

явилась проблемой. 26 октября 1974 г. два самолета YF-17 провели показательный воздушный бой.

В одном из полетов самолета YF-17 не сработала основная система выпуска шасси, и пришлось прибегнуть к аварийной системе.

В связи с планами активизировать поиск альтернатив дорогим тактическим истребителям министерство обороны США намерено рассмотреть полную программу разработки и производства истребителя воздушного боя АСФ, который необходим не только для модернизации парка тактических истребителей США, но и парка самолетов ряда западных стран.

В настоящее время, по мнению министра обороны США Шлезинджера, наилучшим решением этого вопроса является программа легкого истребителя с последующей разработкой самолета АСФ.

Самолет YF-17 рассматривается как основа для предполагаемой разработки нового истребителя воздушного боя АСФ, предназначенного для замены устаревших самолетов F-104G «Старфайтер», состоящих на вооружении ВВС Бельгии, Дании, Голландии и Норвегии.

7 октября 1974 г. фирмы Макдоннелл-Дуглас и Нортроп объявили о заключении соглашения о совместной разработке истребителя воздушного боя АСФ для флота на базе самолета YF-17.

По условиям соглашения фирма Макдоннелл-Дуглас будет основным контрактантом по разработке палубного варианта самолета YF-17, отвечающего требованиям к истребителю-бомбардиров-

щику VFAX. Фирма Нортроп будет основным контрактантом по разработке самолета АСФ для ВВС США и вариантов самолета YF-17 для стран НАТО и других стран — союзниц США.

Соглашение между фирмами Макдоннелл-Дуглас и Нортроп поддерживает стремление правительства США максимально использовать компоненты и технику легких истребителей при разработке самолетов АСФ для ВВС и флота США.

По оценкам ВВС США стоимость одного серийного самолета YF-17 составит 4,1—4,5 млн. долл. Предполагается закупить 650 самолетов этого типа.

D. E. Fink. YF-17 Evolved From Previous Data Base. Aviation Week, 15/IV 1974;

Maximum Performance — Minimum Price. USAF's Light-weight Fighter Program. Aerospace International, III—IV, 1974;

J. P. Geddes. Northrop's YF-17 Makes its Bow. Interavia Review, VI, 1974;

R. D. Hayes. Application of Advances in Structures and Materials to the Design of the YF-17 Airplane. SAE Preprint № 730891;

The Light-Weight High-Performance YF-17. Interavia Review, XII, 1973;

Northrop's New Fighter Generation. Air Enthusiast, III, 1974;

D. Godfrey. YF-16 and YF-17: Fighters for the Future. Flight № 3413;

Air et Cosmos № 535, 22/VI 1974;

Aviation Week, 30/IX 1974;

Interavia № 7976, 7983, 8077, 8102, 8109, 8112, 8121, 8131; 8142.

Референты В. И. Авролова, Я. А. Шнейдерман.

УДК 629.735.33.01

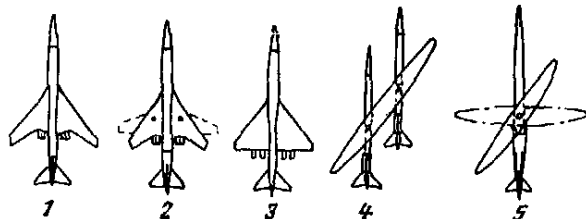
## ОЦЕНКА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С АНТИСИММЕТРИЧНЫМ КРЫЛОМ

С точки зрения веса, расхода топлива, уровня шума самолет с антисимметричным («скользящим») крылом имеет определенные преимущества перед самолетами обычной схемы и обладает приемлемой аэроупругой устойчивостью. Однако его конструкция и экономические характеристики требуют дальнейшего изучения.

При проектировании околозвуковых самолетов обычно рассматриваются крыло большой стреловидности или треугольное крыло. В 1972 г. было предложено принципиально новое крыло для такого самолета — обычное дозвуковое прямое крыло, которое может целиком поворачиваться отно-

сительно вертикальной оси на различные углы при разных скоростях полета. Испытания, проведенные в сверхзвуковой аэродинамической трубе научно-исследовательского центра NASA им. Эймса (диаметр рабочей части ~3,4 м), подтвердили высокую аэродинамическую эффективность антисимметричного крыла. Было показано, что антисимметричное крыло может обеспечить более высокое аэродинамическое качество при околозвуковых скоростях полета. Однако вопрос о возможности практического использования такого крыла на самолете остается открытым. Возможное утяжеление конструкции, аэроупругая неустойчивость или другие факторы могут свести на нет чисто аэродинамические преимущества. Для ответа на эти важные вопросы фирма Боинг по контракту NASA провела сравнительный анализ околозвуковых и сверхзвуковых транспортных самолетов. В процессе анализа было рассмотрено пять различных схем крыла (фиг. 1):

1. Фиксированное стреловидное крыло.
2. Крыло изменяемой стреловидности.
3. Фиксированное треугольное крыло.
4. Антисимметричное крыло на двухфюзеляжном самолете.
5. Антисимметричное крыло на однофюзеляжном самолете.



1—фиксированное крыло; 2—крыло изменяемой стреловидности; 3—фиксированное треугольное крыло; 4—антисимметричное крыло, два фюзеляжа; 5—антисимметричное крыло, один фюзеляж

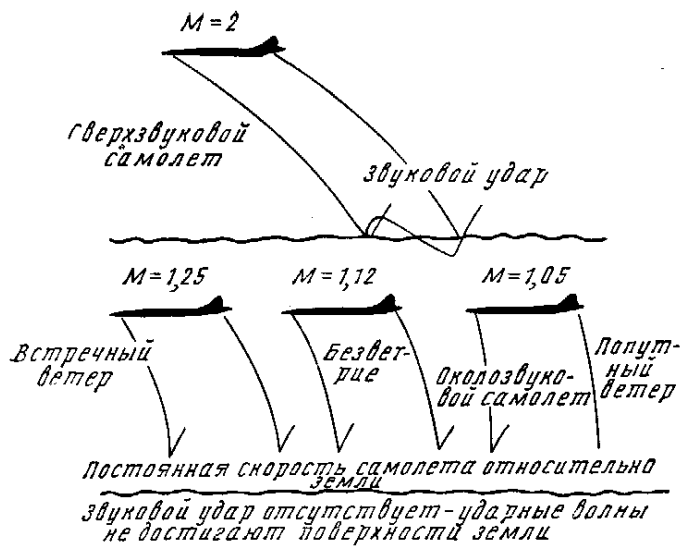
Фиг. 1. Схемы самолетов, рассмотренные фирмой Боинг

Был проведен анализ аэродинамических характеристик и характеристик двигателей, предварительный расчет прочности и веса, анализ динамической и аэроупругой устойчивости, а также общей компоновки самолета. В результате анализа было установлено, что предъявляемым летным требованиям удовлетворяет любая из пяти рассматриваемых схем, хотя размеры самолетов и их вес будут существенно различны. Результаты исследований и принятые допущения полностью приведены в отчете NASA CR-114658. Здесь рассматриваются лишь основные результаты, характеризующие самолеты с антисимметричным крылом.

Каждый самолет был рассчитан на перевозку 195 пассажиров на расстояние ~5500 км со скоростью, близкой к скорости звука у земли. Полет со скоростью, несколько меньшей, чем скорость звука у земли, позволяет избежать звукового удара, характерного для сверхзвуковых полетов. Как показано на фиг. 2, фронт ударной волны слегка изгибается на малых высотах. Эта кривизна, обусловленная зависимостью скорости звука от температуры, определяет максимальную величину скорости, при которой может лететь околозвуковой самолет, не вызывая при этом звукового удара на земле. Когда фронт ударной волны становится вертикальным, звуковой удар не достигает земли; это обстоятельство позволяет избежать звукового удара при полете со скоростями, приблизительно на 50% превышающими обычные эксплуатационные скорости дозвуковых реактивных самолетов. Таким образом, при трансконтинентальном перелете с одного побережья США до другого можно получить выигрыш во времени, равный 2 ч при полете в западном направлении и 1 ч при полете в восточном направлении.

Аэродинамические характеристики всех пяти вариантов самолета определялись по сходным методикам. Форма самолетов в плане выбиралась таким образом, чтобы использовать аэродинамические преимущества каждого из вариантов. При выборе распределения толщины крыла по размаху использовались ранее полученные соотношения, связывающие вес и лобовое сопротивление околозвуковых транспортных самолетов. Расчеты распределений кривизны и крутки были произведены на основе линейной теории. Выбор формы фюзеляжа для всех вариантов производился по правилу площадей из условия обеспечения минимального сопротивления в крейсерском полете. Форма гондолы двигателя и ее расположение в значительной мере обуславливались размером двигателя и схемой самолета. Характеристики двигателя, его размеры и весовые параметры соответствовали результатам исследований по программе AST (см. «ТИ» № 22—23, 1974 г.). Выбор двигателя производился на основании полученных зависимостей его характеристик от коэффициента двухконтурности. Потери, вызванные применением двигателя с большим коэффициентом двухконтурности для снижения шума выхлопной струи, сравнивались с потерями, вызванными необходимостью установки шумоглушителей на двигателе с меньшей степенью двухконтурности. Коэффициент двухконтурности, равный единице, в сочетании с системой шумоглушения был принят для всех вариантов.

Самолеты со стреловидным крылом, крылом из-

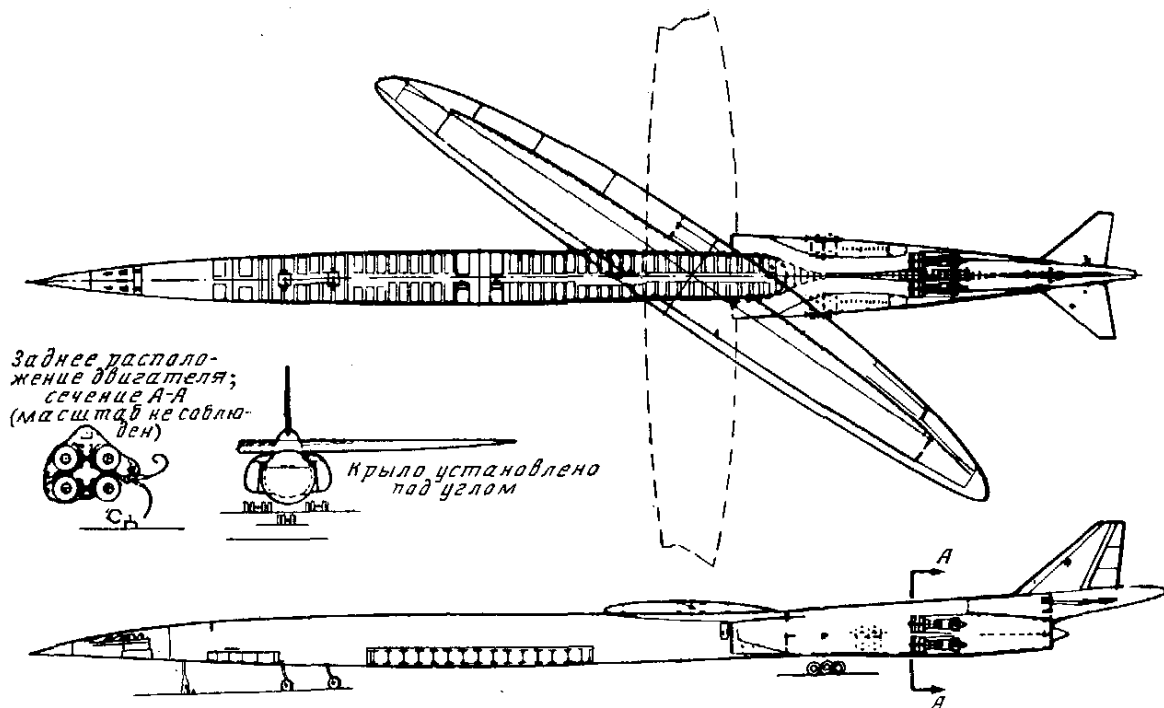


Фиг. 2. Возможность исключения звукового удара на земле

меняемой стреловидности и треугольным крылом были хорошо изучены в ранее проведенных исследованиях. Поэтому можно предположить, что выбранные для них шасси, двигатели и другие компоненты близки к оптимальным. При разработке самолета с антисимметричным крылом возникли новые проблемы, потребовавшие глубоких исследований при поиске наилучшей компоновки. Основное внимание при этом уделялось размещению двигателей и шасси. При размещении шасси проектировщики имели большую свободу, поскольку для данного варианта самолета не требовалось обеспечения отрыва носового колеса при взлете и выдерживания с большим углом атаки при посадке. На фиг. 3 и 4 показаны окончательная компоновка самолета и его общий вид. Анализ центровки и распределения нагрузки самолета с антисимметричным крылом показал необходимость обеспечения изменения положения центра тяжести в диапазоне, равном 25% САХ. При небольшой платной нагрузке в передней части фюзеляжа необходимо размещать балласт. Специальный порядок выработки и перекачки топлива с использованием бака, расположенного в хвостовой части самолета, позволил минимизировать сопротивление балансировки на крейсерском режиме полета.

Для самолета с крылом в повернутом положении были определены характеристики управляемости, балансировки и аэродинамической устойчивости. Была исследована и учтена существующая аэродинамическая взаимосвязь между продольным и боковым движениями. Проводился анализ влияния упругости крыла на эту взаимосвязь. Как оказалось, обеспечение заданных летных характеристик не является очень сложной задачей, хотя для ее решения потребуется усовершенствованная техника управления.

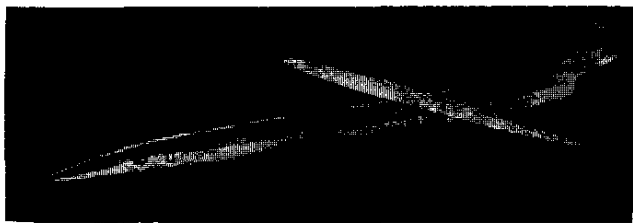
В связи с проблемой обеспечения аэроупругой устойчивости большое внимание было уделено весу конструкции крыла. Результаты исследований этого вопроса рассматриваются здесь более подробно вследствие зависимости между весом конструкции и характеристиками антисимметричного крыла и особенностей аэроупругости такого крыла в повернутом положении.



Фиг. 3. Выбранная компоновка самолета с антисимметричным крылом

Были проведены испытания в аэродинамической трубе эллиптического крыла с удлинением 12,7 (отношение полуосей эллипса 10:1) и относительной толщиной профиля крыла 10%. Отношение длины лонжерона к его высоте при этих испытаниях достигало 50, в то время как для существующих транспортных самолетов типичным является отношение 17:1. На ранней стадии исследований было обнаружено, что такие геометрические характеристики ведут к утяжелению конструкции. При уменьшении удлинения крыла до 10,2 (отношение полуосей эллипса 8:1) и увеличении относительной толщины корневой части крыла до 12% положение значительно улучшилось. Поэтому дальнейшие исследования проводились с антисимметричным крылом, имеющим указанные характеристики.

Конструкционные материалы для крыльев всех самолетов выбирались в соответствии с результатами исследований по программе AST. На фиг. 5 представлены материалы, которые предполагается использовать в конструкции однофюзеляжного самолета с антисимметричным крылом, и указана экономия веса, обеспечиваемая применением перспективных материалов вместо традиционной алюминиевой обшивки, подкрепленной стрингерами. Графитоэпоксидные сотовые панели выбраны для крыла, фюзеляжа и основных элементов конструк-



Фиг. 4. Общий вид самолета с антисимметричным крылом

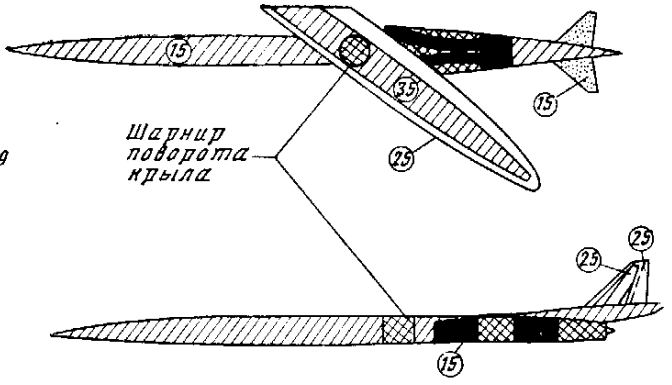
ции киля. Узел поворота крыла намечено выполнить из титана. По сравнению с конструкцией самолета другой схемы уменьшение веса несущей конструкции крыла за счет использования графитоэпоксидных материалов составляет 25%. Оценка веса конструкции самолета с антисимметричным крылом была сделана в предположении использования алюминиевых сплавов и графитоэпоксидных материалов. Критическим требованием для алюминиевого антисимметричного крыла была скорее не прочность, а жесткость, для графитоэпоксидного крыла определяющей была прочность. Оценки показали, что применение перспективных материалов вместо алюминия обеспечивает 35% снижение веса.

Анализ прочности крыла из графитоэпоксидных материалов проводился при следующих допущениях: распределение направления слоев волокон соответствует распределению внешней нагрузки и жесткости на изгиб, необходимых для обеспечения аэроупругой устойчивости; изотропные конструктивные параметры (такие как предел прочности и модуль упругости) имитируют анизотропные характеристики материала; задана расчетная кривая потери устойчивости панелей при сжатии.

Допустимые напряжения и коэффициенты жесткости были взяты из справочника ВВС США по усовершенствованным композиционным материалам. Использовался графит, имеющий большой модуль упругости. Ориентация волокон выбиралась для увеличения жесткости и прочности крыла на изгиб при сохранении достаточной прочности в других направлениях. Ориентация слоев в графитоэпоксидных внешних листах обшивки соответствовала формуле: 60% (0°), 30% (-45°) и 10% (90°). Для учета веса крепежных элементов и соединительных узлов вес конструкции крыла из алюминия был увеличен на 15%, а из графитоэпоксидных материалов — на 25%.

- ▨ сотовая конструкция из графитопоксидных материалов
- графитопоксидная звукопоглощающая конструкция
- ▤ сотовая конструкция из теплостойкого композиционного материала
- сотовая конструкция из материала Дирон PRD-49
- ▩ конструкция из обычных материалов

Фиг. 5. Материалы, используемые в конструкции самолета с антисимметричным крылом. Цифры на схеме соответствуют экономии веса (в %) по сравнению с алюминиевой обшивкой со стрингерами



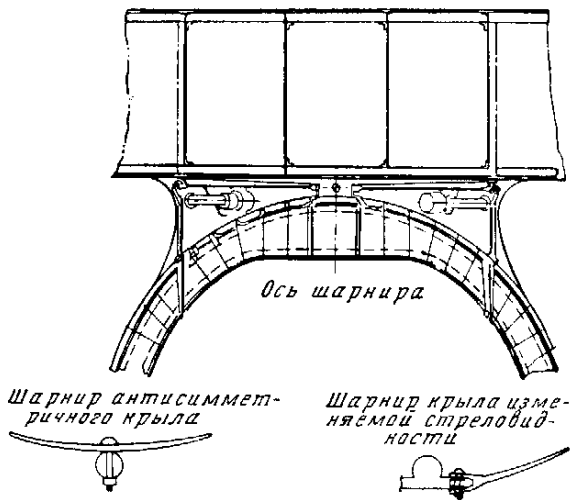
На фиг. 6 схематически изображено поперечное сечение шарнира поворота крыла. Он существенно отличается от шарнира крыла изменяемой стреловидности, который должен передавать изгибающие моменты крыла через подшипники. В случае антисимметричного крыла этого удалось избежать за счет установки подшипников под крылом и сохранения непрерывности верхней и нижней поверхностей крыла для эффективной передачи изгибающих моментов. Кроме того, диаметр шарнира был выбран возможно большим, чтобы обеспечить малые удельные нагрузки в подшипнике. Вертикальные нагрузки, моменты крена и тангажа передаются через подшипники на узел крепления шарнира. Лобовое сопротивление и боковые нагрузки передаются через подшипники на центральную ось шарнира. Магистраль к системам, расположенным в крыле, проходят через шарнир.

Как известно, крыло с обратной стреловидностью имеет тенденцию к аэроупругой неустойчивости. Изгиб такого крыла приводит к созданию аэродинамических нагрузок, стремящихся еще больше изогнуть крыло. При значительных скоростях полета или скоростных напорах дестабилизирующие аэродинамические силы могут преодолеть жесткость конструкции и привести к разрушению крыла.

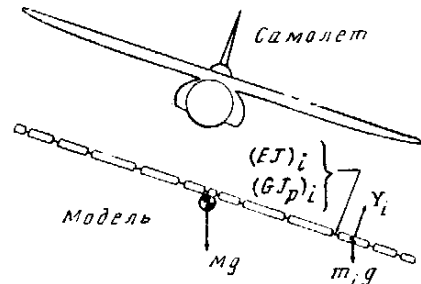
Поведение антисимметричного крыла отличается от поведения крыла с обратной стреловидностью: связанное движение крена оказывает стабилизирующее влияние. Аэроупругая неустойчивость антисимметричного крыла проявляется как колебатель-

ная неустойчивость, т. е. постепенное увеличение периода и уменьшение демпфирования упругих изгибных колебаний крыла в сочетании с движением крена. На фиг. 7 показана динамическая модель, используемая для изучения аэроупругой устойчивости антисимметричного крыла. Масса крыла представлялась в виде совокупности точечных масс. Распределение аэродинамической подъемной силы задавалось коэффициентами подъемной силы для каждого участка крыла. Гибкость крыла характеризовалась жесткостью на изгиб и кручение лонжерона, хотя в результате анализа было установлено, что жесткость на кручение практически не влияет на устойчивость крыла, повернутого на  $45^\circ$ . Крен самолета рассматривался при анализе как отдельная степень свободы.

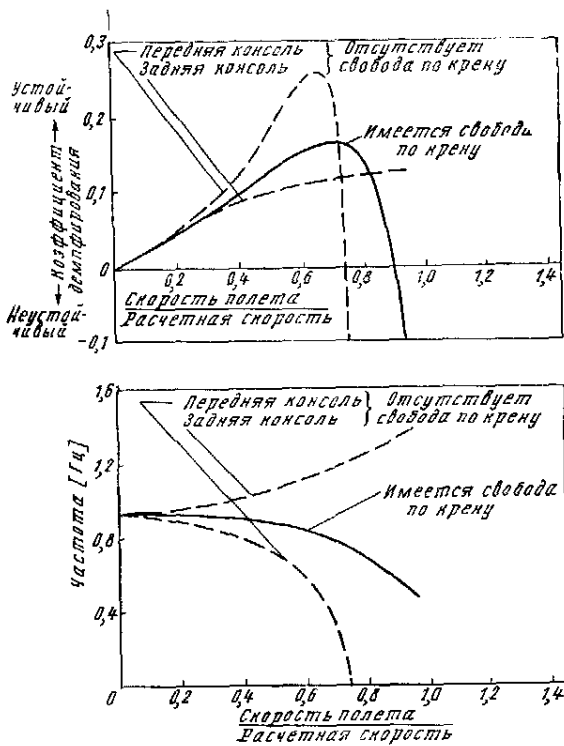
На фиг. 8 приведены результаты исследования крыла с удлинением 12,7 (отношение полуосей эллипса 10:1), спроектированного в соответствии только с требованиями прочности. Для сравнения там же показаны устойчивости самолета, фиксированного по крену (как при испытаниях в аэродинамических трубах). При нулевой скорости полета (нулевом скоростном напоре) собственная частота «свободного по крену» самолета, так же как крыла, фиксированного по крену самолета, составила 0,93 Гц. По мере увеличения скорости коэффициент демпфирования колебаний сначала также возрастает. При фиксированном по крену фюзеляже собственная частота передней консоли крыла уменьшается, в то время как частота задней консоли крыла увеличивается. Коэффициент демпфирования передней консоли крыла при больших скоростях быстро уменьшается. (Так называемая скорость «статической» потери устойчивости есть ско-



Фиг. 6. Шарнир поворота антисимметричного крыла



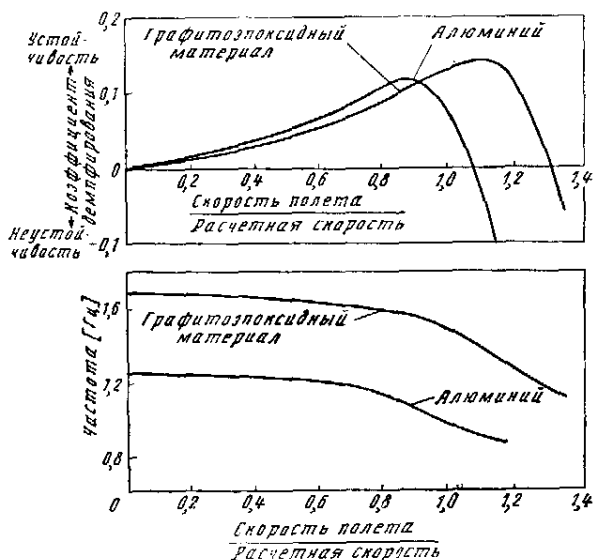
$(EJ)_i$  и  $(GJ_p)_i$  — местная жесткость конструкции на изгиб и кручение соответственно  
Фиг. 7. Динамическая модель для анализа аэроупругой устойчивости



Фиг. 8. Упругая устойчивость антисимметричного крыла с удлинением 12,7 (отношение полуосей эллипса 10:1), площадью 464,5 м<sup>2</sup>; конструкционный материал — алюминий

рость, при которой и частота, и коэффициент демпфирования принимают нулевое значение).

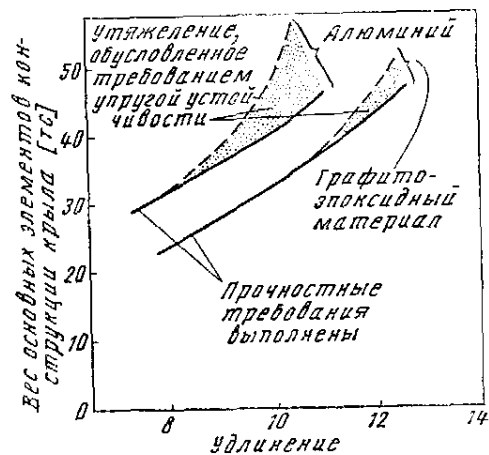
Незафиксированному по крену самолету не свойственна статическая неустойчивость. С увеличением скорости частота колебаний падает и изгибные деформации выступающей вперед консоли крыла начинают преобладать над деформациями задней консоли крыла. Изгибные деформации крыла вызывают угловые колебания по крену. Колебательная аэроупругая неустойчивость имеет место при скоростях, превышающих скорость, соответствующую началу статической неустойчивости при фиксированном по крену фюзеляже.



Фиг. 9. Устойчивость антисимметричного крыла с удлинением 10,2 (эллипс 8:1) и площадью 371,6 м<sup>2</sup>

Анализ аэроупругости, в котором предполагается, что фюзеляж жестко скреплен с крылом, дает заниженные значения критических скоростей для большинства антисимметричных конфигураций. Антисимметричное крыло с удлинением 12,7, отвечающее только условиям прочности, теряет устойчивость при скоростях, составляющих ~90% расчетной скорости самолета. Правила FAA требуют сохранения устойчивости при скорости, на 20% превышающей расчетную. Из этого, очевидно, следует, что крыло, имеющее большое удлинение, требует установки дополнительных элементов, увеличивающих его жесткость. Уменьшение удлинения до 10,2 (отношение полуосей эллипса 8:1) значительно улучшает положение. На фиг. 9 приведено сравнение устойчивости крыльев, спроектированных из условия обеспечения прочности, из алюминия и графитозпоксидного композиционного материала. Удлинение обоих крыльев равно 10,2. Крыло из алюминия не удовлетворяет требованиям аэроупругой устойчивости и требует повышения жесткости за счет дополнительного материала. Напротив, крыло из графитозпоксидного материала, спроектированное из условия прочности, имеет и достаточную устойчивость.

На фиг. 10 показаны эффект использования графитозпоксидных материалов вместо алюминия для изготовления антисимметричного крыла, а также влияние удлинения крыла на вес конструкции. Крыло, изготовленное из графитозпоксидных материалов и удовлетворяющее только требованиям прочности, имеет весовые характеристики на 20% лучшие, чем алюминиевое крыло. Анализ упругой устойчивости показал, что использование графитозпоксидных материалов должно дать в этом отношении еще большее преимущество по сравнению с алюминием. Уменьшение удлинения облегчает крыло и улучшает его устойчивость. Однако эти результаты следует отнести только к крылу, имеющему эллиптическую форму в плане, для которого было проведено настоящее исследование. Необходимо дальнейшие исследования крыльев различных форм в плане с учетом распределения массы и жесткости.

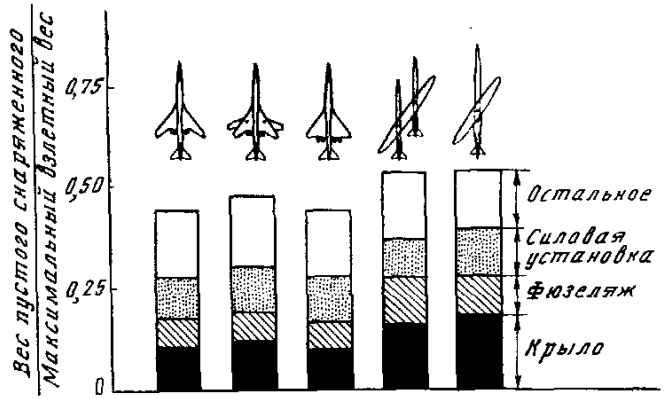


Фиг. 10. Зависимость веса антисимметричного крыла от удлинения и конструкционных материалов. Эллиптическая форма в плане, максимальная относительная толщина 12%

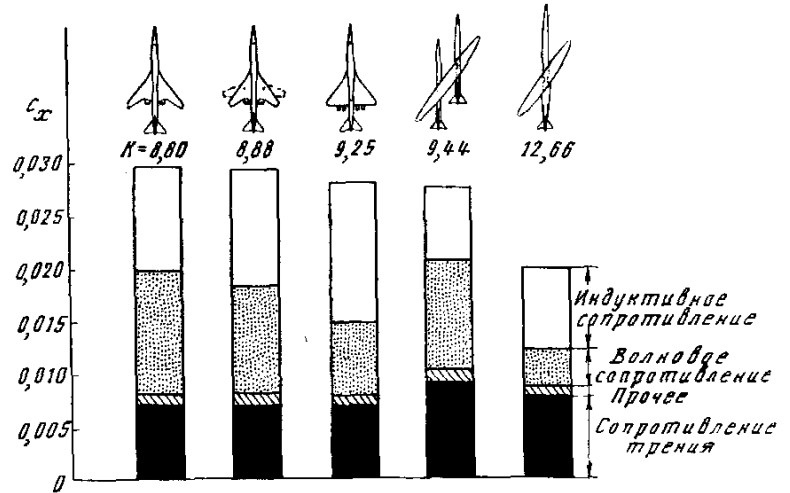
Для всех пяти вариантов самолета определялся минимальный взлетный вес (фиг. 11), обеспечивающий дальность полета ~5500 км. Дополнительный анализ позволил определить увеличение веса, вызванное необходимостью снижения уровня шума. Для самолета с треугольным крылом и однофузеляжного самолета с антисимметричным крылом характерно существенно более низкое значение взлетного веса, чем для других вариантов. Самолет с треугольным крылом имеет меньший вес конструкции и, следовательно, меньший эксплуатационный вес (фиг. 12). Однофузеляжный самолет с антисимметричным крылом (фиг. 11) имеет меньший взлетный вес, поскольку он требует меньших запасов топлива. Интересно отметить, что утяжеление конструкции крыла антисимметричного самолета не является прямым следствием схемы или изменяемой геометрии, а скорее обусловлено требованиями обеспечения прочности крыла большого удлинения.

Как показано на фиг. 13, на крейсерском режиме полета однофузеляжный самолет с антисимметричным крылом обладает лучшим аэродинамическим качеством. Влияние большого удлинения на уменьшение индуктивного сопротивления самолета с антисимметричным крылом очевидно. Другое важное отличие лобового сопротивления рассматриваемых вариантов самолетов определяется сопротивлением, обусловленным объемом. Самолет со сдвоенными гондолами двигателей отличается большим волновым сопротивлением. Малое волновое сопротивление однофузеляжного самолета с антисимметричным крылом объясняется удачным размещением двигателей и хорошей аэродинамикой крыла.

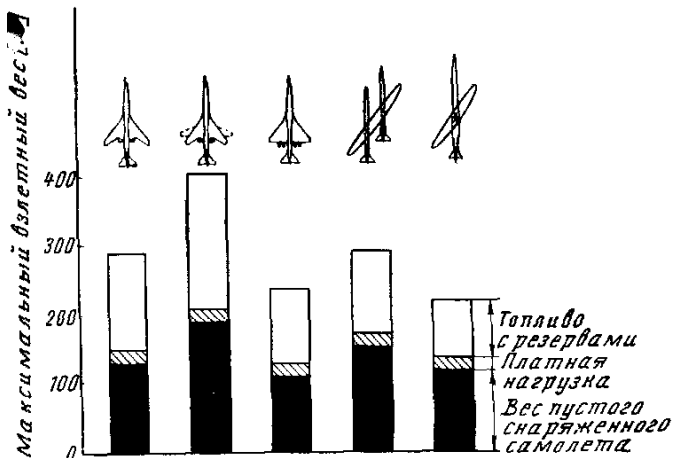
На фиг. 14 показано влияние мероприятий по обеспечению низкого уровня шума на взлетный вес. Увеличение взлетного веса вызывается увеличением веса акустической облицовки и связанным с этим снижением характеристик двигателя. При этом только самолет с антисимметричным крылом может обеспечить уровень шума на 15 EPN дБ меньше предусматриваемого требованиями FAR 36.



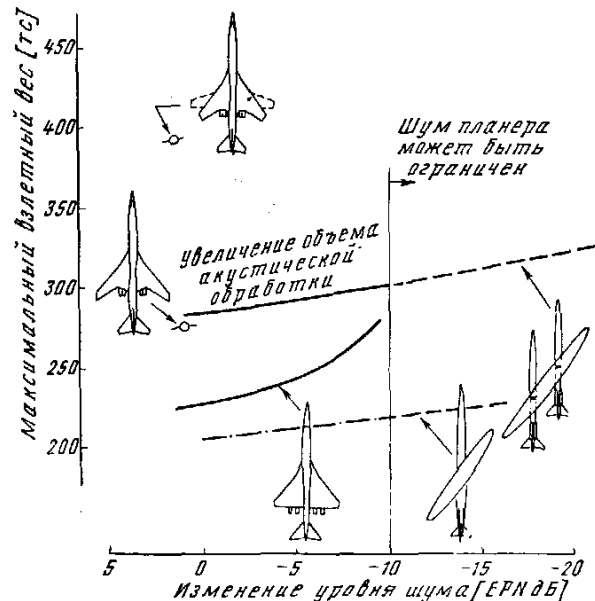
Фиг. 12. Структура веса самолетов различных схем



Фиг. 13. Сравнение величины лобового сопротивления на крейсерском режиме полета самолетов различных схем. Число  $M = 1,2$ , высота полета 12 200 м,  $c_y = 0,26$



Фиг. 11. Зависимость взлетного веса от схемы самолета. Платная нагрузка 18,2 тс,  $M = 1,2$ , дальность полета 5500 км



Фиг. 14. Влияние мероприятий по снижению шума на максимальный взлетный вес. Дальность полета 5500 км; платная нагрузка 18,2 тс, расчетное число  $M = 1,2$

Приведенные результаты исследований позволяют сравнить реальные возможности пяти вариантов самолетов с крыльями, имеющими различную форму в плане, и дают представление об уникальных характеристиках самолета с антисимметричным крылом. Такое крыло обладает большими потенциальными возможностями, но для их полной оценки необходимы дальнейшие исследования и испытания в аэродинамических трубах. В частности, будущие исследования должны дать экономическую оценку мероприятий, позволяющих увеличить на 50% крейсерскую скорость по сравнению с современными транспортными самолетами.

Применительно к околовзвучным самолетам наиболее важные результаты данного исследования заключаются в следующем:

1. Самолет с антисимметричным крылом имеет наименьший вес и наименьший расход топлива.
2. Только самолет с антисимметричным крылом имеет уровень шума на 15 EPN дБ меньше предусмотренного требованиями FAR 36.
3. Антисимметричное крыло менее устойчиво, чем обычное стреловидное крыло, но более устой-

чиво, чем крыло с отрицательной стреловидностью. С конструктивной точки зрения для обеспечения аэроупругой устойчивости такого крыла из алюминия требуется некоторая дополнительная жесткость, в то время как крыло из графитоэпоксидных материалов отвечает требованиям жесткости.

4. Необходимо проведение дальнейших исследований совместно с испытаниями в аэродинамических трубах для определения потенциальных возможностей самолета с антисимметричным крылом. В дополнение к этому требуется провести анализ экономических характеристик такого самолета.

В начале 1975 г. планируется проведение испытаний телепилотируемого аппарата с антисимметричным крылом (вес 450 кгс, скорость 160 км/ч, продолжительность полета 1 ч).

R. T. Jones and J. W. Nisbet. Transonic Transport Wings—Oblique or Swept?

Astronautics & Aeronautics, I, 1974;

R. G. O'Loone. NASA Expanding Oblique—Wing Research. Aviation Week, 25/XI 1974.

Референт О. С. Федоров.

УДК 629.7.015.3

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ В США

Аэродинамические испытания всегда играли исключительно важную роль в проектировании и разработке летательных аппаратов. Например, аэродинамические характеристики самолета братьев Райт были исследованы в небольшой трубе, построенной специально для этой цели. В первые годы развития авиации оборудование для наземных аэродинамических испытаний было очень простым и служило, главным образом, для разработки профилей с максимальной подъемной силой и получения достаточной информации об устойчивости и управляемости летательных аппаратов. Попутно получалась информация о лобовом сопротивлении, которое в тот ранний период не считалось критической характеристикой самолета. Исследовательская работа выполнялась тогда в основном методом проб и ошибок ввиду отсутствия более совершенных методов.

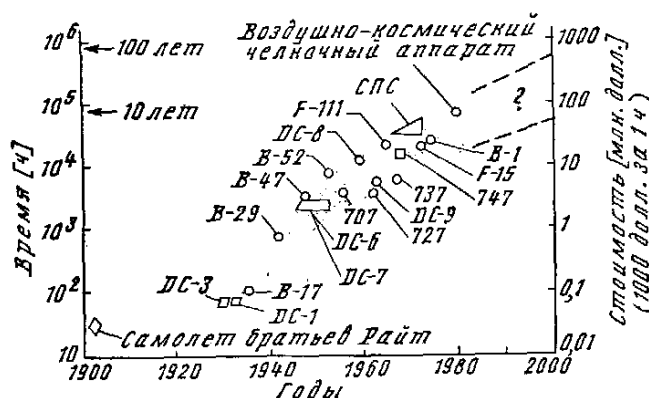
С увеличением скоростей полета стало очень важно знать полное лобовое сопротивление само-

лета, а с возникновением интереса к экономическим аспектам полетов на большую дальность в число проектных параметров вошло максимальное аэродинамическое качество. Все возрастающее количество таких параметров часто накладывало противоречивые требования, и для создания эффективного самолета нужно было определять (обычно экспериментально) оптимальную комбинацию аэродинамических характеристик.

Со временем аэродинамические трубы начали использовать также для получения информации, требуемой для расчетов на прочность, например данных по распределению давления и флаттеру. С появлением ракет и аппаратов, летающих со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями, стало необходимо учитывать действующие на них высокие температуры; измерения теплопередачи и исследования влияния характеристик реального газа стали стандартными пунктами программ испытаний в аэродинамических трубах, что оказало значительное влияние не только на аэродинамические характеристики самолетов, но и на их прочность.

С годами использование аэродинамических труб быстро росло (фиг. 1), и при разработке проекта воздушно-космического челночного аппарата объем испытаний в аэродинамических трубах достиг ошеломляющей цифры — 80 000 ч.

По мере развития связанных с авиацией научно-технических дисциплин и особенно с возрастанием скоростей полета круг рассматриваемых проблем становился все шире и разнообразнее. Оборудование для испытаний и методы эксперимента тоже становились все сложнее. Например, на наземном испытательном оборудовании теперь определяют аэродинамические коэффициенты, включая и производные статической и динамической устойчивости, для пилотажных стендов. Экспериментальная информация такого рода сейчас так же



Фиг. 1. Объем и стоимость испытаний в аэродинамических трубах при разработке самолетов