

УДК 629.735.33(73) Нортроп YF-17

## ЛЕГКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ НОРТРОП YF-17

Легкий одноместный истребитель Нортроп YF-17 с двумя ТРД является результатом восьмилетних исследований фирмы, цель которых было определение основных требований к боевому самолету и разработка усовершенствованной конфигурации самолета, отвечающей этим требованиям (фиг. 1 и 2).

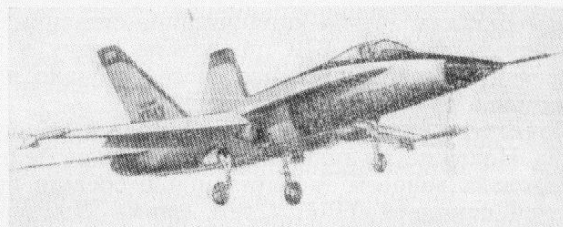
Этот самолет является последним из семейства самолетов фирмы Нортроп, и в его конструкции учтен опыт разработки тренировочного самолета T-38 «Тэлон», истребителя F-5 «Фридомфайтер» и его тренировочных вариантов и истребителя для завоевания превосходства в воздухе P-530 «Кобра», который предназначался для международного рынка.

Разработка самолета «Кобра» являлась попыткой фирмы Нортроп осуществить на высоком техническом уровне и при незначительном экономическом риске совместную программу со странами, которым необходим самолет с высокими летными данными, но которые не могут ассигновать средства для реализации таких программ, как «Ягуар» или MRCA. Самолет, первоначальный проект которого был завершен около двух лет назад, предназначался для замены самолетов «Старфайтер», состоящих на вооружении ВВС Дании, а также для ВВС Норвегии и Австралии.

В процессе разработки самолета «Кобра» на протяжении семи лет фирма Нортроп затратила 900 000 чел.-ч и провела испытания в аэродинамических трубах продолжительностью 5000 ч, в то

время как испытания ТРД Джeneral Электрик YJ101 по контракту с правительством продолжались в течение трех лет.

В результате исследований был спроектирован одноместный самолет с двумя двигателями, со среднерасположенным гибридным крылом. Отличительными чертами самолета являлись большой каплевидный фонарь, два наклоненных наружу киля,

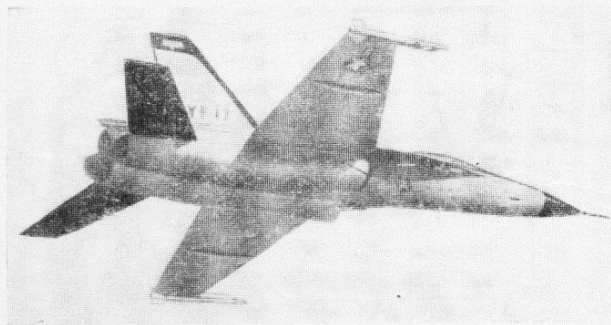


Фиг. 2. Самолет Нортроп YF-17 в первом полете

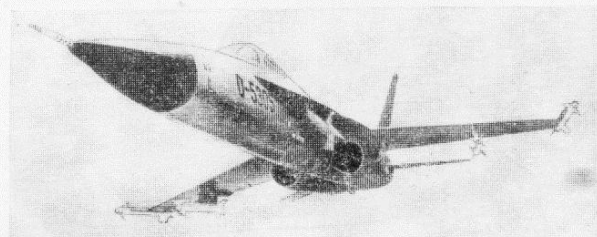
установленные перед стабилизатором, и наплывы перед корневой частью крыла, проходящие вдоль фюзеляжа над воздухозаборниками.

Технический макет самолета «Кобра» демонстрировался на авиационно-космической выставке в Париже в 1973 г. (фиг. 3).

В 1972 г. в связи с началом реализации ВВС США программы легкого истребителя LWF (Lightweight Fighter) фирма Нортроп получила контракт стоимостью 39 млн. долл. на постройку двух опытных самолетов YF-17. Аналогичный контракт получила фирма Джeneral Дайнэмикс, построившая два легких истребителя YF-16 (см. «ТИ» № 7,



Фиг. 1. Самолет Нортроп YF-17



Фиг. 3. Макет самолета Нортроп P-530 «Кобра»

1974 г.). Первый самолет YF-17 был построен в апреле 1974 г., и его первый полет состоялся 9 июня. Второй опытный самолет YF-17 совершил свой первый полет 21 августа 1974 г.

В конце 1974 г. предполагалось закончить программу летных испытаний двух легких истребителей YF-17 и их сравнение с кооперирующими самолетами YF-16 (первоначально программа рассчитывалась на год). В январе 1975 г. ВВС США должны выбрать один из указанных самолетов в качестве основы для разработки истребителя воздушного боя ACF (Air Combat Fighter).

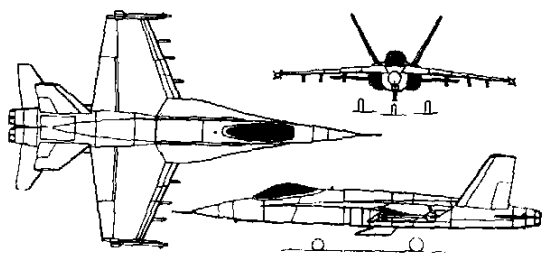
Новейшие достижения в области аэродинамики, силовых установок, композиционных материалов и системы жизнеобеспечения экипажа, примененные в проекте самолета «Кобра», были использованы фирмой при разработке самолета YF-17.

Самолеты YF-17 и P-530 имеют по существу одинаковую аэродинамическую схему (фиг. 4 и 5). Однако самолет P-530 предназначался в качестве законченной системы оружия для удовлетворения потребностей в боевом самолете в ряде стран мира, в то время как самолет YF-17, по заявлению президента фирмы Нортроп Джоунса, не является законченной системой оружия и разработан как опытный самолет по программе легкого истребителя для оценки новейших достижений в области авиационной техники.

ВВС не предъявляли фирме Нортроп конкретных требований к самолету YF-17, и его разработка велась без каких-либо ограничений, связанных с конкретным заказом. ВВС поощряли фирму в полевых исследованиях, что способствовало принятию ряда оригинальных решений.

Благодаря опыту разработки самолета «Кобра» фирма Нортроп, по-видимому, более основательно исследовала вопросы эксплуатации и боевого применения самолета YF-17, чем фирма Дженерал Дайнемикс.

Фирма Нортроп провела исследование условий воздушных боев, которое показало, что бой ведется в основном на больших дозвуковых скоростях, когда самолет может эффективно осуществлять разворот. Фирма не ставила своей задачей создание самолета со скоростью, соответствующей числам  $M = 2,5-3$ , и максимальное расчетное число  $M$  для самолета YF-17 равно 2. Основными качествами истребителя фирма считает возможность эффективного управления энергией, быстрый набор высоты и большие угловые скорости разворота в диапазоне чисел  $M = 0,9-1,5$ . Самолет YF-17 может лететь со сверхзвуковой скоростью при выключенных форсажных камерах и обладает исключительной маневренностью.



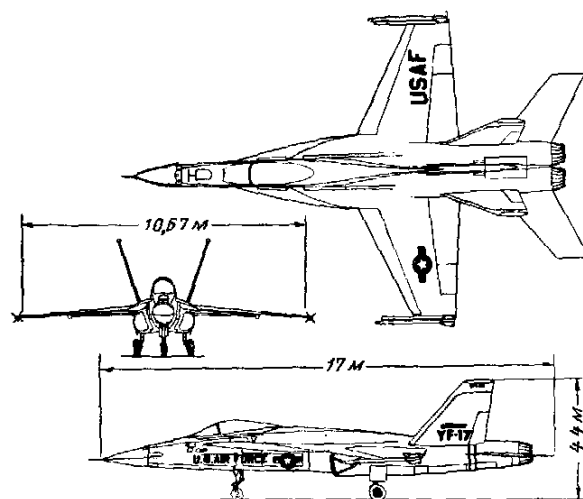
Фиг. 4. Схема самолета P-530 «Кобра»

На фиг. 6 дается сравнение некоторых характеристик маневренности самолетов YF-17 и Макдоннелл-Дуглас F-4E «Фантом». Высота 9100 м выбрана, чтобы исключить влияние ограничений, связанных с прочностью конструкции.

На самолете установлены радиолокатор системы управления огнем с неподвижной антенной с поверхностной волной (обычную сканирующую антенну оказалось невозможно разместить в заостренном носовом конусе), простая инерционная платформа, вычислитель аэродинамических параметров и индикатор на лобовом стекле.

*Аэродинамические особенности и общая компоновка самолета.* По заявлению фирмы Нортроп, самолет YF-17 будет на 40—50% маневреннее любого современного истребителя, состоящего на вооружении (за исключением, возможно, самолета Макдоннелл-Дуглас F-15). Эти характеристики достигнуты благодаря аэродинамическим усовершенствованиям, которые позволили увеличить подъемную силу крыла и снизить лобовое сопротивление при интенсивных разворотах, характерных для воздушного боя. Поскольку самолет будет выполнять маневры при больших углах атаки, особое внимание уделялось обеспечению устойчивости и управляемости в этих условиях. Испытания моделей в аэродинамических трубах NASA показали, что самолет обладает хорошей управляемостью при углах атаки до  $45^\circ$  (такие свойства ранее считались присущими только аппаратам с несущим корпусом). Современным истребителям свойственны ухудшение характеристик и срывные явления уже при углах атаки  $28^\circ-30^\circ$ . При угле атаки  $15^\circ$  характер обтекания самолета YF-17 будет таким же, как у самолета F-5 при угле атаки  $10^\circ$ .

Основной особенностью аэродинамики самолета YF-17 является так называемое гибридное крыло, состоящее из наплывов (выдвинутая вперед корневая часть) большой стреловидности и консолей малой стреловидности. Такое крыло отличается хорошими несущими свойствами и улучшает маневренность и управляемость самолета в условиях воздушного боя (небольшие наплывы были применены на крыле истребителя F-5E, и это значительно



Фиг. 5. Схема самолета YF-17

улучшило его маневренность). Самолет YF-17 является среднепланом, и его горизонтальный стабилизатор располагается чуть ниже плоскости крыла. Такая схема выбрана потому, что в случае низко расположенного крыла, как на самолете F-5, размещение воздухозаборников двигателей ограничивается наплывами.

В результате исследований ряда конфигураций было решено поднять переднюю часть фюзеляжа по отношению к крылу, удлинить наплывы до начала кабины и расположить воздухозаборники под крылом в районе главного лонжерона. Верхние обводы задней части фюзеляжа выполнены с учетом правила площадей и плавно переходят в сопловой отсек с малым лобовым сопротивлением.

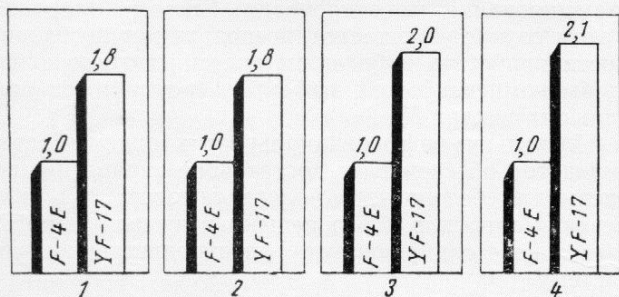
Расположение воздухозаборников под крылом позволяет уменьшить длину воздухопроводов, их вес и лобовое сопротивление (фиг. 7). Кроме того, в этом случае воздухозаборники имеют лучшие характеристики при маневрировании с большими углами атаки, поскольку наплывы выполняют роль направляющих потока воздуха, поступающего к воздухозаборникам. Для упрощения и снижения веса конструкции воздухозаборники нерегулируемые.

Испытания в аэродинамических трубах показали, что наплывы задерживают избыточный воздух перед воздухозаборниками при сверхзвуковых скоростях, вызывая увеличение лобового сопротивления. Во избежание этого между фюзеляжем и наплывами сделаны щели шириной 0,1 м и длиной 1,83 м (фиг. 8), через которые избыточный воздух отводится от воздухозаборников в зону над крылом и к хвостовой части фюзеляжа.

Между фюзеляжем и каждым воздухозаборником установлены пластины, отсекающие пограничный слой, который либо выводится через щели, либо направляется в продольное углубление под хвостовой частью фюзеляжа.

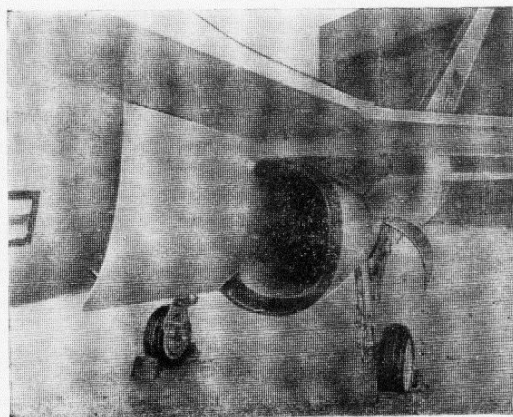
Два вертикальных киля применены на самолете YF-17 с целью получения необходимой путевой устойчивости при наличии вихревых потоков, создаваемых наплывами.

Поскольку эти вихри быстро раскручиваются по спирали при движении над крылом к хвостовой части фюзеляжа, потребовалось сместить вперед и отклонить наружу вертикальные киля. В выбранном положении на вертикальные киля воздействуют меньшие по размерам вихри, которые создают меньшие боковые силы.



1—угловая скорость установившегося разворота при M = 1,2 на высоте 9140 м; 2—угловая скорость установившегося разворота при M = 0,9 на высоте 9140 м; 3—максимальная перегрузка при числе M = 0,8 на высоте 12 200 м; 4—среднее ускорение при M = 0,9 ÷ 1,6 на высоте 9140 м

Фиг. 6. Сравнительные характеристики маневренности самолетов YF-17 и Макдоннелл-Дуглас F-4E



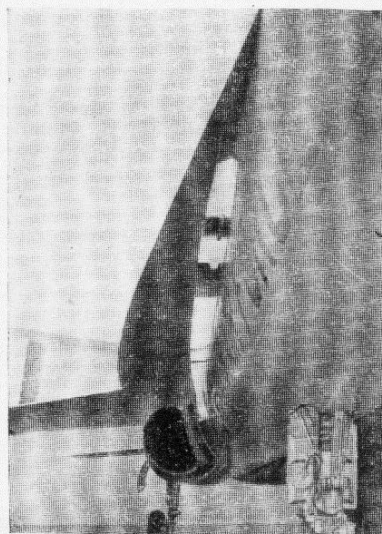
Фиг. 7. Воздухозаборник двигателя самолета YF-17

Кили располагаются между крылом и горизонтальным стабилизатором, чем достигаются плавное обтекание фюзеляжа и малое лобовое сопротивление. Специалисты фирмы Нортроп утверждают, что вертикальные кили обеспечивают хорошую путевую устойчивость, несмотря на их переднее расположение, в том числе при очень больших углах атаки.

Другая причина для переднего размещения наклонных килей состояла в стремлении исключить силовые элементы конструкции, проходящие через хвостовую часть фюзеляжа. Это упростило установку двигателей, которые могут быть сняты путем опускания через эксплуатационные люки на нижней части фюзеляжа.

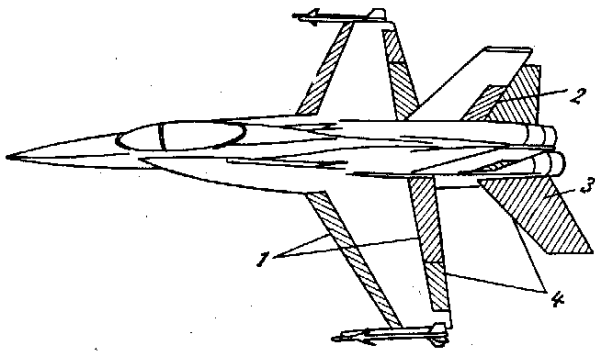
На верхней поверхности хвостовой части фюзеляжа между киллями установлен воздушный тормоз больших размеров.

Органами аэродинамического управления и механизации самолета YF-17 являются отклоняемые носки и закрылки, элероны, рули направления и управляемый (цельноповоротный) стабилизатор, который может отклоняться дифференциально для



Фиг. 8. Щели в месте сочленения фюзеляжа и наплыва крыла





1—автоматически отклоняемые носки и закрылки для улучшения маневренности; 2—управление по курсу—рули направления; 3—управление по тангажу—горизонтальный стабилизатор; 4—управление по крену—элероны и дифференциально отклоняемый стабилизатор

Фиг. 9. Схема органов аэродинамического управления и механизации самолета YF-17

увеличения эффективности управления по крену (фиг. 9).

Профиль крыла был выбран из условия максимальной маневренности при сверхзвуковых скоростях без существенного ухудшения характеристик разгона. Для улучшения несущих свойств крыла в полете с малыми скоростями и характеристик маневренности на крыле применены отклоняемые носки и простые закрылки, автоматически регулируемые в зависимости от числа  $M$  и угла атаки. При маневрировании со скоростями, соответствующими числу  $M = 1,1$ , максимальный угол отклонения носков  $25^\circ$ , закрылков  $20^\circ$ . Во время маневрирования летчик может вручную преодолеть действие системы автоматического отклонения носков и закрылков. Он также может обеспечить полное отклонение носков и закрылков при заходе на посадку и посадке.

Горизонтальный управляемый стабилизатор обеспечивает малое балансировочное сопротивление и безопасное пилотирование без применения системы повышения устойчивости. Самолет может пилотироваться на критических режимах без системы повышения устойчивости, хотя нагрузка летчика будет значительной. С целью упрощения конструкции и снижения стоимости опытные самолеты будут иметь нерезервированную систему улучшения устойчивости, однако на серийных самолетах будут установлены двоянные системы, обеспечивающие допустимое ухудшение характеристик управляемости самолета в случае повреждения одной из систем в воздушном бою.

Горизонтальный стабилизатор расположен перед выхлопными соплами, что исключает нежелательную интерференцию. Удалось обеспечить равномерное распределение давления у выхлопных сопел, что приводит к меньшему лобовому сопротивлению хвостовой части фюзеляжа, чем у любого современного двухдвигательного самолета.

Стабилизатор размахом 6,64 м имеет относительно большие размеры, что продиктовано необходимостью обеспечить самолету большую угловую скорость разворота. Стабилизатор максимально сдвинут назад, что привело к соответствующему смещению центра тяжести на  $5\%$  САХ. Требуемый угол отклонения стабилизатора для балансировки при максимальных углах атаки составляет  $12^\circ$

вместо  $23^\circ$  у стабилизатора меньших размеров и при более переднем расположении.

Гидроприводы управляющих поверхностей хвостового оперения связаны с ручкой и педалями обычной проводкой из тросов и тяг, тогда как в канале элеронов используется электродистанционная система. Такая комбинированная система управления исключила необходимость в ряде электронных устройств, что удешевило и упростило самолет YF-17. Максимальный угол дифференциального отклонения консолей стабилизатора  $\pm 3^\circ$  для всех режимов полета. Это означает, что в полетах



Фиг. 10. Боковые палпы на носовом конусе фюзеляжа

с малой дозвуковой скоростью отклоняемые консоли стабилизатора создают  $\sim 10\%$  аэродинамического момента для управления по крену.

Элероны, обеспечивающие  $90\%$  аэродинамического момента для управления по крену при малых скоростях, постепенно выключаются из работы по мере увеличения скорости. При максимальной скорости, соответствующей числу  $M = 2$ , аэродинамический момент для управления по крену создается стабилизатором.

Комбинированная система управления по крену поддерживает постоянные нагрузки на консолях стабилизатора и исключает необходимость программирования их отклонения. Система элеронов в этом случае упрощается, поскольку нет необходимости прибегать к большим углам их отклонения, чтобы компенсировать эффекты аэроупругости при больших числах  $M$ .

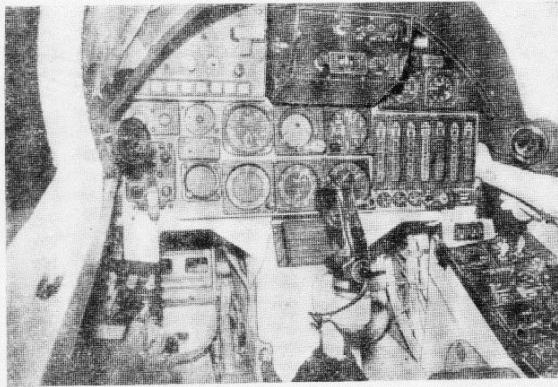
Поскольку дифференциально отклоняемый стабилизатор обеспечивает достаточное управление по крену для безопасного полета самолета без применения элеронов, было решено в их цепи использовать нерезервированную электродистанционную систему.

По мнению руководителя программы самолета YF-17, электродистанционная система в сравнении с механической обеспечивает более высокую точность отклонения элеронов и значительно упрощает конструкцию крыла путем исключения тросов и кабелек; в крыле будут размещены только трубопро-

воды гидравлической системы и электрические провода.

Другой интересной особенностью самолета являются боковые плоские выступы — наплывы на носовом конусе фюзеляжа (фиг. 10). Применение этих выступов обусловило использование опыта разработки самолета F-5, который имеет сплюснутую носовую часть, оптимальную с точки зрения путевой устойчивости при больших углах атаки и обтекания крыла. Носовой конус самолета YF-17 имеет круговое сечение, и боковые выступы обеспечивают ему аэродинамическую «сплюснутость».

Каплевидная форма фонаря обеспечивает летчику круговой обзор в верхнем полупространстве и хорошие углы обзора вниз, включая обзор вперед на  $13^\circ$  относительно оси фюзеляжа. Катапультируемое сиденье летчика отклонено назад на  $18^\circ$ , что на  $5^\circ$  больше обычного угла наклона сиденья летчика на современных сверхзвуковых самолетах. При этом педали управления рулем направления оказываются приподнятыми на 127 мм по сравнению с обычным размещением. Большой наклон сиденья увеличивает уровень допустимых для летчика перегрузок на единицу. Катапультируемое сиденье Стенсел SIII S-3F17 легче и удобнее применяемых на современных самолетах, оно было успешно испытано в



Фиг. 11. Расположение приборов в кабине экипажа самолета YF-17

диапазоне скоростей от нуля до 1100 км/ч. Кроме того, испытывалось в условиях перевернутого полета на высоте 66 м над землей (для современных сидений высота полета в этом случае должна быть не менее 100 м). Благодаря пиротехническому устройству для раскрытия парашюта сиденье обеспечит спасение летчика при катапультировании в перевернутом полете на высоте 40—50 м.

Единая рукоятка управления двигателями имеет двухканальную связь с блоком подачи топлива к силовой установке. На рукоятке установлены кнопки управления воздушными тормозами и радиолокатором. В случае выхода из строя одного из двигателей летчик может отключить канал управления этим двигателем.

Расположение ручки управления обычное центральное и позволяет летчику управлять самолетом любой рукой.

Общая компоновка приборных панелей также обычная, однако для контроля работы двигателей

используется большое количество индикаторов с вертикальными шкалами (фиг. 11).

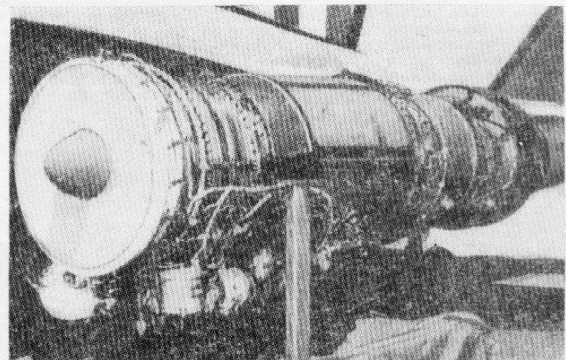
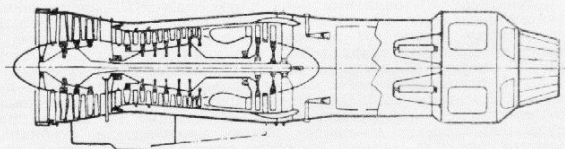
**Силовая установка.** На самолете YF-17 установлены два ТРД Джeneral Электрик YJ101-GE-100 каждый с тягой в классе 6800 кгс при включенной форсажной камере (фиг. 12). Этот двигатель разработан на основе газогенератора двигателя F101-GE-100, предназначенного для стратегического бомбардировщика Рокуэлл В-1. На двигателе YJ101 применен дополнительный входной направляющий аппарат с противообледенительным устройством, число ступеней компрессора низкого давления уменьшено с 4 до 3. Этот компрессор имеет лопатки и диски, выкованные из титана. Компрессор высокого давления имеет семь ступеней. Первые три ступени и передняя часть корпуса выполнены из сплава титана, а остальные четыре ступени и задняя часть корпуса — из стали. Первые две ступени компрессора и направляющий аппарат имеют регулируемые лопатки. Камера сгорания кольцевая, имеет 17 форсунок и охлаждается воздухом; турбина двухступенчатая. Лопатки первой ступени компрессора высокого давления охлаждаются воздухом. Двигатель имеет регулируемое сверхзвуковое реактивное сопло, камеру сгорания и форсажную камеру, для охлаждения которых используется 25% воздуха от компрессора.

Силовая установка обеспечивает тяговооруженность самолета YF-17 порядка 1,3.

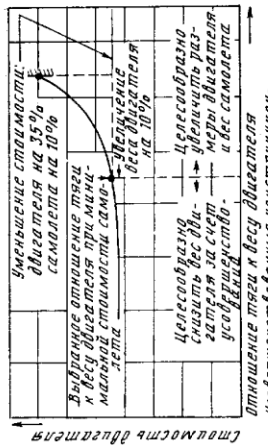
Считается, что двигатель YJ101 будет отвечать требованиям 1980—2000 гг.

#### Характеристика двигателя YJ101-GE-100

Максимальная тяга с форсажем/без форсажа . . . . .	6800/4300 кгс
Статический удельный расход топлива с форсажем/без форсажа . . . . .	1,88/0,78 кгс/кгс.ч
Степень повышения давления . . . . .	21
Общий расход воздуха . . . . .	56 кгс/с
Вес . . . . .	820 кгс
Диаметр . . . . .	829 мм
Длина . . . . .	3530 "



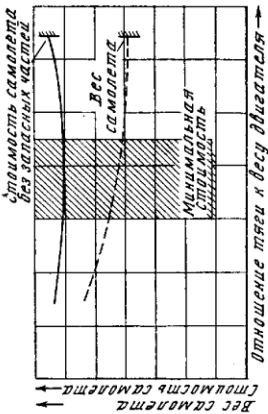
Фиг. 12. Общий вид и схема ТРД Джeneral Электрик YJ101-GE-100



Фиг. 13. Зависимость между весом двигателя и его стоимостью (постоянные коэффициенты двухконтурности и тяги).

Выбору двигателя для силовой установки самолета УР-17 предшествовал подробный анализ, результаты которого представлены на фиг. 13 и 14. Выбор ТРД вместо ТРДД (как на легком истребителе УР-16) определился тем, что стоимость ТРД приближается на 20% меньше. Кроме того, вследствие меньшего диаметра ТРД лобовое сопротивление самолета может быть снижено.

Воздух от компрессора низкого давления ТРД



Фиг. 14. Влияние веса двигателя на вес самолета и стоимость.

УД101-GE-100 по внешнему каналу поступает в форсажную камеру и снижает интенсивность теплопередачи к конструкции отсека силовой установки. В качестве дополнительной противопожарной меры фирма Нортроп применила специальную краску для покрытия внутренних стенок отсека. Покрытие толщиной в несколько сотых миллиметра при воздействии высокой температуры утолщается до ~16 мм и гасит пламя в двигателем отсеке. Фирма считает, что это первое применение противопожарной окраски на самолетах.

**Основные характеристики самолета УР-17**

Размах крыла . . . . .	10,67 м
Длина самолета (без носовой штанги) . . . . .	4,4
Высота самолета . . . . .	1,7
Площадь крыла . . . . .	32,5 м <sup>2</sup>
Размах планера . . . . .	5,14 м
Крыло . . . . .	1,98
Максимальный полезный вес . . . . .	10 600* кгс
Предполагаемый запас топлива во внутренних баках . . . . .	2900
Максимальная скорость на высоте 12 200 м . . . . .	2100 км/ч (M=2)
Радиус действия . . . . .	~900 км
Перегоночная дальность без сброса подвесных баков . . . . .	>4800
Взлетная дистанция (без поласек) . . . . .	275 м
Посадочная дистанция (без тормозного парашюта) . . . . .	<580

Вооружение: одна нестиснутая пушка М6А-1 калибром 20 мм (боезапас 500 снарядов), два УРС Рейтеон А1М-9 «Сайдуиндер» на концах крыла, бомбы на внешние узлы.

\* В журнале «Aviation Weeks», 2XII 1971 г. указан вес 11 300 кгс. Ильяс Дев.

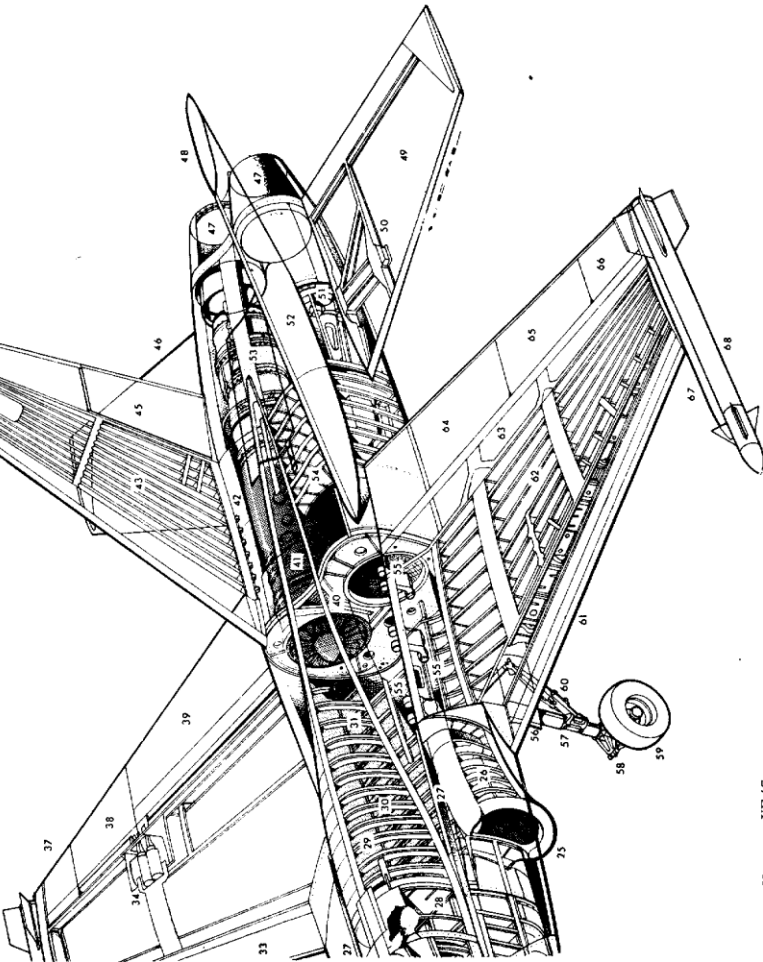
**КОНСТРУКЦИЯ И МАТЕРИАЛЫ**

Конструкция опытных самолетов фирмы Нортроп обычно превосходит конструкцию серийного самолета. Опытный самолет должен демонстрировать требуемые для серийного самолета характе-

ристики конструкции. Поэтому схема конструкции и материалы опытного легкого истребителя Нортроп УР-17 хотя и выбраны с учетом последних достижений в этих областях, все же соответствуют современному уровню развития авиационной техники и в значительной степени обычны.

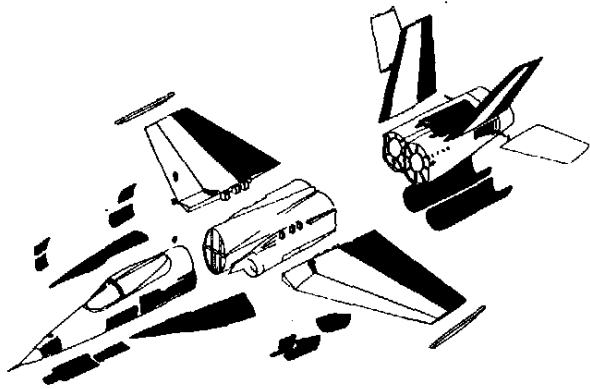
Компоновочная схема самолета УР-17 показана на фиг. 15, а фиг. 16 иллюстрирует модульную схему конструкции самолета и примененные композиционные материалы. Для самолета УР-17 были выбраны конструктивные материалы, обладающие хорошими характеристиками вязкости разрушения и устойчивыми свойствами для исключения отката и усталости в процессе эксплуатации самолета. Был определен спектр усталостных нагрузок, соответствующий реальным условиям эксплуатации легкого истребителя, и конструкция самолета УР-17 разрабатывалась с учетом этого спектра. Хотя опытный самолет должен был испытываться в течение ограниченного отрезка времени и в условиях, почти не представляющих опасности в отношении коррозии, на нем были выполнены те же процедуры противокоррозионного контроля, как на серийных самолетах.

Конструкция опытных самолетов фирмы Нортроп обычно превосходит конструкцию серийного самолета. Опытный самолет должен демонстрировать требуемые для серийного самолета характе-



Фиг. 15. Компонированная схема самолета Нортроп УР-17.

- 1—ПВД; 2—боковые пластины на носовом конусе; 3—амбразура пушки; 4—воздухоприемник охлаждения отсека пушки; 5—отсек пушки; 6—многоступенчатая турбина; 7—турбина; 8—сторона насти переднего колеса; 9—многоступенчатый воздухоприемник; 10—турбина; 11—буферное колесо; 12—обшивка стенок переднего отсека; 13—вставка в носовой стойке; 14—задняя часть носовой стойки; 15—вставка в носовой стойке; 16—картавальное устройство; 17—картавальное устройство; 18—картавальное устройство; 19—картавальное устройство; 20—картавальное устройство; 21—картавальное устройство; 22—картавальное устройство; 23—картавальное устройство; 24—открытая часть носовой стойки; 25—основная секция носовой стойки; 26—основная секция носовой стойки; 27—шасси; 28—шасси; 29—шасси; 30—шасси; 31—шасси; 32—шасси; 33—шасси; 34—шасси; 35—шасси; 36—шасси; 37—шасси; 38—шасси; 39—шасси; 40—шасси; 41—шасси; 42—шасси; 43—шасси; 44—шасси; 45—шасси; 46—шасси; 47—шасси; 48—шасси; 49—шасси; 50—шасси; 51—шасси; 52—шасси; 53—шасси; 54—шасси; 55—шасси; 56—шасси; 57—шасси; 58—шасси; 59—шасси; 60—шасси; 61—шасси; 62—шасси; 63—шасси; 64—шасси; 65—шасси; 66—шасси; 67—шасси; 68—шасси.



Фиг. 16. Модульная конструкция планера самолета YF-17 и детали из графитоэпоксидного материала (окрашены в черный цвет)

Важным условием при выборе алюминиевых сплавов и режимов термической обработки являлось предотвращение коррозии под напряжением. Были выбраны материалы, обеспечивающие приемлемый показатель стоимость — эффективность при серийном производстве самолета. Важными факторами при конструировании самолета являлись надежность, безопасность и хорошие характеристики технического обслуживания. Первостепенное значение имело снижение веса самолета. Однако это не всегда означает уменьшение стоимости, наоборот, чрезмерные усилия по снижению веса могут привести к повышению расходов. Поэтому правильным критерием является низкая стоимость в сочетании с малым весом.

Разработка опытного самолета связана с необходимостью учета дополнительных критериев и ограничений. Из-за жесткого графика программы не рассматривались потенциально эффективные решения, вероятность своевременной реализации которых была мала. Поскольку ассигнования на постройку двух опытных самолетов были ограничены, были исключены из рассмотрения детали и узлы с высокой стоимостью разработки. В большинстве случаев их разработка и внедрение в конструкцию выпускаемого серийно самолета могут быть осуществлены позднее.

Фюзеляж имеет обычную полумонококовую конструкцию, состоящую из несущей обшивки, подкрепленной шпангоутами, лонжеронами и стенками. Предусмотрено технологическое расчленение фюзеляжа на три основные части — переднюю, центральную и хвостовую. Основным материалом фюзеляжа является алюминиевый сплав. Сталь и титан используются для сильно нагруженных деталей, допустимые габариты которых ограничены. Графитоэпоксидные слоистые материалы используются для отдельных деталей конструкции, в которых можно реализовать преимущества, обеспечиваемые высокими прочностью, жесткостью и технологичностью этих материалов.

Передняя часть фюзеляжа делится на пять секций: носовой конус, передний отсек оборудования, отсек пушки и приемника топлива для заправки в полете, кабина летчика и отсек топливных баков и оборудования (фиг. 17). В переднем отсеке оборудования размещены радиолокатор, вычислитель аэродинамических параметров, батарея аккумуляторов и аварийная силовая установка. Для

доступа к оборудованию предусмотрена быстро открывающаяся панель по всей длине отсека на левой стороне самолета. В отсеке пушки и приемника топлива в полете установлены пушка М61, ее боеприпасы и приемное устройство системы дозаправки топливом в полете. На нижней поверхности предусмотрена большая съемная панель, позволяющая проводить техническое обслуживание и снятие пушки; люк на правой стороне предназначен для пополнения боезапаса. Под полом кабины экипажа имеется ниша для носовой стойки шасси и два боковых отсека для систем управления и оборудования. Створки для этих отсеков и ниши носового шасси изготовлены из графитоэпоксидного композиционного материала.

Лобовое стекло фонаря имеет птичестойкую панель из двухосно ориентированного полиакрилата в алюминиевом каркасе. Для доступа к оборудованию кабины лобовое стекло откидывается на шарнире, имеющемся на переднем конце каркаса. Фонарь кабины представляет собой панель из двухосно ориентированного полиакрилата в алюминиевом каркасе со стальными замками. Шарнир фонаря размещен на его заднем конце; фонарь может подниматься и опускаться с помощью электромеханического устройства.

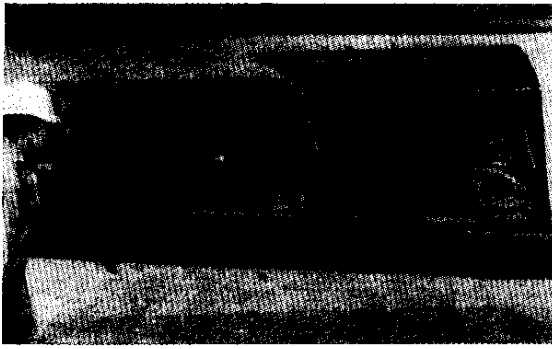
Передняя часть фюзеляжа заканчивается секцией, где размещены топливные баки и отсеки оборудования. Для доступа ко всем отсекам бортового оборудования на левой стороне самолета предусмотрены подвешенные на шарнирах створки из графитоэпоксидного композиционного материала.

В центральной части фюзеляжа размещены в основном топливные баки. Границей топливных баков являются обшивка фюзеляжа (в передней части этой секции) и стенки каналов воздухозаборников (в задней части секции). Три обработанные резанием алюминиевые перегородки включают интегрально выполненные стыковые узлы крыла и составляют центральную силовую часть крыла. Дополнительный работающий на срез стыковой узел крыла размещен на четвертой перегородке в задней части секции.

В центральной части фюзеляжа находятся ниши основных стоек шасси (фиг. 18). Створки ниши шасси изготовлены из графитоэпоксидного композиционного материала. Панели из графитоэпоксидного композиционного материала на нижней поверхности фюзеляжа обеспечивают доступ к вспомогательным агрегатам двигателей. Дополнительный доступ к узлам, не требующим частого осмотра в эксплуатации, обеспечивается съемными панелями на винтах на верхней, боковых и нижней поверхностях фюзеляжа.

В хвостовой части фюзеляжа расположены двигатели и узлы их подвески. Основная конструкция состоит из двух боковых панелей, продольной центральной противопожарной перегородки и верхней панели. Перегородка у переднего конца этой секции и шесть шпангоутов, обработанных резанием, имеют проушины для крепления кила. Два из этих шпангоутов имеют внешние опоры для цапф подвески двигателей. Внутренними опорами цапфы подвески двигателей является обработанный резанием титановый фитинг, прикрепленный к титановой центральной противопожарной перегородке.





Фиг. 17. Отсек самолета с летно-испытательным оборудованием



Фиг. 18. Основная стойка шасси

Большие обработанные резанием стальные фитинги служат опорой горизонтальному стабилизатору. Две обработанные резанием стальные рамы составляют поперечную силовую конструкцию стабилизатора. Силовой привод горизонтального стабилизатора размещен во внутренней нише (перед валом консолей стабилизатора), закрытой графитоэпоксидной смотровой створкой. Для доступа к двигателям и их снятия имеются четыре крупногабаритные панели из графитового композиционного материала и два алюминиевых обтекателя на нижней поверхности от киля до боковой панели. Откидывающиеся панели из графитового композиционного материала завершают конструкцию этой части фюзеляжа; они усилены в поперечном направлении обработанными резанием алюминиевыми рамами, примыкающими к двум шпангоутам, несущим узлы крепления горизонтального стабилизатора.

Воздушный тормоз, установленный в нише между вертикальными стабилизаторами, представляет собой панель с алюминиевым сотовым наполнителем, графитоэпоксидными обшивками и алюминиевым фитингом для шарниров и узла крепления силового привода. Механизм управления хвостовым оперением размещен в нише, которая аналогична нише привода воздушного тормоза.

**Конструкция крыла.** Крыло состоит из правой и левой консолей, прикрепленных к фюзеляжу болтами, работающими на срез. Каждая консоль крыла состоит из основного кессона, переднего околофюзеляжного наплыва, отклоняемого носка, закрылка, элерона и наружной неподвижной хвостовой части крыла.

Основной кессон имеет многолонжеронную конструкцию с толстой обшивкой и изготовлен в основном из обработанных резанием алюминиевых деталей. Нервюра в месте стыковки крыла с фюзеляжем представляет собой сварную обработанную резанием титановую деталь с соединительными проушинами, составляющими одно целое с деталью. Другими основными нервюрами являются внутренняя нервюра, две нервюры с узлами крепления пилонов и концевая нервюра с проушинами для пусковой балки УРС. Другие нервюры или межнервюрные элементы установлены там, где должны быть шарниры поверхностей управления и/или узлы силового привода. На переднем лонжероне основного кессона крыла, расположенном на 22% хорд, имеются шарниры предкрылка. Между лонжеронами, расположенными на 56 и 68% хорд,

на нижней поверхности крыла предусмотрены три смотровые панели и одна фиксированная панель, а на верхней поверхности — четыре фиксированные панели. Эти панели представляют собой клееную трехслойную конструкцию с графитоэпоксидными обшивками и сотовым наполнителем. Задний лонжерон, расположенный на 68% хорд крыла, несет шарниры закрылка и элерона. Обшивка основного кессона изготовлена резанием из одной алюминиевой плиты. На нижней поверхности нервюры внешнего пилона установлен фитинг механизма поворота пилона и силовых приводов элерона и закрылка; эта деталь закрыта обтекателем из слоистого пластика на основе органического волокна.

Передняя часть наплыва у передней кромки представляет собой конструкцию из алюминиевого носка, внутренних лонжеронов и нервюр. Его верхние и нижние обшивочные панели трехслойной конструкции выполнены из листов графитоэпоксидного композиционного материала и сотового наполнителя из пластика Nomex.

Отклоняемый носок выполнен из алюминия и титана, его хорда составляет 20% хорды крыла. Закрылок подвешен на лонжероне, расположенном вдоль 22%-ной линии хорд крыла, с помощью шарниров, закрепленных на нервюрах. Клееная конструкция закрылка, имеющего большое число шарниров, состоит из алюминиевого сотового наполнителя на всю толщину профиля, переднего лонжерона, трех обработанных резанием нервюр с узлами шарниров и графитоэпоксидных обшивок. Два шарнирных узла прикреплены к переднему лонжерону. Трубчатый вал закрылка, выступающий из его внутреннего торца, заходит внутрь фюзеляжа, где крепится к рычагу силового привода с помощью шарнира.

Элерон представляет собой конструкцию из алюминиевого сотового наполнителя на всю глубину профиля, переднего лонжерона, двух обработанных резанием нервюр, на которых крепятся шарниры, внешней замыкающей нервюры и графитоэпоксидных листовых обшивок. Внутренний шарнир и рычаг силового привода выполнены как единое целое с внутренней нервюрой. Фитинг наружного шарнира прикреплен к переднему лонжерону. Рычаг силового привода выступает за нижние обводы крыла, соединяется с силовым приводом и закрыт обтекателем из слоистого пластика на основе органического волокна. Этот обтекатель крепится на нижней обшивке элерона и составляет продолжение обтекателя на нижней поверхности крыла.



Фиксированная конструкция задней части крыла состоит из алюминиевого сотового заполнителя на всю глубину профиля, переднего лонжерона из слоистого эпоксидного стеклопластика и замыкающих нервюр и графитоэпоксидных обшивок.

**Конструкция хвостового оперения.** Хвостовое оперение состоит из управляемого горизонтального стабилизатора и двух вертикальных килей с рулями направления. Горизонтальный стабилизатор в основном алюминиевой конструкции с клеевыми соединениями имеет алюминиевый сотовый заполнитель на всю глубину профиля и обработанную по контуру обшивку переменной толщины с клиновидным носком. Корневая нервюра состоит из трех обработанных резанием деталей: передней части, задней части и средней соединительной детали (полученной обработкой резанием из стали 300 М), в которой размещен подшипник и которая имеет соединительное кольцо для крепления рычага силового привода. Рычаг изготовлен также обработкой резанием из стали 300 М. Обработанная резанием промежуточная нервюра, расположенная приблизительно на расстоянии 0,46 м от корня консоли, имеет гнездо для подшипника вала. Два обработанных резанием швеллера между корневой и промежуточными нервюрами формируют канал для выступающего из фюзеляжа вала, на который установлена консоль стабилизатора; этот канал закрыт обшивкой. Обработанный резанием алюминиевый лонжерон по всему размаху имеет швеллерное сечение и расположен на линии 54% хорд. Законцовки горизонтального стабилизатора имеют слоистую конструкцию с обшивкой из эпоксидного стеклопластика и сотовым заполнителем на всю глубину профиля из найлона и фенольной смолы.

Каждый киль состоит из основного кессона, носка, верхней неподвижной хвостовой части, руля направления и законцовки. Основной кессон представляет собой многолонжеронную конструкцию с толстой обшивкой из обработанных резанием алюминиевых листов. Соединительная (корневая) нервюра представляет собой деталь, изготовленную резанием из одной заготовки и прикрепленную к проушинам на шпангоутах фюзеляжа. На заднем лонжероне имеется фитинг верхнего шарнира руля. Фитинг нижнего шарнира является частью заднего лонжерона. В соответствующих зонах предусмотрены подкрепляющие нервюры и межнервюрные элементы. Створка на внешней обшивке обеспечивает доступ к приводу руля направления. Носок и верхняя часть имеют клееную конструкцию. Носок состоит из алюминиевого сотового заполнителя, лонжерона из слоистого графитоэпоксидного композиционного материала, верхней алюминиевой нервюры, нижней нервюры из графитоэпоксидного композиционного материала и графитоэпоксидных листов обшивки. Узел передней кромки имеет клиновидный носок, изготовленный обработкой резанием.

Задняя фиксированная часть киля состоит из алюминиевого сотового заполнителя, лонжерона из слоистого графитоэпоксидного композиционного материала, верхних и нижних замыкающих нервюр (полученных методом «заливки на месте» эпоксидной смолы) и графитоэпоксидных листов обшивки. Руль направления представляет клееную конструкцию, состоящую из графитоэпоксидной об-

шивки, алюминиевого осевого заполнителя, верхней и нижней замыкающих нервюр из алюминиевого сплава, изготовленных обработкой резанием, и переднего лонжерона с алюминиевыми фитингами шарниров. Законцовка изготовлена из слоистого пластика на основе органического волокна и имеет основание из стеклопластика.

**Выбор и применение материалов.** Правильный выбор и обработка материалов имеют огромное значение для успешной эксплуатации любого самолета. Справедливость этого утверждения признана в настоящее время не только специалистами в области материалов, но и конструкторами и проектировщиками. К сожалению, за прошедшие годы было слишком много случаев, когда этому вопросу уделялось недостаточное внимание и допускались серьезные ошибки. Примерами этого являются проблемы водородного охрупчивания стальных деталей, коррозионного растрескивания под напряжением некоторых стальных деталей, недостаточной усталостной долговечности из-за чувствительности некоторых алюминиевых сплавов к концентрациям напряжений, катастрофических разрушений, вызванных небольшими дефектами и трещинами в некоторых алюминиевых сплавах и сталях с низкой вязкостью разрушения. Технической политикой фирмы Нортроп с начала разработки опытного самолета YF-17 являлись использование тех материалов, которые должны применяться в производстве серийных самолетов, и выбор уровней напряжений в конструкции, необходимых для обеспечения достаточного срока службы серийного самолета.

Ниже перечислены некоторые материалы, применение которых в конструкции самолета YF-17 ограничивается из-за проблем, имевших место при эксплуатации авиационной техники в прошлом, а также причины, обусловившие это ограничение.

1. Штамповки из сплава 7079-T6. Сплав 7079 обладает высокой чувствительностью к коррозионному растрескиванию под напряжением. Критическая величина напряжения в высотном направлении для коррозионного растрескивания под напряжением у этого сплава равна 4,9 кгс/мм<sup>2</sup>. За прошедшее десятилетие этот недостаток привел к развитию трещин, вызванных коррозией под напряжением, во многих крупных деталях самолетов.

2. Штамповки из сплава 7075-T6. Эти штамповки обладают такой же чувствительностью к коррозионному растрескиванию под напряжением, что и сплав 7079-T6. Применение сплава T6 ограничивается в связи с наличием других сплавов с иными режимами термической обработки, таких как 7049 и 7075-T73.

3. Плиты из сплава 7075-T6. Применение плит из этого сплава было ограничено только небольшими простыми деталями, не испытывающими нагрузок в высотном направлении. Этот сплав обладает некоторой склонностью к коррозионному растрескиванию под напряжением и имеет плохую вязкость. Большинство крупногабаритных деталей, изготовленных методом механической обработки, было выполнено из плит или штамповок из сплава 7075-T73.

4. Листы и сортовой прокат из сплава T178-T6. Этот сплав имеет весьма низкую вязкость и никогда широко не использовался фирмой Нортроп.

5. Сортовой прокат и штамповки из сталей 17-4PH и 15-5PH H900. Применение стали 17-4PH H900 было ограничено ВВС США из-за низких вязкости и стойкости к коррозии под напряжением. Сталь 15-5PH H900 несколько лучше стали 17-4PH, но обладает некоторой чувствительностью к коррозионному растрескиванию под напряжением. Эти стали используются в самолете YF-17 только в состоянии H1025.

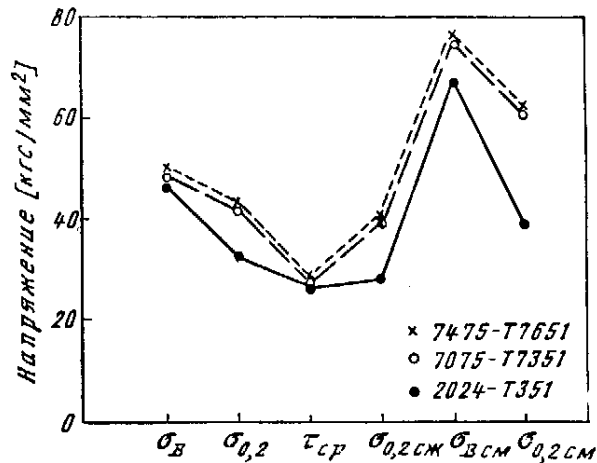
6. Плиты и штамповки из сплава 7050-T73. Сплав 7050 имеет, по-видимому, хорошие механические свойства и хорошие стойкость к коррозии и вязкость. Однако к началу разработки технических условий на материалы самолета YF-17 нормативы MIL-HDBK-5 и поставщики деталей из этого сплава не были известны, поэтому сочли, что этот сплав недостаточно проверен для использования в конструкции самолета.

**Выбор материалов для критических областей применения.** Во всех случаях выбор соответствующего материала, сплава, термической обработки и технологического процесса был согласован между конструкторами, расчетчиками и специалистами в области материалов. Были установлены основные требования, произведена оценка предполагаемых к применению материалов и сделан оптимальный выбор материалов для каждой детали конструкции. Результаты этого процесса показаны на примере следующих двух критических областей применения.

При разработке нижней обшивки крыла основными соображениями являлись следующие: крыло должно иметь надежный срок службы 4000 ч; выбранный материал должен обладать наилучшим сочетанием статической прочности, предела выносливости, вязкости разрушения и стойкости к коррозионному расслаиванию. Предлагались следующие материалы: 1) сплав 2024-T351 с хорошей усталостной прочностью и высокой вязкостью разрушения; 2) сплав 7075-T7351 с лучшей статической прочностью, чем у сплава 2024-T3, приемлемой усталостной прочностью, хорошей вязкостью разрушения и хорошей стойкостью к коррозионному расслаиванию; 3) сплав 7475-T7651 со статической прочностью, сравнимой с прочностью сплава 7075-T7351, лучшей усталостной прочностью, чем у сплавов 7075-T7351 или 2024-T351, вязкостью разрушения, сравнимой с вязкостью разрушения сплава 2024-T351, и хорошей стойкостью к коррозионному расслаиванию. Сравнительные статические характеристики и вязкость разрушения этих материалов показаны на фиг. 19 и 20.

Из-за хорошей усталостной прочности, высокой вязкости разрушения, хороших статической прочности и стойкости к коррозионному растрескиванию был выбран сплав 7475-T7651.

При выборе материала для верхней обшивки крыла учитывалось, что критическими являются напряжения сжатия, поэтому выбранный материал должен обладать оптимальным сочетанием предела текучести при сжатии и вязкости разрушения. Рассматривались следующие материалы: 1) сплав 7075-T651 с высоким пределом текучести при сжатии и низкой вязкостью разрушения; 2) сплав 7075-T7351 с меньшим пределом текучести при сжатии и хорошей вязкостью разрушения; 3) сплав 7075-T7651 с пределом текучести при сжатии, лежащим между пределами текучести при сжатии

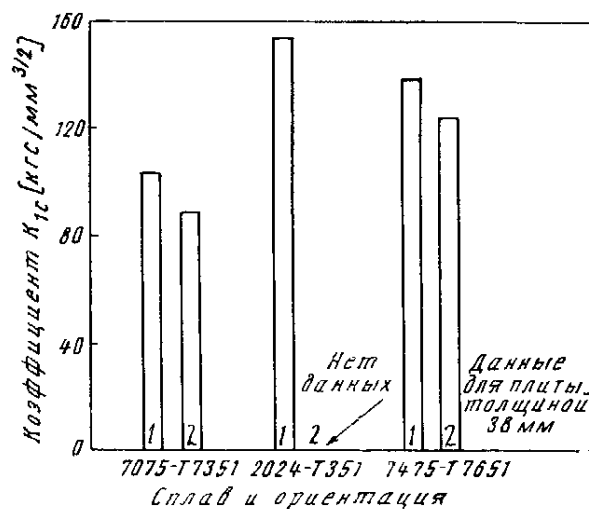


$\sigma_{\text{в}}$  — предел прочности при растяжении;  $\sigma_{0,2}$  — предел текучести при растяжении;  $\tau_{\text{ср}}$  — предел прочности при сдвиге;  $\sigma_{0,2\text{сж}}$  — предел текучести при сжатии;  $\sigma_{\text{всж}}$  — предел прочности при смятии;  $\sigma_{0,2\text{см}}$  — предел текучести при смятии

Фиг. 19. Расчетные характеристики плит из алюминиевых сплавов (материал для изготовления нижней обшивки крыла)

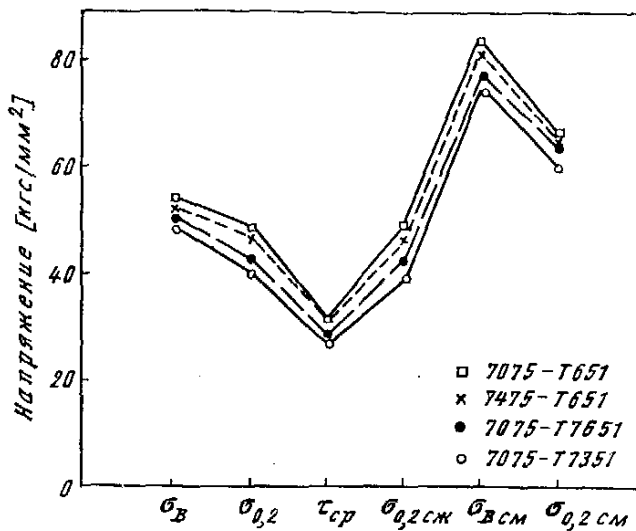
сплавов 7075-T651 и T7351, и с удовлетворительной вязкостью разрушения; 4) сплав 7475-T651 с пределом текучести при сжатии, сравнимым с этой характеристикой сплава 7075-T651, и с хорошей вязкостью разрушения. Расчетные статические характеристики и вязкость разрушения этих материалов показаны на фиг. 21 и 22. Из-за хорошего предела текучести при сжатии, сочетающегося с хорошей вязкостью разрушения, был выбран сплав 7475-T651.

Тщательное проектирование и целенаправленный выбор материалов позволили создать самолет, в котором в качестве основного конструкционного материала используются современные высокопрочные алюминиевые сплавы. Сталь и титан применены в отдельных участках, подвергающихся высоким нагрузкам. Пластики используются в таких



1—образец с трещиной для испытаний на вязкость разрушения вырезан в продольном направлении, трещина в образце ориентирована в том же направлении; 2—образец с трещиной для испытаний на вязкость разрушения вырезан в продольном направлении, трещина в образце ориентирована в поперечном направлении

Фиг. 20. Вязкость разрушения плит из алюминиевых сплавов (материал для изготовления нижней обшивки крыла)



$\sigma_v$  — предел прочности при растяжении;  $\sigma_{0,2}$  — предел текучести при растяжении;  $\tau_{ср}$  — предел прочности при сдвиге;  $\sigma_{0,2сж}$  — предел текучести при сжатии;  $\sigma_{всм}$  — предел прочности при смятии;  $\tau_{0,2см}$  — предел текучести при смятии

Фиг. 21. Расчетные характеристики плит из алюминиевых сплавов (материал для изготовления верхней обшивки крыла)

участках, как фонарь кабины, обтекатели и кромки сотовых конструкций. Графитовые композиционные материалы используются в конструкции смотровых лючков панелей доступа к двигателю, створок и панелей в задней части крыла, наплыва и некоторых поверхностей управления, в которых особенно эффективно используются специальные свойства графитовых композиционных материалов. Основные конструкционные материалы самолета YF-17 приведены в таблице.

Материалы	Доля веса в конструкции планера [%]
Алюминиевые сплавы	71
Стали	10
Титан	7
Графитовые композиционные материалы	10
Прочие материалы	2

К прочим материалам, которые заслуживают специального рассмотрения, относится волокно PRD-49. Технологические характеристики этого недавно разработанного материала во многом аналогичны характеристикам стеклопластика. Пластик на основе волокна PRD-49 имеет такую же высокую прочность, что и стеклопластик, и модуль упругости на 50% выше, чем у стеклопластика. Наиболее важным является тот факт, что материал на основе волокна PRD-49 на 30% легче стеклопластика. Этот материал используется для изготовления законцовки килей, обтекателя в месте сочленения крыла с фюзеляжем, каналов воздухозаборника и других несильных деталей. Накоплен богатый опыт технологической обработки этого мате-

риала, и переход от технологии обработки стеклопластика к технологии обработки пластика на основе волокна PRD-49 не составляет проблемы.

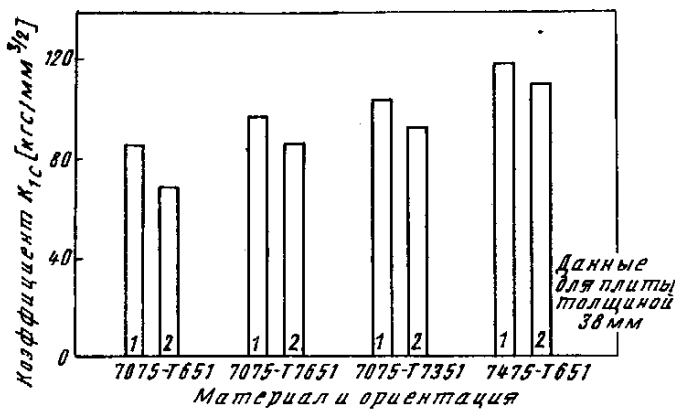
**Графитовые композиционные материалы.** Из-за ограниченного опыта разработки и эксплуатации конструкций из композиционных материалов целесообразно отметить некоторые особенности применения композиционных материалов в самолете YF-17. Научно-исследовательские программы, финансируемые правительством и фирмами, показали, что при использовании усовершенствованных композиционных материалов может быть достигнута экономия веса 20—35%. Высокая стоимость композиционных материалов и их обработки не являются, по мнению многих специалистов, серьезным препятствием для получения такого снижения веса. Фирма Нортроп считает, что высокая стоимость не позволит в будущем применять эти материалы в большинстве случаев, однако допускает, что стоимость материала, особенно графитового, может быть быстро снижена. Фирма полагает, что за счет соответствующих выбора области применения, методов проектирования, технологии и контроля качества затраты, связанные с применением композиционных материалов, будут оправданы.

На ранней стадии предварительного проектирования самолета YF-17 было принято решение о применении графитоэпоксидных композиционных материалов в тех случаях, где оно будет экономически целесообразным и где может быть получена значительная экономия веса при малом техническом риске и приемлемых затратах на разработку. Необходимо еще раз подчеркнуть, что графитовые композиционные материалы применялись в опытно-самолете YF-17 только в том случае, если это считалось экономически целесообразным и для серийного самолета. Считалось, что стоимость графитового композиционного материала в 1976—1978 гг. не будет превышать 40 долл./кгс (возможно даже менее 30 долл./кгс), усовершенствованные технология и методы проектирования приведут к простым конструкциям даже в ущерб экономии веса, и производственные затраты для большинства видов применения композиционных материалов не будут превышать затраты при использовании аналогичных металлических конструкций. В результате на самолете YF-17 было применено 408 кгс графитовых композиционных материалов вместо 535 кгс обычных материалов, т. е. экономия веса составила 127 кгс. В связи с тем что решение о применении композиционных материалов было сделано на ранней стадии проектирования, снижение боевого веса самолета составило 227 кгс из-за уменьшения веса ряда компонентов конструкции. Применение композиционных материалов в конструкции самолета YF-17 иллюстрирует фиг. 18.

**Опыт изготовления компонентов из композиционных материалов.** В связи с использованием композиционных материалов на самолете YF-17 был создан специальный отдел по проектированию и анализу таких деталей. Этот отдел работал в тесном контакте с отделами проектирования планера и анализа напряжений.

Для деталей из композиционных материалов были выбраны волокно типа А и связующее из смолы 3501-5. Этот материал обладает наилучшим сочетанием свойств и характеристик обработки, от-





1—образец с трещиной для испытаний на вязкость разрушения вырезан в продольном направлении, трещина в образце ориентирована в том же направлении; 2—образец с трещиной для испытаний на вязкость разрушения вырезан в продольном направлении, трещина в образце ориентирована в поперечном направлении  
 Фиг. 22. Вязкость разрушения плит из алюминиевых сплавов (материал для изготовления верхней обшивки крыла)

верждается по простому циклу и при использовании в серийном производстве дает максимальную экономию.

Интересно отметить следующий факт. Персонал фирмы Нортрон обладал большим опытом работы по металлическим конструкциям с клеявыми соединениями. Часть персонала накопила опыт работы по программам исследований усовершенствованных композиционных материалов. Ожидалось, что расширение производства для изготовления 25—35 компонентов потребует длительного обучения персонала и, возможно, приведет к большому браку. Однако оказалось, что это не так. При соответствующем контроле продолжительность обучения персонала выполнению всех операций изготовления компонентов из графитовых композиционных материалов составила одну-две недели. Еще более важным является то обстоятельство, что качество работы с самого начала было высоким и доля брака весьма низкой. Оказалось, что легче и дешевле подготовить персонал для производства компонентов из графитовых композиционных материалов, чем обучить рабочих обработке резанием при производстве металлических конструкций.

## ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

На 13 ноября 1974 г. два опытных самолета YF-17 совершили в общей сложности 192 полета продолжительностью 217 ч 56 мин. Во время испытаний самолет YF-17 достиг максимальной скорости, соответствующей числу  $M=1,92$ , высоты 15 200 м и перегрузки, равной 8,5. Полностью завершены испытания самолета на критических и закритических режимах полета. В околосвуковом диапазоне исследовались срывные режимы путем полного отклонения ручки управления назад. Тенденции к срыву потока начинают проявляться при скорости полета 222 км/ч, полный срыв наступал при скорости 185 км/ч. На высоте 12 800 м самолет выходил на срывной режим при угле атаки 65°.

Второй опытный самолет YF-17 при малых скоростях достигал наибольшего угла скольжения 36° при угле атаки 58°. Перемещение РУД из положения режима малого газа до положения максималь-

ного форсажа двигателя выполнялось при угле атаки 35°. Проведено 12 полетов для испытания системы заправки топливом в воздухе, во время которых было выполнено 43 заправки.

Летные испытания показали хорошие взлетные характеристики самолета YF-17. При выполнении одного из полетов самолет с 85%-ной тягой двигателей оторвался от земли при скорости 185 км/ч, пробежав 487 м за 13 с. При заходе на посадку самолет совершил разворот со скоростью 250 км/ч и коснулся земли при скорости 220 км/ч.

Испытания характеристик маневренности самолета YF-17 в воздушном бою в сравнении с самолетом F-4E «Фантом» были завершены 25 октября 1974 г.

При обсуждении летных данных самолета YF-17 летчик-испытатель отметил значительное превосходство нового легкого истребителя над сопровождавшими его самолетами F-4 и T-38.

После выполнения испытаний на срыв на высоте ~12 000 м при скорости ~280 км/ч самолет YF-17 совершал развороты с креном под углом 35° и различные маневры без возникновения бафтинга. В этих условиях самолеты F-4 и T-38 не могли сравниться с самолетом YF-17. Во время маневрирования при скорости ~550 км/ч, когда самолет F-4 находился рядом, самолет YF-17 уходил от него без увеличения тяги до максимального значения, а самолет F-4 не мог догнать его даже при включении форсажных камер.

Опытные самолеты YF-17 имеют вес, близкий к весу серийного самолета, вследствие наличия на борту большого количества испытательного оборудования.

Когда самолет YF-17 совершал разворот с углом атаки 35° при скорости 280 км/ч, сопровождающие самолеты не могли удержаться за ним. При полете самолета YF-17 со скоростью 560 км/ч с промежуточной тягой двигателя сопровождающий его самолет F-4 должен был применить полный форсаж.

Хотя прямое сравнение самолетов YF-17 и Макдоннелл-Дуглас F-15 не проводилось, ожидается, что по ряду показателей легкий истребитель окажется лучше.

Предложения по серийному варианту самолета YF-17 включают обеспечение возможности установки дополнительных внутренних топливных баков и двух крыльевых пилонов. В этом случае самолет может нести один центральный подфюзеляжный бак и четыре подкрыльных топливных бака.

Никакой доработки аэродинамики самолета YF-17 не потребовалось, и устойчивость и балансировка были приемлемыми. Не было случая, подтверждающего, что самолет не отвечал на команды летчика.

При воздушных стрельбах, проведенных 11—18 октября из пушки M-61, было произведено 2088 выстрелов, в том числе при пятикратной отрицательной перегрузке и околосвуковой скорости и пятикратной положительной перегрузке и сверхзвуковой скорости. Были сброшены две бомбы Mk.84 калибром 910 кгс. Управляемость самолета с симметричной (две бомбы) и асимметричной (одна бомба) бомбовой нагрузкой была удовлетворительной. Посадка с двумя бомбами Mk.84 также не

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 контрагентом по разработке палубного варианта самолета YF-17, отвечающего требованиям к истребителю-бомбардиров-

щику VFAX. Фирма Нортроп будет основным контрагентом 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. Аврилова, Я. А. Шнейдерман.

УДК 629.735.33.01

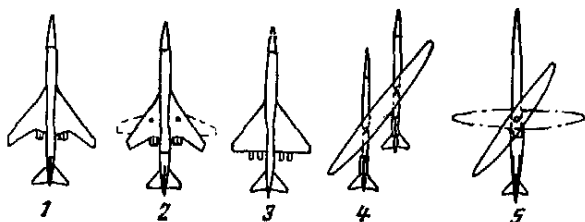
## ОЦЕНКА ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С АНТИСИММЕТРИЧНЫМ КРЫЛОМ

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