ , где  $c_{yn}$  — коэффициент подъемной силы носовой части фюзеляжа с наплывами, определенный по ре-

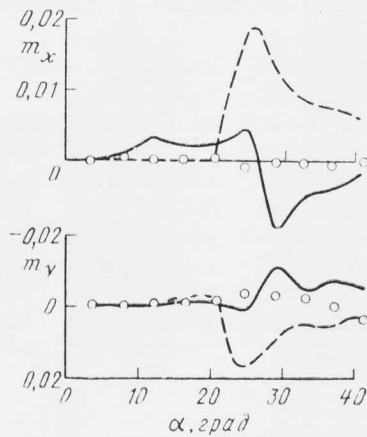


Рис. 4. Изменение коэффициентов аэродинамических моментов крена и рыскания при симметричных наплывах без скольжения (условные обозначения как на рис. 3)

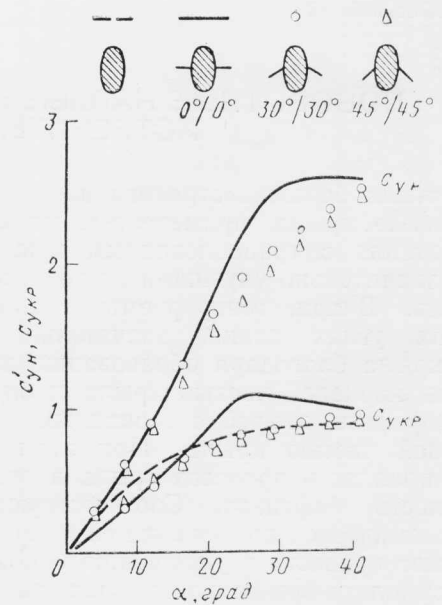


Рис. 5. Зависимости коэффициентов подъемной силы наплывов и крыла от угла атаки

зультатам замеров с помощью аэродинамических весов и отнесенный к площади крыла  $S$ ;  $S_n$  — площадь наплывов без фюзеляжной части.

Коэффициент подъемной силы крыла рассчитывался по формуле  $c_{yкр} = c_y - c_{yn}$ , где  $c_y$  и  $c_{yn}$  — коэффициенты полной подъемной силы и подъемной силы носовой части фюзеляжа с наплывами, определенные по замерам с помощью аэродинамических весов и отнесенные к площади крыла. Изменение коэффициентов  $c'_{yn}$  и  $c_{yкр}$  по углу атаки показано на рис. 5. Коэффициент  $c'_{yn}$  велик вследствие большого схода потока, индуцируемого у наплывов передней частью фюзеляжа и крылом, а также из-за того, что в коэффициенте  $c'_{yn}$  учитывается подъемная сила, создаваемая носовой частью фюзеляжа. Отклонение наплывов приводит к линейаризации зависимости подъемной силы наплывов от угла атаки и к сглаживанию этой зависимости на больших углах атаки, когда при

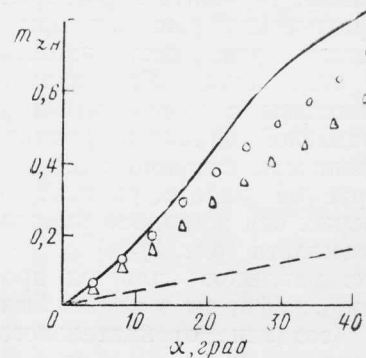


Рис. 6. Зависимости коэффициента аэродинамического момента тангажа носовой части фюзеляжа с симметричными наплывами от угла атаки (условные обозначения как на рис. 5)

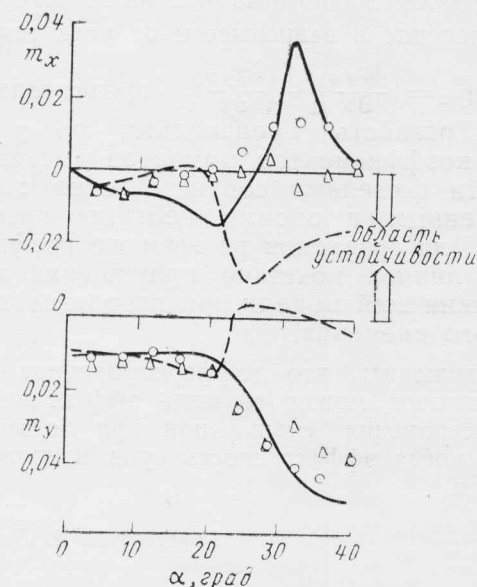
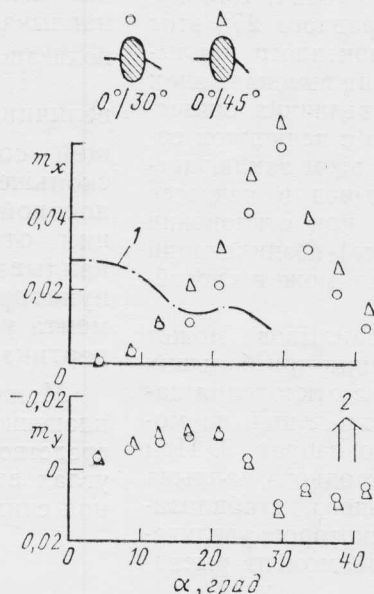
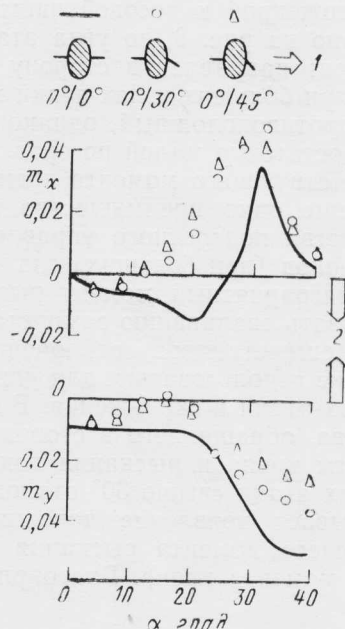


Рис. 7. Изменение по углу атаки коэффициентов аэродинамических моментов крена и рыскания при симметричных наплывах и  $\beta=5^\circ$  (условные обозначения как на рис. 5)



1—типичная зависимость эффективности элеронов от угла атаки; 2—в сторону более отклоненного наплыва  
Рис. 8. Изменение коэффициентов аэродинамических моментов крена и рыскания при асимметричных наплывах без скольжения



1—направление скольжения; 2—область устойчивости  
Рис. 9. Изменение коэффициентов аэродинамических моментов крена и рыскания при асимметричных наплывах и  $\beta=5^\circ$

неотклоненных наплывах возникают эффекты разрушения вихрей. Эти данные подтверждают предположение, что отклонение наплывов ослабляет интенсивность вихрей и что изменение подъемной силы наплыва происходит вследствие изменения площади проекции наплыва на базовую плоскость и изменения интенсивности вихря. Кроме того, снижение интенсивности вихря с ростом отклонения задерживает разрушение вихря до большего угла атаки или ослабляет его неблагоприятные эффекты.

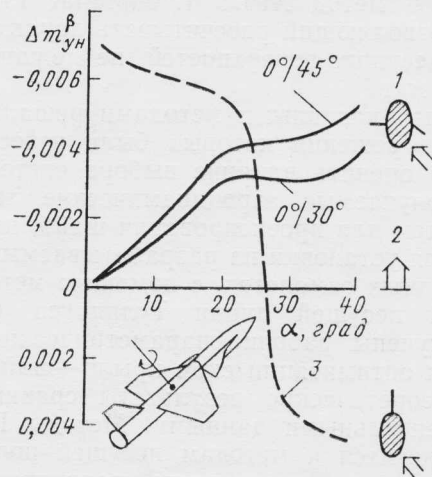
На рис. 6. показано изменение по углу атаки коэффициента  $m_{zH}$  продольного момента носовой части фюзеляжа с наплывами. Видно, что зависимость коэффициента  $m_{zH}$  становится более линейной при отклонении наплывов вниз. При больших углах атаки отклонение наплывов может служить эффективным средством продольного управления.

Изменение коэффициентов моментов крена и рыскания при угле скольжения  $5^\circ$  показано на рис. 7. Поперечная и путевая устойчивость модели без наплывов значительно повышается при углах атаки, превышающих  $20^\circ$ . Установка неотклоненных наплывов дает дестабилизирующий эффект. Отклонение наплывов оказывает сильное стабилизирующее влияние относительно оси  $x$ , но улучшение путевой устойчивости не менее значительно. Следует, однако, отметить, что приведенные данные получены для конфигурации модели без вертикального оперения; известно, что путевая устойчивость при больших углах атаки самолета с наплывами крыла обеспечивается прежде всего правильной компоновкой вертикального оперения.

Асимметричное отклонение наплывов может использоваться для изменения боковых сил и моментов, особенно при больших углах атаки, когда обычные хвостовые рули начинают терять эффективность. На рис. 8 показано изменение момента

крена по результатам испытаний модели в аэродинамической трубе. Для сравнения на этом же графике приведена зависимость от угла атаки эффективности отклоненных на  $30^\circ$  элеронов, полученная при испытаниях в аэродинамической трубе жесткой модели аналогичной конфигурации. Видно, что асимметричные наплывы эффективнее элеронов. При учете закручивания упругого крыла при отклонении элеронов преимущество наплывов станет еще большим.

Асимметричное отклонение наплывов приводит также к возникновению момента рыскания, главным образом, вследствие появления боковой силы,



1—асимметричное отклонение наплывов; 2—при использовании вертикального оперения; 3—область устойчивости

Рис. 10. Приращение момента рыскания носовой части фюзеляжа благодаря асимметричному отклонению наплывов при скольжении и приращение момента рыскания самолета при использовании вертикального оперения

приложенной к носовой части фюзеляжа. Как показано на рис. 8, до угла атаки, равного  $25^\circ$ , этот момент направлен в сторону отклоненного наплыва; при больших углах атаки момент изменяет знак на противоположный, однако его величина остается достаточно малой по сравнению с величиной соответствующего момента крена. В этом заключается еще одно преимущество наплывов в качестве средства поперечного управления: при отклонении элеронов (при больших углах атаки) возникающий неблагоприятный момент рыскания может способствовать сваливанию самолета.

Асимметричное отклонение наплывов может также использоваться для управления при больших углах атаки и скольжения. Влияние отклонения наплыва, обращенного в сторону скольжения, на моменты крена и рыскания показано на рис. 9. При углах атаки свыше  $30^\circ$  отклонение одного наплыва вызывает появление дополнительного стабилизирующего момента рыскания и некоторое увеличение момента крена. Благоприятный момент рыска-

ния увеличивается с увеличением угла отклонения наплыва. Это также видно и из рис. 10, на котором показано изменение в зависимости от угла атаки

величины  $\Delta m_{y_n}^{\beta} = \left(\frac{\partial m_{y_n}}{\partial \beta}\right)_1 - \left(\frac{\partial m_{y_n}}{\partial \beta}\right)_0$ , представляющей собой разность производных по углу скольжения коэффициентов моментов рыскания носовой части фюзеляжа соответственно с одним отклоненным и обоими неотклоненными наплывами. Для сравнения на этом же графике пунктирной линией показано приращение момента рыскания всей модели при использовании вертикального оперения.

Можно заключить, что дифференциальное отклонение наплывов может служить эффективным средством устранения скольжения при больших углах атаки, когда эффективность руля направления снижается.

Референт М. А. Левин.

УДК 629.735.33.015.3

## ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОНЦЕВЫХ ШАЙБ КРЫЛА САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ\*

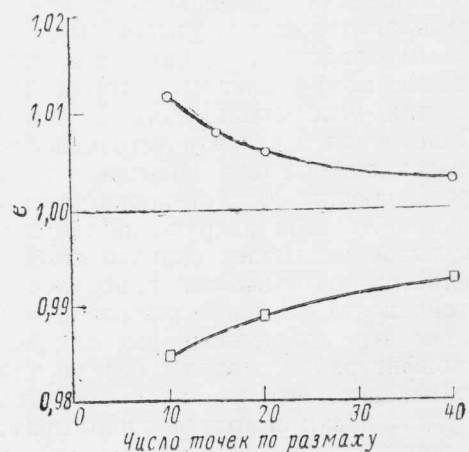
Возродившийся в последние годы интерес к концевым шайбам крыла, ряд исследований в этой области и перспективы использования этих средств повышения аэродинамического качества на будущих самолетах потребовали более внимательной оценки эффективности применяемых методов определения аэродинамических характеристик системы крыло — концевые шайбы. Фирма Дуглас (входящая в корпорацию Макдоннелл-Дуглас и разрабатывающая транспортные самолеты) проанализировала два используемых ею метода расчета несущих поверхностей — метод вихревой решетки Гизинга (Giesing) и метод NPLS (Nonplanar Lifting Systems), позволяющий рассчитывать характеристики системы несущих поверхностей, не лежащих в одной плоскости.

Сначала указанными методами решались задачи, точные решения которых были известны. Это позволило оценить влияние выбора системы панелей на получаемые аэродинамические характеристики. Затем для проектирования шайб, предназначенных для установки на разрабатываемых или модифицируемых самолетах, с помощью метода эквивалентной несущей линии Туллиуса (Tullius) были получены рабочие параметрические зависимости для оптимизации схем крыло — шайба. Полученные теоретические результаты сравнивались с экспериментальными данными. Методы Гизинга и NPLS относятся к методам несущей поверхности, т. е. эффект толщины крыла не увеличивается. В методе Гизинга граничные условия определяются на срединной плоскости, а в методе NPLS — на пространственной срединной поверхности, отражающей кривизну крыла. Для расчета индуктивного сопро-

тивления в методе Гизинга применяется метод импульсов, в методе NPLS интегрируются изменения коэффициентов давления и добавляется член, учитывающий разрежение на носке.

На рис. 1 показано влияние точности задания эллиптического распределения нагрузки по размаху крыла на параметр  $e$  (относительный коэффициент отвала полярны  $e = \frac{1}{\pi\lambda} \frac{dc_x}{de_y^2}$  равен единице

для эллиптического распределения подъемной силы). При фиксированном числе точек задания рас-

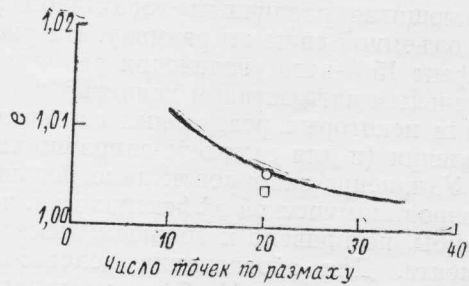


○ — большая частота точек на концевых частях крыла;  
□ — равномерное распределение точек по размаху

Рис. 1. Влияние способа задания эллиптического распределения нагрузки по размаху крыла на величину параметра  $e$

\* Dahlin J. A. Aerodynamic evaluation of winglets for transport aircraft.

AIAA Paper N 81-1215.



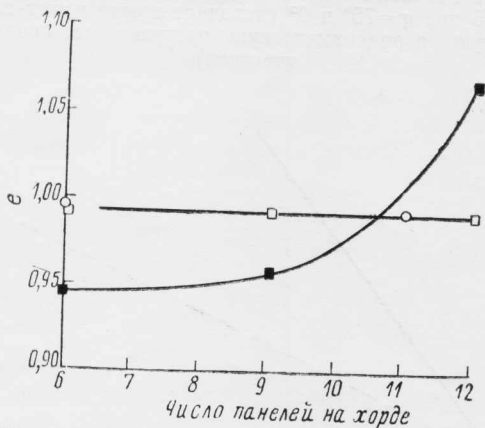
— аналитический метод для эллиптического нагружения;  
 ○ — метод Гизинга;  
 □ — метод NPLS

Рис. 2. Сравнение значений параметра  $e$ , полученных различными методами (увеличенная частота точек на концевых участках крыла)

пределенной нагрузки величина  $e$  при увеличенной концентрации точек на концах крыла ближе к значению 1,0, соответствующему линейной теории тонкого крыла.

На рис. 2 приведены результаты расчета коэффициента  $e$  методами Гизинга и NPLS для крыла с эллиптическим распределением нагрузки по размаху для сравнения с аналитическим методом. Результаты оценки показывают, что 20 панелей по размаху крыла (при увеличенной их частоте на концевых частях) обеспечивают получение величины  $e$  с точностью  $\sim 0,5\%$ , что вполне достаточно для предварительного проектирования.

Влияние распределения панелей по хорде на величину  $e$  для простого стреловидного сужающегося и не имеющего кривизны и крутки крыла показано на рис. 3. Метод NPLS с расчетом лобового сопротивления интегрированием давления в «ближнем поле» оказался очень чувствительным к числу панелей на хорде крыла. Это объясняется учетом разрежения на носке крыла, точность которого зависит от распределения панелей по хорде. В дальнейшем для расчета сопротивления использовались только методы «дальнего поля».



○ — метод Гизинга (сопротивление рассчитывается импульсным методом);  
 □ — метод NPLS (сопротивление рассчитывается импульсным методом);  
 ■ — метод NPLS (сопротивление рассчитывается интегрированием давления в «ближнем поле»)

Рис. 3. Влияние числа панелей по хорде крыла на точность расчета параметра  $e$  ( $\lambda=10$ ,  $\chi_{0,25b}=27,4^\circ$ ,  $\eta=4$ , симметричный профиль, нулевая крутка, 20 панелей по размаху с увеличением их частоты на концах крыла)

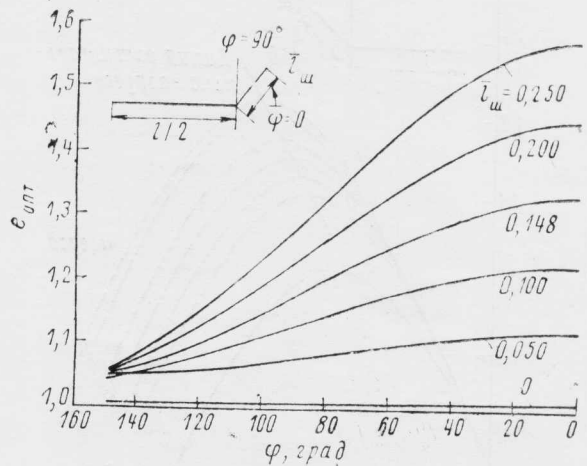


Рис. 4. Зависимость оптимального параметра  $e$  от наклона шайб ( $\varphi$ ) и их длины, отнесенной к полуразмаху крыла ( $\bar{l}_{ш} = l_{ш} / \frac{L}{2}$ )

Для формирования набора шайб, используемого при анализе, применялся метод эквивалентной несущей линии Тулиниуса (см. AIAA Paper N 76-15). Этот метод позволяет рассчитывать оптимальный параметр  $e$  (рис. 4) и корневой изгибающий момент крыла (рис. 5) для заданной комбинации несущих поверхностей, не лежащих в одной плоскости.

На рис. 6 (а, б, в) показаны результаты расчета для выбора компромиссных значений  $e$  и  $\bar{M}_k$  при заданных величинах  $\bar{l}_{ш}$  и  $\varphi$ .

Вывод о целесообразности установки концевых шайб или простого удлинения законцовок крыла, очевидно, должен быть сделан на основе полной оценки аэродинамических или конструктивных выигрышей и потерь. В реферируемой работе в качестве основного показателя конструкции был выбран корневой изгибающий момент крыла. Задача о наиболее выгодной модификации крыла (шайбы или увеличением размаха) решались для двух типов кры-

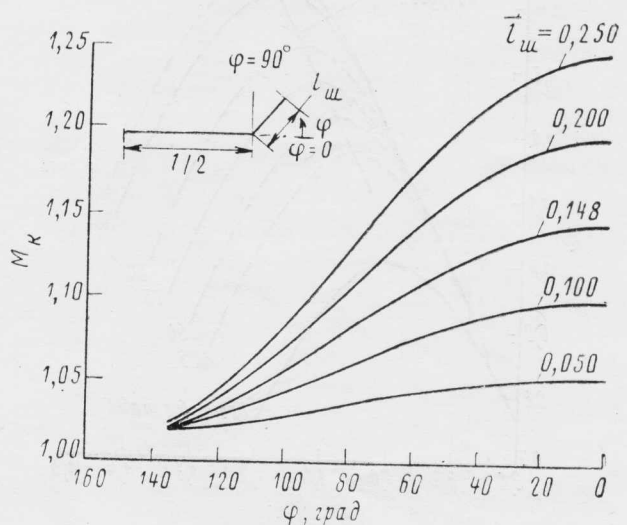
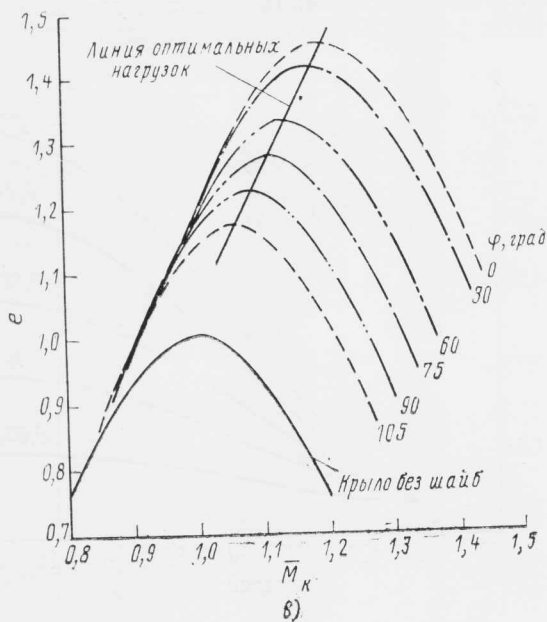
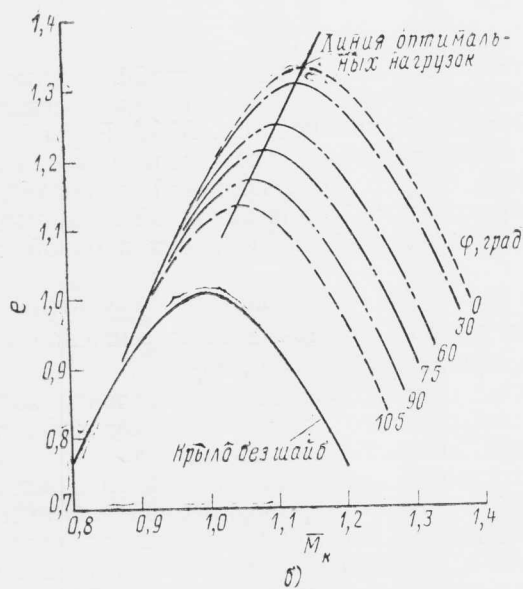
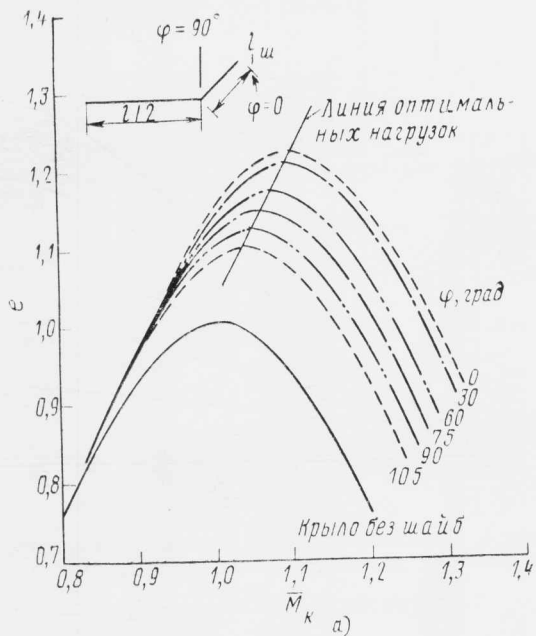


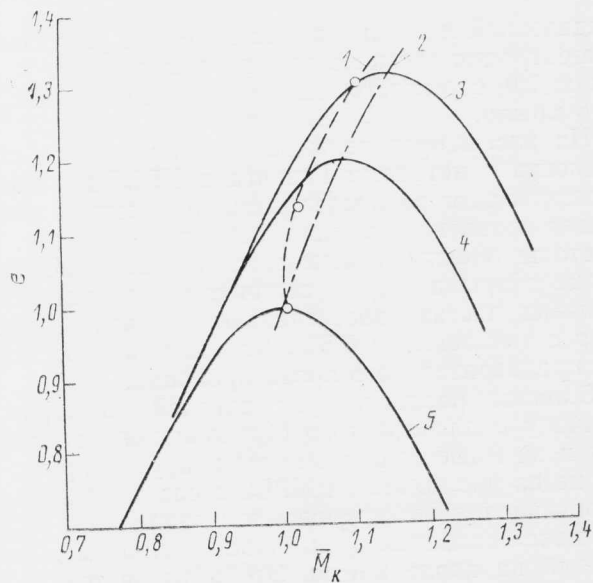
Рис. 5. Зависимость корневой изгибающего момента крыла  $\bar{M}_k$ , отнесенного к корневому моменту крыла без концевых шайб, от угла наклона шайб ( $\varphi$ ) и их относительной длины ( $\bar{l}_{ш}$ )





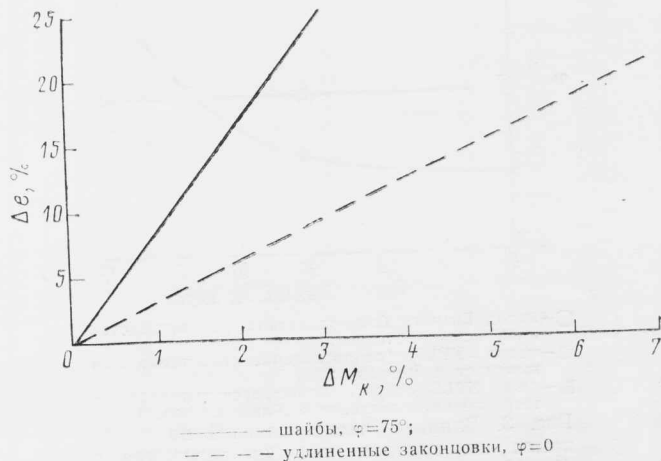
а —  $\bar{l}_{ш} = 0,1$ ; б —  $\bar{l}_{ш} = 0,148$ ; в —  $\bar{l}_{ш} = 0,2$   
 Рис. 6. Зависимость параметра  $e$  от угла наклона шайб ( $\varphi$ ) и относительного корневой изгибающего момента

ла, отличающихся различным характером распределения подъемной силы по размаху. На рис. 7 показан эффект 15% -ного увеличения размаха крыла со значительным нагружением концевых частей, типичным для некоторых реактивных самолетов первого поколения (и для самолета-заправщика Боинг КС-135). Удлинение законцовок дало большее увеличение аэродинамической эффективности, чем концевые шайбы, но привело к большему росту корневого момента. Для обоснования целесообразного компромисса между  $e$  и  $M_k$  была исследована серия крыльев с шайбами и удлиненными законцовками (рис. 8). Был сделан вывод, что на крыле с высоконагруженными концевыми частями шайбы приводят к значительно меньшему увеличению изгибающего момента при заданном приращении  $e$ , чем при использовании удлиненных законцовок.

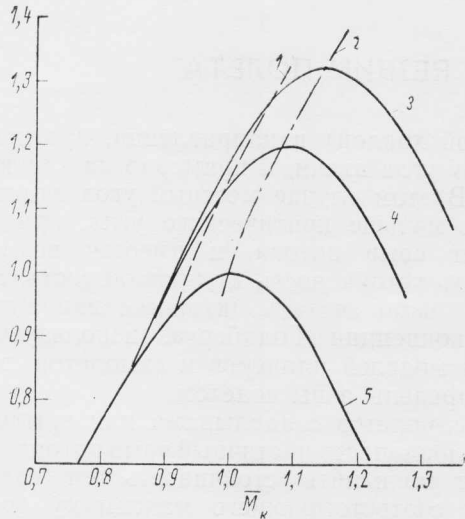


1—линия практических оптимумов; 2—линия оптимумов; 3—увеличение размаха ( $\varphi=0$ ); 4—шайбы,  $\varphi=75^\circ$ ; 5—исходное крыло

Рис. 7. Изменение параметра  $e$  в зависимости от относительного корневой изгибающего момента для крыла без шайб и крыла с шайбами, имеющими  $\bar{l}_{ш} = 0,15$  при  $\varphi=75^\circ$  и  $0^\circ$  (исходное крыло имеет повышенную аэродинамическую нагрузку на концевых участках)



— шайбы,  $\varphi=75^\circ$ ;  
 - - - - удлиненные законцовки,  $\varphi=0$   
 Рис. 8. Зависимость между увеличением параметра  $e$  и корневой изгибающего момента для крыла с шайбами и с удлиненными законцовками (исходное крыло отличается повышенной нагрузкой на концевых участках)



1—линия практических оптимумов; 2—линия оптимальных; 3—удлиненная законцовка ( $\varphi = 0$ ); 4—шайба ( $\varphi = 75^\circ$ ); 5—исходное крыло  
 Рис. 9. Связь между параметром  $e$  и относительным корневым изгибающим моментом  $M_k$  для крыла с «современным» распределением подъемной силы по размаху ( $l_{ш} = 15\%$  при  $\varphi = 0$  и  $75^\circ$ )

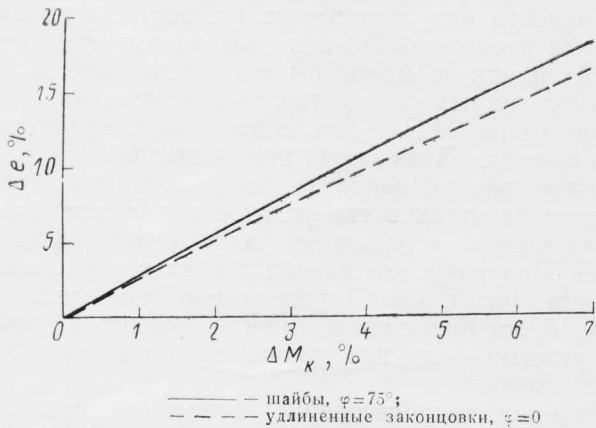


Рис. 10. Зависимости между приращениями параметра  $e$  и корневого изгибающего момента для крыла с шайбами и с удлиненными законцовками (исходное крыло с распределением подъемной силы по размаху, типичным для современных самолетов)

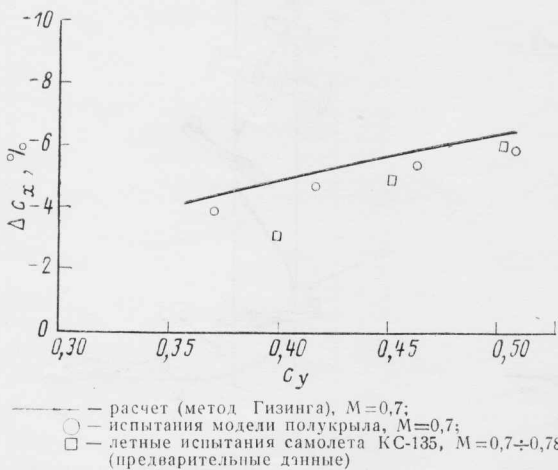


Рис. 11. Сравнение теоретических и экспериментальных результатов

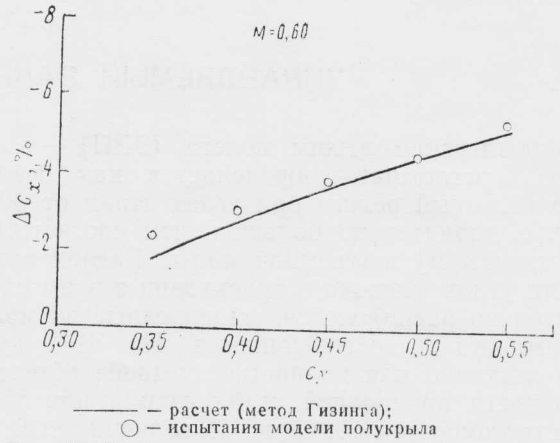


Рис. 12. Эффективность концевых шайб на самолете DC-10-10 ( $M=0,6$ )

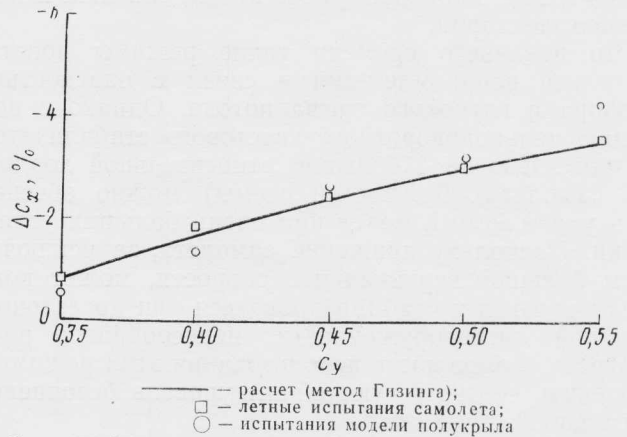


Рис. 13. Эффективность удлиненных законцовок крыла на самолете DC-10-10 ( $M=0,6$ )

Другое рассмотренное крыло имело отрицательную крутку для оптимального распределения подъемной силы. Крылья у большинства современных транспортных самолетов имеют близкое распределение нагрузки, выбранное как компромисс между аэродинамическими и конструктивными соображениями. Результаты анализа представлены на рис. 9 и 10. Как видно из рис. 8 и 10, преимущество концевых шайб над удлиненными законцовками сильно зависит от распределения подъемной силы по размаху исходного крыла. При разработке нового крыла применение шайб, по-видимому, приведет лишь к незначительному уменьшению корневого момента по сравнению со случаем простого увеличения размаха крыла (при заданном приращении параметра  $e$  усложнение конструкции не учитывается).

На рис. 11 теоретические результаты сравниваются с данными эксперимента в аэродинамических трубах и летных испытаний шайб на самолете KC-135. Аналогичные данные представлены на рис. 12 и 13 для самолета DC-10-10 с концевыми шайбами и удлиненными законцовками крыла. Теоретические и экспериментальные данные достаточно близки.

Референт Ю. Я. Шилов.

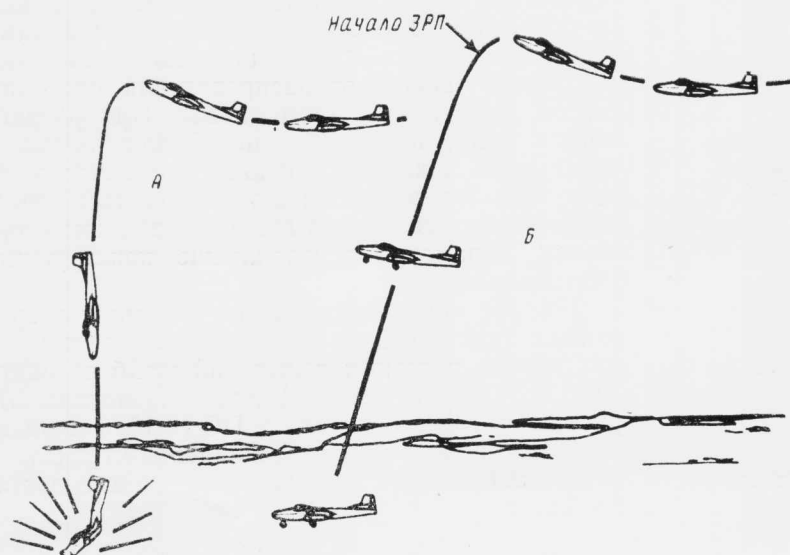
## УПРАВЛЯЕМЫЙ ЗАКРИТИЧЕСКИЙ РЕЖИМ ПОЛЕТА\*

Закритический режим полета (ЗРП) — в оригинале *supernormal* — определяется как безопасный и полезный режим при углах атаки от  $30^\circ$  до  $90^\circ$ , т. е. значительно больших, чем соответствующие максимуму подъемной силы. Располагаемые области углов тангажа и траектории в этом случае значительно расширяются, маневренные возможности самолета резко повышаются. На ЗРП крыло имеет частично или полностью срывное обтекание, поверхности продольной стабилизации или управления отклоняются примерно на величину угла атаки крыла, но в противоположном направлении, и остаются эффективными при больших (приближающихся к  $90^\circ$ ) значениях углов атаки, тангажа и наклона траектории.

До недавнего времени такие режимы полета считались неприемлемыми в связи с опасностью штопора и глубокого срыва потока. Однако с помощью цельноповоротного хвостового стабилизатора или элевонов с большой относительной хордой (на самолетах бесхвостой схемы) можно обеспечить управляемый полет при очень больших углах атаки. Поскольку движение самолета, за исключением большой вертикальной скорости, может контролироваться и стабилизироваться при достаточно большой тяговооруженности, целесообразно рассмотреть возможность использования этих режимов и оценить соответствующий им уровень безопасности полета.

Фирма Дайнемикс Инджиниринг (США) провела эксперименты с моделью самолета, имеющего цельноповоротный стабилизатор на ЗРП. Идея состояла в отклонении стабилизатора (или элевонов

\* Automotive Engineering, 1982, v. 90, XII, N 12, p. 48—52. Подробное изложение см. Strom Th. H., Alford W. J. Flight at supernormal attitudes. SAE Paper N 82-1469.



А—обычный переход в пикирование; Б—движение самолета, рассчитанного на ЗРП  
Рис. 1. Возможность сохранения самолета в условиях сваливания на малой высоте

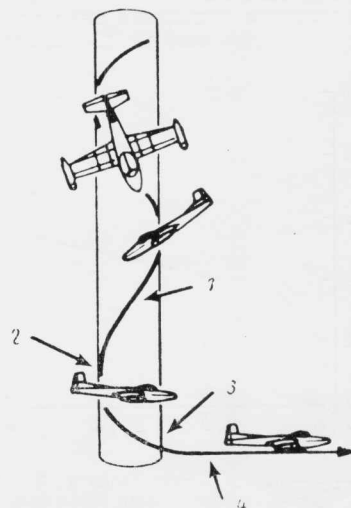
с большой хордой) в направлении, противоположном росту угла атаки, и примерно на такую же величину. В этом случае местный угол атаки стабилизатора меньше критического угла, при котором возникает срыв потока, и имеется возможность обеспечить устойчивость и управляемость. Эту концепцию можно считать активным вариантом пассивной концепции Голдберга, используемой для спасения моделей планеров и самолетов, вылетающих за пределы зоны полетом.

Для самолетов с наплывами или крылом большой стреловидности частичный срыв потока на крыле может уменьшить устойчивость при углах атаки, меньших соответствующего максимуму подъемной силы, и ограничить режимы полета. Решение этих проблем ликвидирует ограничения.

Верхний предел по углу атаки для ЗРП зависит от конфигурации самолета. Согласно ограниченному располагаемым данным таким пределом может быть  $\alpha$  (или  $\theta$ ) =  $70 \div 90^\circ$ .

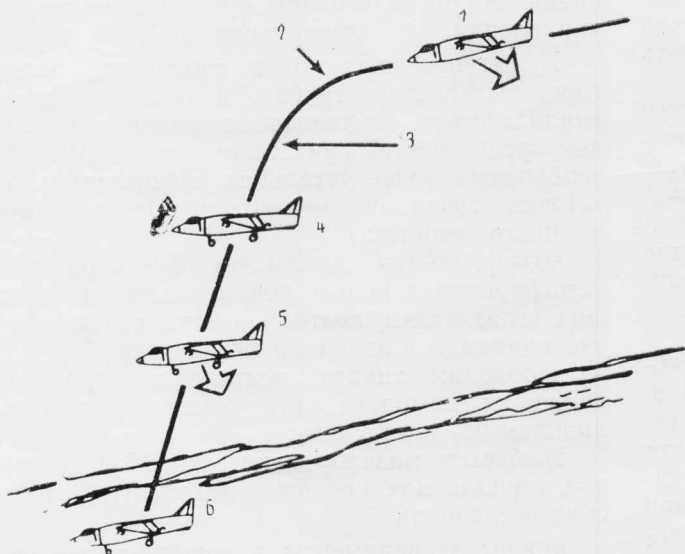
ЗРП может быть использован для обеспечения безопасности при сваливании. На рис. 1 показаны обычный вход самолета в крутое пикирование после сваливания на малой высоте и возможность сохранения малых углов тангажа самолетом, рассчитанным на ЗРП и имеющим цельноповоротный стабилизатор. Хотя при неработающей силовой установке вертикальная скорость самолета будет значительна, однако его угловое положение будет способствовать ослаблению последствий удара о землю. При работающих двигателях вертикальная скорость может быть существенно уменьшена, и можно будет попытаться вывести самолет из опасного режима, если расстояние до земли окажется недостаточным.

Возможно использование концепции крыла с присоединенными вихрями для увеличения подъем-



1—начало ЗРП; 2—начало выхода из штопора; 3—траектория на ЗРП (контролируемое снижение); 4—выход на нормальный режим полета

Рис. 2. Выход из штопора самолета, оснащенного цельноповоротным стабилизатором



1—уменьшение тяги; 2—начало ЗРП; 3—управление вектором тяги с помощью поворотных сопел; 4—нулевая тяга; 5—включение отклоненной тяги; 6—приземление  
Рис. 3. Экономия топлива при посадке самолета В/КВП на ЗРП

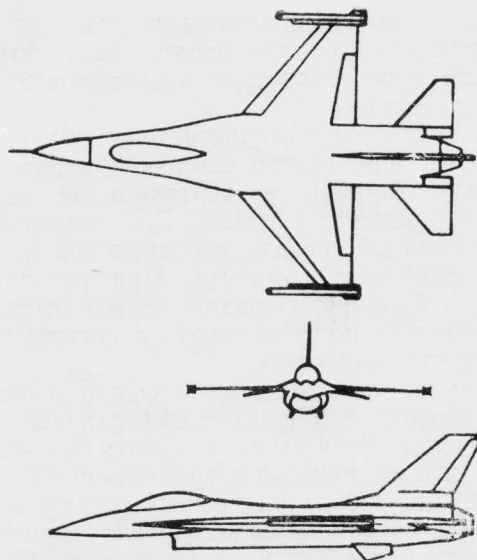
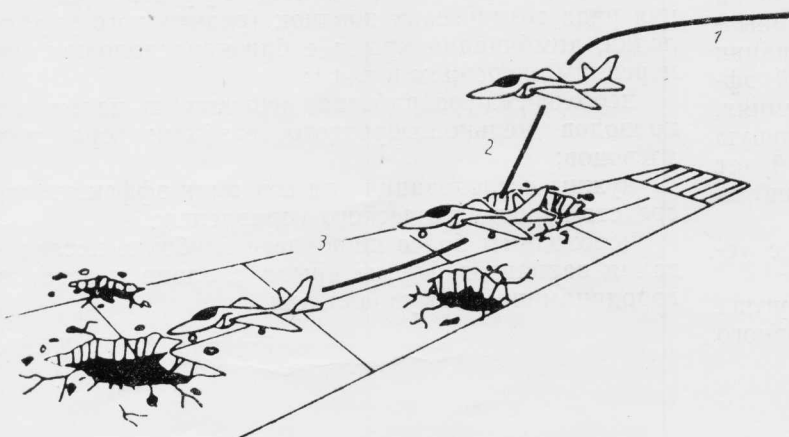
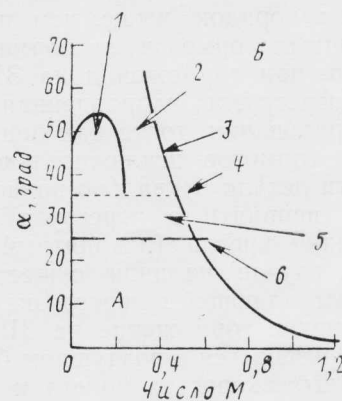


Рис. 5. Истребитель с цельноповоротным стабилизатором, рассчитанный на ЗРП



1—начало ЗРП; 2—отклонение тяги; 3—пробег  
Рис. 4. Посадка на поврежденную ВПП будущего самолета КВП, использующего ЗРП



А—нормальный режим; Б—ЗРП  
1—улучшенное прицеливание; 2—сильное торможение; 3—предел прочности конструкции; 4— $\alpha$  при  $c_{y \max}$ ; 5—увеличенная мгновенная угловая скорость разворота; 6—современный предел по управляемости ( $\alpha=25^\circ$ )  
Рис. 6. Нормальный полетный режим и ЗРП легкого истребителя

ной силы и дополнительного снижения вертикальной скорости.

Выход из штопора самолета, рассчитанного на ЗРП, показан на рис. 2. Демонстрация такой возможности была проведена NASA с помощью моделей самолетов авиации общего назначения с малой удельной нагрузкой на крыло и с нормальными штопорными характеристиками, а также с помощью моделей истребителей с большой нагрузкой на крыло, склонных к плоскому штопору с быстрым вращением, выход из которого очень труден при использовании обычных методов управления.

Будущие самолеты В/КВП при заходе на посадку с малым уровнем тяги силовой установки могут экономить топливо в случае использования ЗРП (рис. 3). Для осуществления мягкой посадки вертикальная тяга создается перед самым приземлением. Возможность посадки будущего самолета КВП на уцелевшие участки поврежденной ВПП показана на рис. 4.

ЗРП может быть использован для улучшения боевой маневренности и повышения точности применения оружия.

Для исследования эффективности ЗРП на истребителе был выбран гипотетический легкий истребитель (рис. 5) в весовом классе 10 тс с тяговооруженностью больше единицы и по конфигурации сходный с истребителем Джеренал Дайнемикс F-16. Цельноповоротный стабилизатор отклонялся в диапазоне углов от  $-90^\circ$  (задняя кромка вверх) до  $+45^\circ$  (задняя кромка вниз). Ограничения на угол атаки отсутствовали. В условиях малых скоростей и скоростных напоров аэродинамические органы управления дополнялись реактивными (газодинамическими) средствами управления или отклонением вектора тяги двигателей. Дополнительным весом из-за применения этих систем пренебрегалось.

Принятые аэродинамические характеристики истребителя основывались на испытаниях в аэродинамических трубах при малых скоростях. Режи-

мы полета самолета показаны на рис. 6 (небольшими изменениями угла атаки при постоянной подъемной силе вследствие сжимаемости воздуха пренебрегалось).

При ЗРП в случае обеспечения балансировки может быть использован широкий диапазон значений горизонтальной и вертикальной скоростей, углов траектории и тангажа. Располагая большой тягой, можно обеспечить вертикальное и горизонтальное зависание самолета. При регулировании тяги могут быть реализованы крутое быстрое снижение самолета или его заход на посадку с малой вертикальной скоростью.

ЗРП может увеличить мгновенную угловую скорость разворота, что повысит эффективность маневров уклонения. Расчеты проводились без учета компонента тяги по нормали к траектории. Показатели разворота могут быть улучшены, если приводы стабилизатора способны балансировать самолет при углах атаки более  $25^\circ$ . Увеличение  $\alpha$  до  $35^\circ$  обеспечивает 25%-ное повышение угловой скорости разворота при числе  $M=0,5$ .

Коэффициент подъемной силы при  $\alpha=60^\circ$  оказывается на порядок выше, чем при использовании воздушных тормозов на нормальном режиме. Кроме того, при торможении на ЗРП на летчика действует перегрузка, направленная как при обычном маневрировании, тогда как при использовании воздушных тормозов исключительно большой эффективностью летчик буквально повиснет на ремнях, испытывая неприятную перегрузку, отрывающую его от спинки кресла (неприятный эффект будет сильнее в случае наличия существенной вибрационной составляющей в перегрузке).

Эффективное торможение на ЗРП может с успехом использоваться в воздушном бою.

При малых скоростях полета и больших углах атаки появляется возможность более эффективного

прицеливания благодаря применению реактивного управления или отклонению вектора тяги.

Испытание моделей в свободном полете и в аэродинамических трубах, а также ограниченные аналитические исследования выявили потенциальные преимущества при использовании ЗРП. Однако необходима более детальная информация для подготовки создания полномасштабного демонстрационного самолета:

коэффициенты динамической устойчивости и демпфирования нельзя точно рассчитать при больших углах атаки, поэтому нужны соответствующие эксперименты в аэродинамических трубах;

необходим анализ полного пространственного движения самолета для оценки потенциальных проблем управляемости;

требуется моделирование на ЭВМ и пилотажных стендах для проверки результатов аналитических исследований;

нужны эксперименты в аэродинамических трубах для изучения работы воздухозаборников при больших углах атаки;

требуется оценка вибрационных нагрузок;

следует провести исследования планера и систем самолета для определения эффекта применения ряда технических новинок (реактивного управления, комбинации крыла с близкорасположенным передним оперением и т. д.);

необходима разработка дешевых и надежных приводов цельноповоротного стабилизатора или элевонов;

нужны исследования для создания эффективных средств аэродинамического управления;

необходимы более широкие и глубокие исследования вариантов формы крыла в плане и органов аэродинамического управления.

Референт Ю. Я. Шилов.

УДК 534.83 : 629.735.33

## ПРОГРЕСС В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ ШУМА В ЗОНЕ АЭРОПОРТА\*

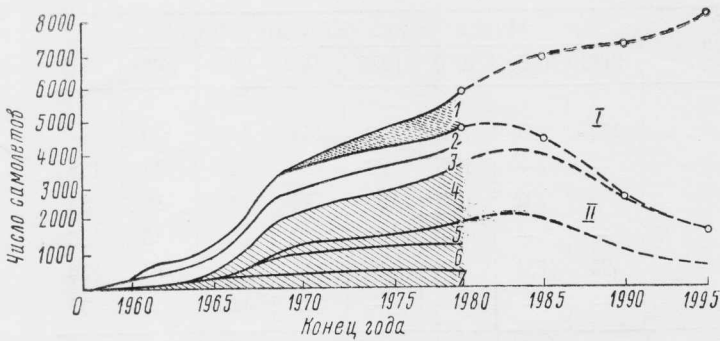
С появлением на авиалиниях реактивных транспортных самолетов в конце 1950-х годов возникла проблема шума самолетов на местности, которая стала весьма серьезной в 1960-х годах в связи с быстрым ростом парка гражданских реактивных самолетов (рис. 1). В 1969 г. в США и других странах — членах ИКАО при сертификации самолетов стали учитывать создаваемый ими шум на местности. Были созданы ТРДД высокой степени двухконтурности, обладавшие меньшим шумом и большей экономичностью, которыми стали оснащаться самолеты Бойнг 747, Локхид L-1011, Макдоннелл-Дуглас DC-10 и Эрбас Индастри А300 большой пассажироместимости, однако ни одна двигателестроительная фирма не считала экономически оправданными разработку и производство менее мощных ТРДД высокой степени двухконтурности для самолетов меньшего весового класса для авиалиний средней и малой протяженности. Устаревшие самолеты типа Бойнг 727, 737 и Макдон-

нелл-Дуглас DC-9, все еще продаваемые в больших количествах, являются в настоящее время основной причиной серьезности проблемы шума в большинстве аэропортов мира, хотя в скором будущем их заменят более экономичные и менее шумные самолеты. От степени повышения технического уровня самолетов будет зависеть, в какой мере население приаэродромных районов ощутит снижение интенсивности шума.

Поскольку ведущие авиакомпании обычно эксплуатируют купленные самолеты около 15 лет, а затем продают их менее крупным авиакомпаниям, которые могут использовать их еще 10 лет, не удивительно, что в начале 1982 г. в мире эксплуатировалось около 1000 старых самолетов В-707 и DC-8. Однако в мировом парке реактивных магистральных самолетов (более 6000 самолетов) непрерывно возрастает доля самолетов с малозумными ТРДД.

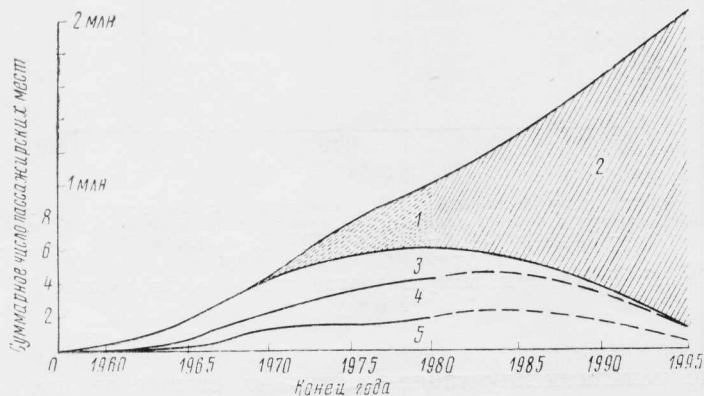
На рис. 2 показан рост по годам суммарного числа пассажирских мест всех самолетов авиакомпаний мира, а на рис. 3 — увеличение доли самолетов с ТРДД высокой степени двухконтурности.

\* Aerospace, 1982, v. 9, IV, N 4, p. 12—14.

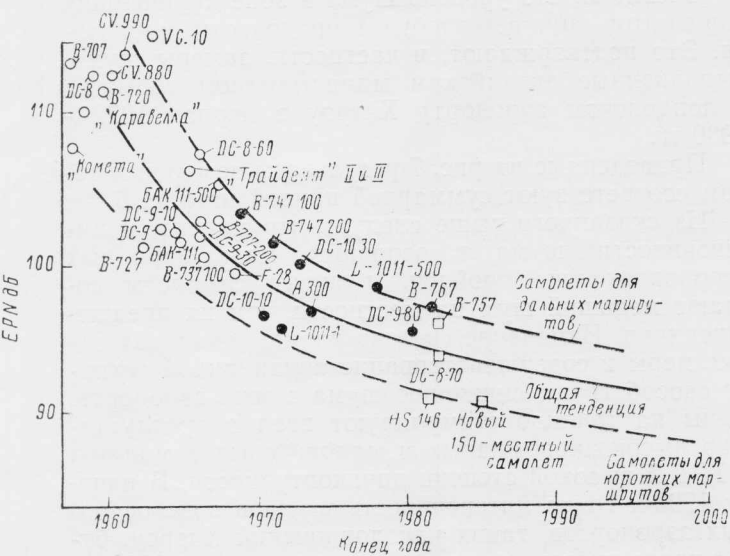


1—современные, разрабатываемые и проектируемые типы самолетов (включая В-767, А320 и т. д.); II—самолеты старых типов, ТРДД малой степени двухконтурности  
1—широкофюзеляжные самолеты; 2—DC-8, VC.10, CV 880, CV 990; 3—В-707, В-720, «Комета»; 4—В-727, «Трайидент»; 5—В-737; 6—DC-9; 7—«Каравелла», БАК 111, F-28, «Меркюр»  
Рис. 1. Динамика численности и состава парка реактивных самолетов авиакомпаний мира

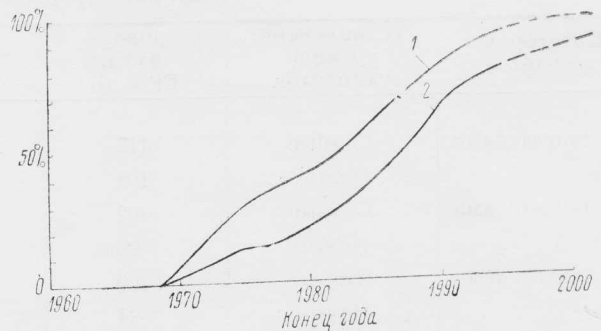
За последние примерно 20 лет энергия шума реактивного самолета уменьшилась в среднем в 30 раз (на 15 EPN дБ). Характеристики новых самолетов, поступающих в эксплуатацию, разрабатываемых или проектируемых (Боинг 757, 767, А320, DC-8



1—современные широкофюзеляжные самолеты; 2—самолеты новых типов; 3—с 4 двигателями; 4—с 3 двигателями; 5—с 2 двигателями  
Рис. 2. Рост располагаемого числа пассажирских мест в транспортных самолетах мирового парка авиакомпаний



○—старые самолеты; ●—современные самолеты; □—разрабатываемые и проектируемые самолеты  
Рис. 4. Уровень шума сбоку от ВПП (сертификационный показатель) для самолетов различных типов



1—в суммарной пассажироместности; 2—в общем числе самолетов авиакомпаний  
Рис. 3. Увеличение доли транспортных самолетов с ТРДД высокой степени двухконтурности

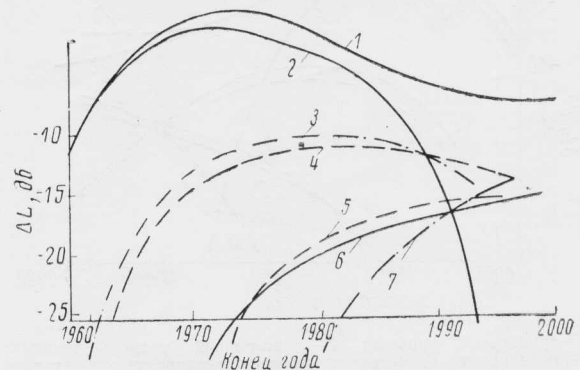
70-й серии, HS.146), свидетельствуют о том, что уровень шума на местности снизится в ближайшие 10 лет еще примерно на 5 EPN дБ (рис. 4).

В Англии были опубликованы документы, касающиеся шумовой ситуации в двух крупных аэропортах — Хитроу и Гэтвик.

В качестве поправки к среднему уровню шума для учета интенсивности движения самолетов в аэропорту используется формула  $15 \lg N$ , где  $N$  — число взлетов и посадок. В ряде стран применяется меньшую поправку  $[10 \lg M]$ , возможно, характеризующую тот факт, что самолет является в настоящее время более обычной деталью картины неба, чем это было 15—20 лет назад. Предполагалось, что все самолеты относятся к следующим категориям: с четырьмя двигателями для дальних маршрутов, с тремя — для средних маршрутов и с двумя — для коротких маршрутов, причем самолеты первой категории совершают взлет или посадку два раза в день, второй категории — четыре раза и третьей — шесть раз в день.

На основе этих предположений и состава парка самолетов, соответствующего графикам на рис. 1, были выполнены расчеты, результаты которых представлены в таблице.

Из приведенных данных следует, что более старые самолеты определяют общую шумовую обстановку в аэропорту, что поясняется графиками на рис. 5. Новые и менее шумные самолеты начнут играть основную роль только в 1990-х годах.



1—суммарный уровень; 2—старые самолеты с 4 двигателями; 3—старые самолеты с 2 двигателями; 4—старые самолеты с 3 двигателями; 5—новые самолеты с 3 двигателями; 6—новые самолеты с 4 двигателями; 7—новые самолеты с 2 двигателями

Рис. 5. Тенденции изменения шума в аэропорту ( $\Delta L$  — уменьшение индекса шума, выражаемого формулой  $EPNL + 10 \lg N$ )

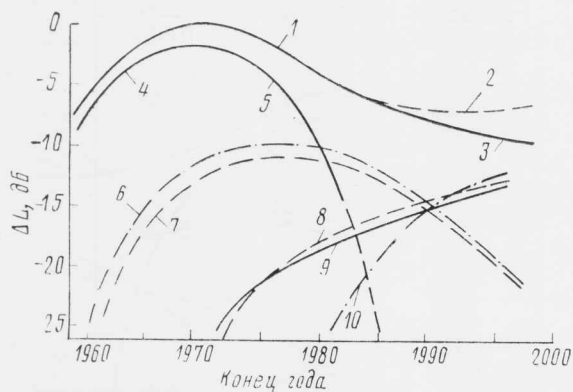
Оценки шума самолетов в зоне аэропорта

Категория самолетов	Технический уровень самолетов	Уровень шума, EPN дБ	Число полетов в день	Индекс шума (EPN дБ + 10lg N)							
				1960	1965	1970	1975	1980	1985	1990	1995
С 4 двигателями	Старые	115	2	142	147	150	149	148	145	139	—
	Новые	102	2	—	—	122	128	131	133	134	136
С 3 двигателями	Старые	102	4	—	132	137	139	140	140	139	138
	Новые	98	4	—	—	—	129	132	134	135	136
С 4 двигателями	Старые	100	6	125	134	139	140	141	141	138	136
	Новые	94	6	—	—	—	—	122	129	134	137
Всего			Старые	142	148	150	151	150	147	143	140
			Новые	—	—	122	132	135	137	139	141
			Общий показатель	142	148	151	151	150	147	145	144

Однако даже эти общие утверждения требуют уточнения в следующих аспектах. Во-первых, в ряде стран намечается запрет эксплуатации старых шумных самолетов. Во-вторых, кривая, определяющая общую тенденцию, не учитывает рост технического уровня самолетов.

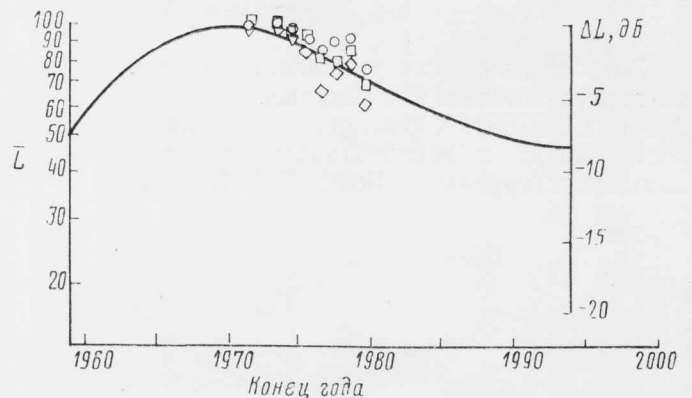
Реализация планов стран ЕЭС запрещения эксплуатации старых самолетов, не отвечающих современным требованиям по шуму, должна приблизить на пять лет ожидаемый эффект от перехода на новые малозумные самолеты (рис. 6). Усовершенствования аэродинамики и конструкции самолета приведут, возможно, к снижению потребной тяги (при заданной платной нагрузке) на 10% в конце 1980-х годов, а улучшение эксплуатационных процедур позволит исключить имеющиеся ограничения на взлет и заход на посадку. Возможно, например, что в 1980-х годах сертификационные нормы будут стимулировать выполнение захода на посадку с малыми лобовым сопротивлением и тягой двигателей (эта методика уже используется отдельными авиакомпаниями), а минимальное эшелонирование самолетов при взлете (305—610 м) будет отменено.

Есть все основания полагать, что в 1990-х годах шумовая обстановка в зоне типичного западноевро-



1—суммарный уровень; 2—современный уровень техники; 3—применение технических усовершенствований; 4—старые самолеты с 4 двигателями; 5—эффект снятия с эксплуатации старых «шумных» самолетов; 6—старые самолеты с 2 двигателями; 7—старые самолеты с 3 двигателями; 8—новые самолеты с 3 двигателями; 9—новые самолеты с 4 двигателями; 10—новые самолеты с 2 двигателями

Рис. 6. Тенденции изменения уровня шума в аэропорту в случае запрещения использования старых «шумных» самолетов ( $\Delta L$  — уменьшение индекса шума, выражаемого формулой  $EPNL + 10 \lg N$ )



$\bar{L}$  — индекс шума (в единицах NNI), отнесенный к максимуму 1970 г.;  $\Delta L$  — уменьшение индекса шума (в дБ) относительно максимума 1970 г.;  $\diamond$  — 35 единиц NNI;  $\square$  — 45 единиц NNI;  $\circ$  — 55 единиц NNI; — кривая с графика на рис. 6

Рис. 7. Результаты замеров уровня шума в зоне аэропорта Хитроу

пейского аэропорта будет не хуже, чем вскоре после начала эксплуатации реактивных самолетов, а к концу текущего столетия большинство людей, живущих или работающих в зоне аэропорта, ощутят десятикратное уменьшение возмущающего воздействия шума.

Очевидно, что уровень шума в зоне крупнейших аэропортов снижается и будет продолжать снижаться. Это подтверждают, в частности, замеры шума, выполненные английским министерством торговли в лондонском аэропорту Хитроу в период 1972—1980 гг.

Приведенные на рис. 7 результаты замеров в целом соответствуют суммарной кривой на рис. 6.

Из сказанного выше следует, что максимум интенсивности шума в основных международных аэропортах уже пройден, и новые самолеты создают меньший шум на местности, чем их предшественники. Изменение состава парка, законодательные меры и совершенствование авиационной техники способствуют снижению шума в зоне аэропорта. Цены на топливо стимулируют ввод в эксплуатацию высокоэкономичных и малозумных самолетов с ТРДД высокой степени двухконтурности. В начале 1990-х годов интенсивность шума в зоне основных аэропортов, таких как лондонский Хитроу, будет вдвое меньше пикового значения около 1970 г., а к концу текущего столетия раздражающее воздействие шума может уменьшиться в 10 раз.

Референт Ю. Я. Шилов.

ТИ\*, ОНТИ ЦАГИ, 1983, № 18, 1—31.

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

Технический редактор **А. М. Ломоносова**

Корректор **Л. В. Морозова**

Сдано в набор 10.08.83.

Подписано в печать 12.10.83.

Формат бумаги 60×90<sup>1/8</sup>.

Типографская № 1.

Гарнитура литературная

Высокая печать.

Бум. л. 2,0.

Усл. печ. л. 4,0.

Уч.-изд. л. 4,7.

Тираж 2797 экз.

Цена 75 коп

Типография ЦАГИ. Зак. 1829.



