

**СВЕРХЗВУКОВЫЕ
САМОЛЕТЫ**

И * Л

*Издательство
иностранной
литературы*

*

СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ

**СБОРНИК ПЕРЕВОДОВ И РЕФЕРАТОВ
ИЗ ИНОСТРАННОЙ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ**

Перевод с английского и французского
Н. И. БИРЮКОВА

Под редакцией
инженер-полковника Н. И. ЛИСТВИНА

✱

ИЗДАТЕЛЬСТВО
ИНОСТРАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
Москва, 1958

АННОТАЦИЯ

Сборник «Сверхзвуковые самолеты» состоит из трех частей. Часть I—«Общие проблемы сверхзвуковых скоростей»—содержит ряд обзорных и переводных статей, в которых освещены особенности аэродинамики, конструкции, силовых установок и оборудования самолета. Части 2 и 3 посвящены описанию экспериментальных и боевых сверхзвуковых самолетов. Основные сведения по сверхзвуковым самолетам суммированы в таблице, данной в приложении к сборнику.

Сборник является попыткой систематизации материалов по сверхзвуковым самолетам, опубликованным в иностранной периодической печати, по состоянию на июнь 1957 г. Сборник рассчитан на специалистов авиационной промышленности и ВВС, на учащихся авиационных учебных заведений, а также на широкий круг читателей, интересующихся вопросами авиационной техники.

Редакция литературы по военным вопросам

Начальник И. Г. ФРОЛОВ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Последнее десятилетие характеризуется крупными успехами во всех областях авиационной науки и техники. Усовершенствование турбореактивных двигателей (ТРД) и жидкостно-ракетных двигателей (ЖРД) наряду с достижениями аэродинамики сделало возможным осуществление полета самолетов со скоростями, значительно превышающими скорость звука.

Переход на сверхзвуковые скорости связан с коренными качественными изменениями самолета в целом—его аэродинамики, конструкции, вооружения и оборудования,—являющимися результатом проведения огромных научно-исследовательских и опытных работ в самых различных областях науки, техники и промышленности.

Из материалов сборника видно, какое важное значение придают развитию авиации, прежде всего военной, правящие круги капиталистических стран Запада, особенно США. Отводя авиации одно из первых мест в реализации своих агрессивных планов, империалисты тратят огромные средства на развитие своих военно-воздушных сил, в том числе на научно-исследовательские и экспериментальные работы в области авиации, добиваясь при этом прежде всего увеличения скорости, высоты и дальности полета, а также разрушительной мощи средств нападения.

О размахе этих работ можно судить хотя бы по тому, что многие сотни фирм и различных научно-исследовательских учреждений поставлены на службу гонке вооружений. В 1950 г., например, только одна американская фирма «Конвэр», занимавшаяся проектированием сверхзвукового бомбардировщика В-58, привлекла к этому делу 3220 инженеров разных специальностей.

В настоящее время количество типов сверхзвуковых самолетов непрерывно возрастает, и назрела необходимость систематизации материалов по ним.

Настоящий сборник, представляющий собой попытку подобной систематизации, составлен по материалам периодической иностранной литературы. Составители ставили своей целью ознакомить советского читателя со взглядами иностранных специалистов на некоторые вопросы развития аэродинамики, конструкции, силовых установок и оборудования сверхзвуковых самолетов (часть 1) и собрать по возможности полные сведения об иностранных сверхзвуковых самолетах (части 2 и 3).

В связи с ограниченным объемом сборника составители считали целесообразным уделить большее внимание обзору самолетов (части 2 и 3) и показать на конкретных примерах особенности их, полагая, что работы иностранных авторов в области теоретических вопросов проектирования (аэродинамика, прочность и др.) сравнительно широко освещены за последние годы в русской переводной литературе.

Взгляды иностранных специалистов на некоторые особенности аэродинамики сверхзвуковых самолетов и достигнутые успехи аэродинамики, давшей разнообразные рациональные формы сверхзвуковых самолетов (нормальная схема со стреловидным, треугольным и прямым тонким крылом,

бесхвостая схема и т. д.) и решившей проблемы их управляемости и устойчивости, освещаются в первых четырех статьях сборника.

Особенно значительны достижения в разработке авиационных двигателей, без которых не было бы возможным развитие сверхзвуковой авиации.

В течение 1945—1950 гг. был совершен переход от поршневых двигателей с мощностью 3000 л. с. к первым турбореактивным двигателям с тяговой мощностью¹ 10 000 л. с., что позволило увеличить скорость с 600—700 до 1000—1100 км/час.

Переход к турбореактивным двигателям с тяговой мощностью 50 000 л. с. позволил в течение 1950—1955 гг. довести скорости до 1500—2000 км/час. К 1960 г., по мнению иностранных специалистов, авиадвигатели будут развивать мощности 200 000 л. с. и более. Они считают, что в настоящее время нет энергетических препятствий для достижения скоростей, в несколько раз превышающих скорость звука. По современным взглядам, турбореактивные двигатели могут обеспечить скорости, в 3—3,5 раза превышающие скорость звука, и высоты полета до 25 км. Особенности конструкции турбореактивных двигателей для таких больших скоростей и высот полета описаны в статье «Сверхзвуковой турбореактивный двигатель», помещенной в части I сборника.

Полет при скоростях, в 5—5,5 раза превышающих скорость звука, и на высотах до 35—40 км считается возможным с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, подобным установленному на самолете Ледюк 022 (см. часть 3 сборника). Большие возможности для увеличения скорости и особенно высоты полета открывает также использование турбореактивного двигателя совместно с жидкостным ракетным двигателем. Преимущества самолетов со смешанными силовыми установками описаны в статье «Истребители со смешанными силовыми установками».

Многоступенчатые летательные аппараты с жидкостными ракетными двигателями, не требующими для своей работы атмосферного воздуха, дают возможность выйти за пределы атмосферы и на скорости, позволяющей преодолеть силу тяготения. Некоторые вопросы, связанные с полетом на очень высоких сверхзвуковых скоростях, изложены в статье «От сверхзвуковых к гиперзвуковым скоростям».

Развитие аэродинамики самолетов и их силовых установок, открывшее неограниченные возможности для увеличения максимальной скорости полета, привело к возникновению серьезной трудности, связанной со значительным нагреванием конструкции самолета при больших скоростях. Эта трудность по аналогии со «звуковым барьером» была названа «тепловым барьером». В первом случае при приближении скорости полета к скорости звука резко возрастает лобовое сопротивление. Во втором—при скоростях выше определенного предела кинетический нагрев достигает такой степени, когда конструкция самолета начинает утрачивать прочность, а неравномерный нагрев ее создает значительные дополнительные напряжения, что может привести к разрушению самолета.

«Тепловой барьер» дает себя знать начиная со скорости порядка 2500 км/час, когда в продолжительном полете нагрев конструкции достигает до 200° С. Некоторые самолеты в настоящее время летают со скоростями, превышающими 2500 км/час, без каких-либо специальных мер, направленных на преодоление вредного влияния разогревания конструкции. Возможность таких полетов объясняется сравнительно малой их продолжительностью, когда самолет не успевает значительно нагреться. Тепловую инерцию усиливают путем применения более толстой обшивки и изоляции ее от основ-

¹Мощность турбореактивного двигателя зависит от скорости полета и пропорциональна произведению тяги на скорость.

ной конструкции. Для самолетов, рассчитанных на продолжительный полет в условиях нагрева, уже начинают применять новые, более термостойкие конструкционные материалы—титановые сплавы, нержавеющую сталь, термостойкие прозрачные материалы и, наконец, охлаждение путем циркуляции жидкости в обшивке или путем пленочного охлаждения.

На сверхзвуковых самолетах, летающих в условиях большого разогревания конструкции, применяются специальные меры по обеспечению безопасных условий для экипажа, а также нормальных условий для работы электронного оборудования, гидросмесей, авиацин и т. п. Некоторые из этих мер приведены в описаниях самолетов в частях 2 и 3 настоящего сборника. Особенности оборудования сверхзвуковых самолетов и средств спасения экипажей описаны в соответствующих статьях части 1 сборника.

Решению проблем сверхзвукового полета, в частности связанных с «тепловым барьером», в значительной мере помогают исследования с помощью экспериментальных самолетов, которые по скоростям и высотам полета на несколько лет опережают боевые самолеты. Так, например, в 1956 г. на экспериментальном самолете с жидкостным ракетным двигателем были достигнуты скорость 3680 км/час и высота полета 38 км. В постройке находится экспериментальный самолет с расчетной скоростью 6000 км/час и высотой полета более 75 км. Описаниям экспериментальных самолетов посвящена часть 2 сборника.

В части 3 приводятся описания боевых сверхзвуковых самолетов. Сверхзвуковые истребители представлены тактическими истребителями, перехватчиками, истребителями сопровождения и палубными истребителями.

Тактические истребители можно разделить на истребители-бомбардировщики и многоцелевые истребители.

Истребители-бомбардировщики в США являются основными самолетами тактической авиации. Это тяжелые машины со взлетным весом до 18 т и подвешиваемой под крылом и фюзеляжем боевой нагрузкой (бомбы, реактивные снаряды и пр.), превышающей 3 т. Они могут быть использованы в качестве носителей атомной бомбы и имеют оборудование, необходимое для прицельного ее сбрасывания с малых высот. Эти самолеты имеют радиус действия, превышающий в отдельных случаях 900 км, и оборудованы средствами заправки в воздухе.

Истребитель-бомбардировщик F-100 «Супер Сэйбр», как и идущий ему на смену F-105 «Тендерчиф», хорошо приспособлен для действий по наземным целям, но в отличие от штурмовиков, которые выполняют лишь ограниченную задачу непосредственной поддержки наземных войск, он в состоянии (при сброшенной внешней боевой нагрузке) вести воздушные бои с самолетами противника на высотах до 15—16 км, т. е. в нижнем ярусе.

Ведение воздушного боя в верхнем ярусе, на высотах до 25 км (а в будущем и выше), возлагается на другой класс истребителей со значительно лучшими данными по скорости и высоте полета. К ним принадлежат американский истребитель F-104 «Старфайтер», английский P.1, шведский J-35 «Дракэн» и др.

Эти многоцелевые самолеты предназначены не только для использования в качестве тактических истребителей верхнего яруса, но и в качестве перехватчиков системы ПВО.

Истребитель-перехватчик ПВО коренным образом отличается от истребителей другого назначения высокой степенью автоматизации процессов наведения его на цель (самолеты и ракеты противника) и ее атаки, а также наличием дальнобойного ракетного вооружения.

Дозвуковые перехватчики, такие, как F-86D, с момента выхода в район цели автоматически, без участия летчика, атакуют цель под любым курсовым углом и автоматически выходят из атаки. Они вооружены неуправ-

ляемыми реактивными снарядами, которые при атаке на пересекающихся курсах выстреливаются залпом в упрежденную точку, чем как бы создается огневая завеса на пути цели.

Еще большую степень автоматизации имеют сверхзвуковые перехватчики F-102, F-106, CF-105, вооруженные управляемыми реактивными снарядами с дальностью 8—12 км. На некоторых из них автоматизирован не только процесс атаки и выхода из нее, но и выход самолета в район цели, а также возвращение его на свой аэродром. В таких системах роль летчика сводится только к наблюдениям за работой автоматического оборудования. От этих самолетов один шаг до беспилотных перехватчиков.

Во Франции получил развитие класс легких перехватчиков («Тридан», «Мираж», «Гриффон» и др.), обладающих большой скоростью и высотой, но малой продолжительностью полета. Они снабжены смешанной силовой установкой и не имеют такой высокой степени автоматизации, как американские перехватчики.

Сверхзвуковые истребители сопровождения представлены американским самолетом F-101 «Вуду», который предназначался для сопровождения бомбардировщиков стратегической авиации. Но, по последним сообщениям прессы, ВВС США отказались от сопровождения своих стратегических бомбардировщиков. Самолеты F-101 будут использованы в разведывательном варианте RF-101A и в варианте дальнего истребителя-перехватчика F-101B.

На вооружение авиации военно-морского флота США и Великобритании, базирующейся на авианосцы, также начинают поступать сверхзвуковые истребители. В сборнике они представлены американскими самолетами «Крузэйдэр» и «Тигр» и английским «Симитэр». Данные других палубных сверхзвуковых самолетов приведены в прилагаемой к сборнику таблице.

В настоящий сборник оказалось возможным включить описание только одного сверхзвукового бомбардировщика (американский самолет «Хаслер»), однако можно ожидать, что в ближайшее время начнутся летные испытания ряда новых бомбардировщиков со скоростями, значительно превышающими скорость звука.

Между истребителями и бомбардировщиками всегда было соревнование в скорости, и бомбардировщики обычно быстро приближались в этом отношении к истребителям. Сейчас серийные истребители имеют скорости до 2200 км/час, у опытного бомбардировщика «Хаслер» В-58 она составляет приблизительно 1800—1900 км/час. Создание бомбардировщиков встречает основные трудности по линии обеспечения дальности. Как показано в статье Холла, помещенной в сборнике, аэродинамическое качество у сверхзвукового самолета по сравнению с дозвуковым уменьшается почти втрое. Однако, поскольку дальность полета пропорциональна произведению аэродинамического качества на к.п.д. силовой установки, а последний растет с ростом крейсерской скорости, оказывается возможным создать дальний сверхзвуковой самолет. Но величина указанного произведения приближается к дозвуковому значению только при числе $M = 2,5$, когда уже вступает в свои права кинетический нагрев.

Следовательно, проблема создания дальнего сверхзвукового самолета переплетается с не решенной еще проблемой длительного полета в условиях разогревания конструкции. Этим и объясняется, что до сих пор нет еще ни одного бомбардировщика со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета.

Первый американский сверхзвуковой бомбардировщик, проходящий испытания, рассчитан на кратковременный сверхзвуковой полет у цели, к которому он переходит «прыжком» от крейсерования на дозвуковой скорости. При этом у него значительно возрастает высота полета. Американцам не удалось получить от самолета «Хаслер» большой дальности полета, несмотря на то, что в его конструкции и аэродинамике были применены

новейшие достижения (бесхвостая схема, «правило площадей», коническая крутка крыла, склеивание вместо клепки и т. д.). Будущее не может принадлежать этому бомбардировщику со сверхзвуковой аэродинамической схемой и дозвуковой крейсерской скоростью, поскольку малое аэродинамическое качество не компенсируется при этом возрастанием к.п.д. силовой установки за счет скоростного напора. Поэтому следующим шагом будут бомбардировщики с крейсерской скоростью 2000—2500 км/час, о проектировании которых упоминается в части 3 сборника.

Дальнейшее увеличение дальности сверхзвуковых самолетов может быть достигнуто за счет применения новых высококалорийных топлив, например пентаборана с теплотворной способностью 16 000 вместо примерно 10 000 килокалорий у керосина. Но при этом придется преодолеть ряд трудностей, связанных с коррозионностью этого топлива и оседанием на турбине и в тракте двигателя окисей бора в виде слизи, что до сих пор ограничивало применение пентаборана только форсажными камерами турбореактивных двигателей и прямоточными двигателями управляемых снарядов.

В материалах сборника упоминается о работах американцев над бомбардировщиком WS-110 с турбореактивными двигателями, работающими на пентаборане, который имеет при расчетной крейсерской скорости, превышающей $M=2$, дальность полета более 16 000 км.

Дальнейшим шагом в области сверхзвуковых бомбардировщиков может быть самолет с атомными силовыми установками, работы над которым ведутся в нескольких странах.

В заключение следует упомянуть, что сборник не содержит никаких материалов, касающихся коммерческих сверхзвуковых самолетов, так как ни один из них еще не создан. Однако нет никаких сомнений в том, что вслед за военными сверхзвуковыми самолетами появятся и гражданские самолеты со сверхзвуковой скоростью полета. Одной из задач современного самолетостроения является создание самолетов со сверхзвуковой крейсерской скоростью, обеспечивающей перелет между любыми двумя пунктами земного шара в течение одного дня. Но решение этой задачи потребует упорной работы в течение многих лет.

При критическом отношении к материалам, помещенным в данном сборнике, читатели могут извлечь из них полезные данные о направлениях развития авиационной техники за рубежом.

Сборник может представить определенный интерес как для специалистов авиационной промышленности и ВВС, так и для учащихся специальных учебных заведений, а также для широкого круга читателей.

Н. И. Листвин.

ЧАСТЬ I

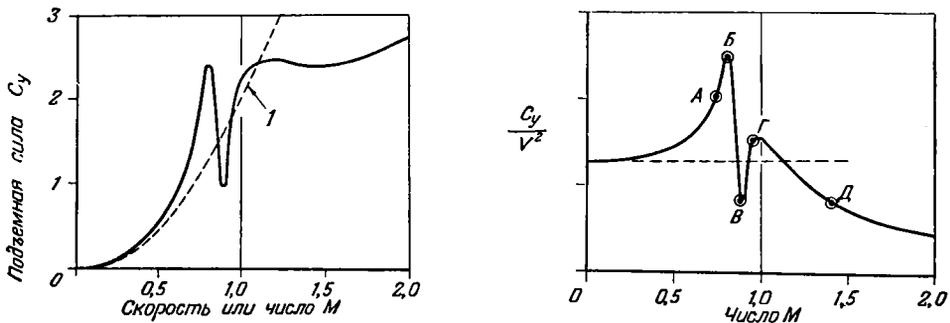
**ОБЩИЕ ПРОБЛЕМЫ
СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ**

*

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИКИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Изучение явлений, происходящих в области сверхзвуковых и особенно околосвуковых скоростей, встречает большие трудности. Само понятие «область околосвуковых скоростей» является неопределенным, так как эта область может простирается в зависимости от конкретных условий от числа $M = 0,5$ до числа $M = 1,5$. Главные трудности в этой области связаны с большими дозвуковыми числами M , близкими к $M = 1$; вероятно, эти трудности и послужили поводом для появления выражения «звуковой барьер».

Одним из основных законов дозвуковой аэродинамики является пропорциональность аэродинамических сил квадрату скорости. Эта зависимость представлена на фиг. 1 параболой, а на фиг. 2—прямой линией, параллельной оси абсцисс. Приведенные на фиг. 1 и 2 кривые относятся к обычному крылу при небольшом угле атаки, когда поток не отрывается от обтекаемой им поверхности. По мере приближения к скорости звука квадратичный закон зависимости подъемной силы от скорости резко нарушается.

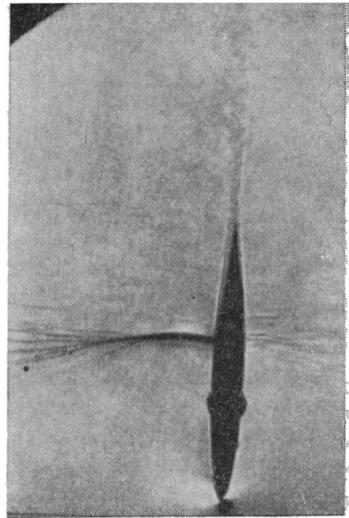
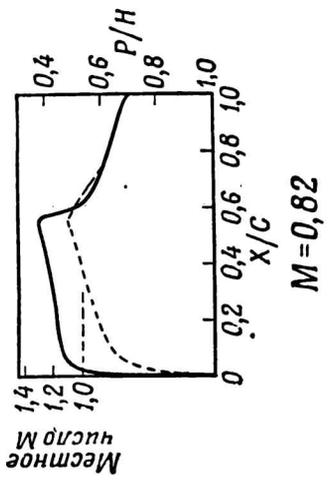
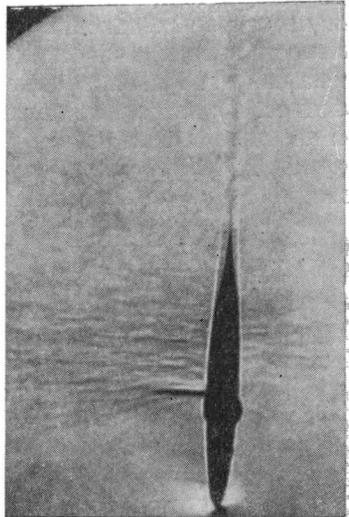
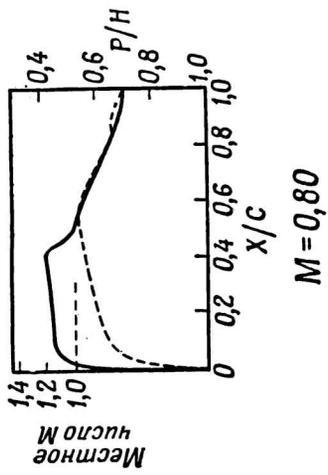
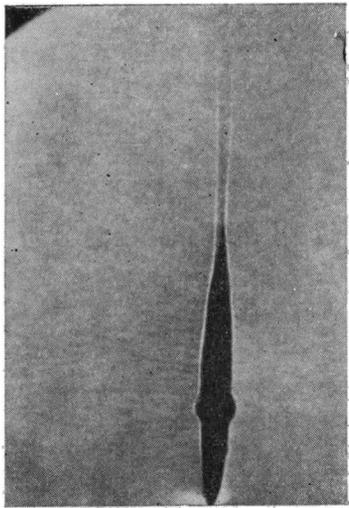
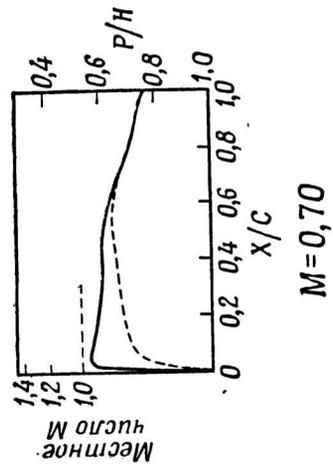


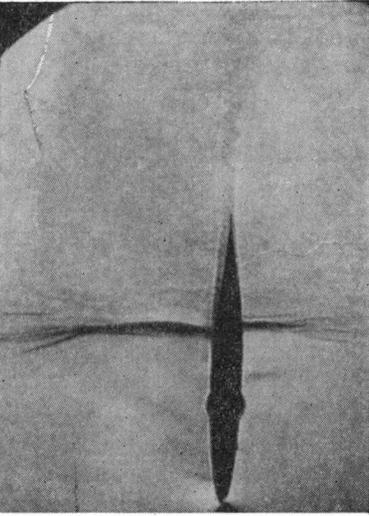
Ф и г. 1 и 2. Зависимость подъемной силы C_y и величины $\frac{C_y}{V^2}$ от скорости при постоянном угле атаки.

1—подъемная сила пропорциональна квадрату скорости.

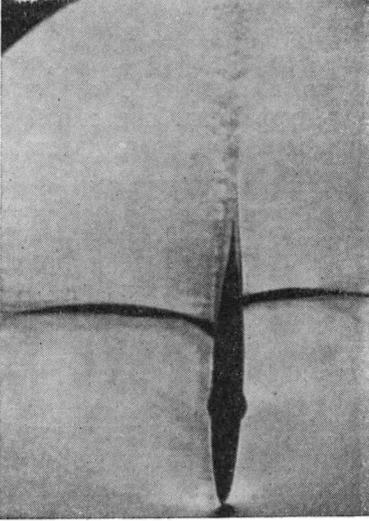
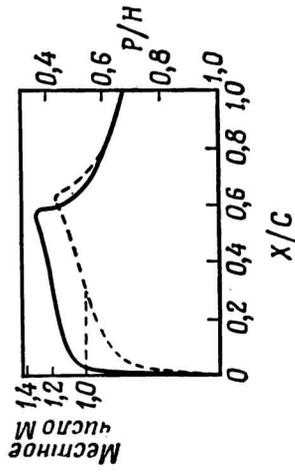
С увеличением скорости происходят значительные изменения в плотности воздуха. Это дало возможность использовать для различных методов фотографирования картины обтекания свойство света проходить с меньшей скоростью сквозь более плотный воздух. Фотографии обтекания делаются с очень короткими выдержками (около 0,000001 сек.). Основная особенность подобных фотографий заключается в том, что на них изображаются линии, обычно пересекающиеся с направлением потока и указывающие на наличие градиента плотности и, следовательно, градиента давления в направлении потока. Такие изменения плотности в потоке могут происходить только при сверхзвуковой скорости.

На фиг. 3 показано несколько фотографий обтекания профиля крыла при постоянном угле атаки, равном 2° . При числе $M = 0,8$ на верхней поверхности крыла появляется «скачок уплотнения», который распространяется

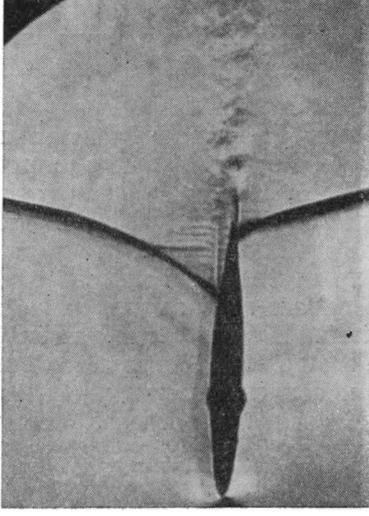
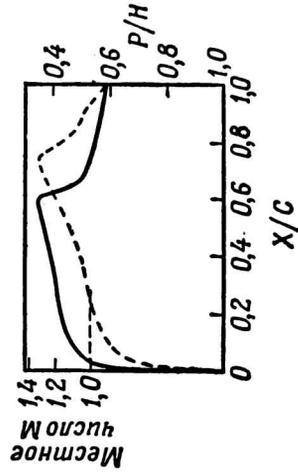




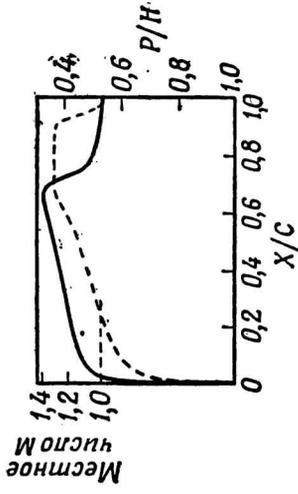
$M = 0,83$



$M = 0,85$



$M = 0,87$



Ф и Г. 3. Обтекание прямого крыла при постоянном угле атаки. Графики показывают распределение давления по поверхности и местное число M .

на небольшое расстояние перпендикулярно потоку. Скачок усиливается с ростом скорости, а при больших числах M отклоняется назад и распространяется далеко от поверхности крыла. За крылом видна расширяющаяся с ростом скорости турбулентная спутная струя. Несколько позже возникает скачок также и на нижней поверхности крыла.

Причиной возникновения местной звуковой скорости при общей дозвуковой скорости потока является выпуклость профиля крыла, что приводит к большому увеличению скорости обычно на верхней поверхности крыла.

Именно в результате этого явления возникает главная проблема больших дозвуковых и околосзвуковых скоростей. Воздух легко разгоняется до сверхзвуковой скорости, но торможение его до общей дозвуковой скорости потока происходит чаще всего резко и сопровождается увеличением давления в скачке уплотнения. Появление скачка уплотнения приводит к возникновению неблагоприятного градиента давления у поверхности крыла и к преждевременному отрыву потока.

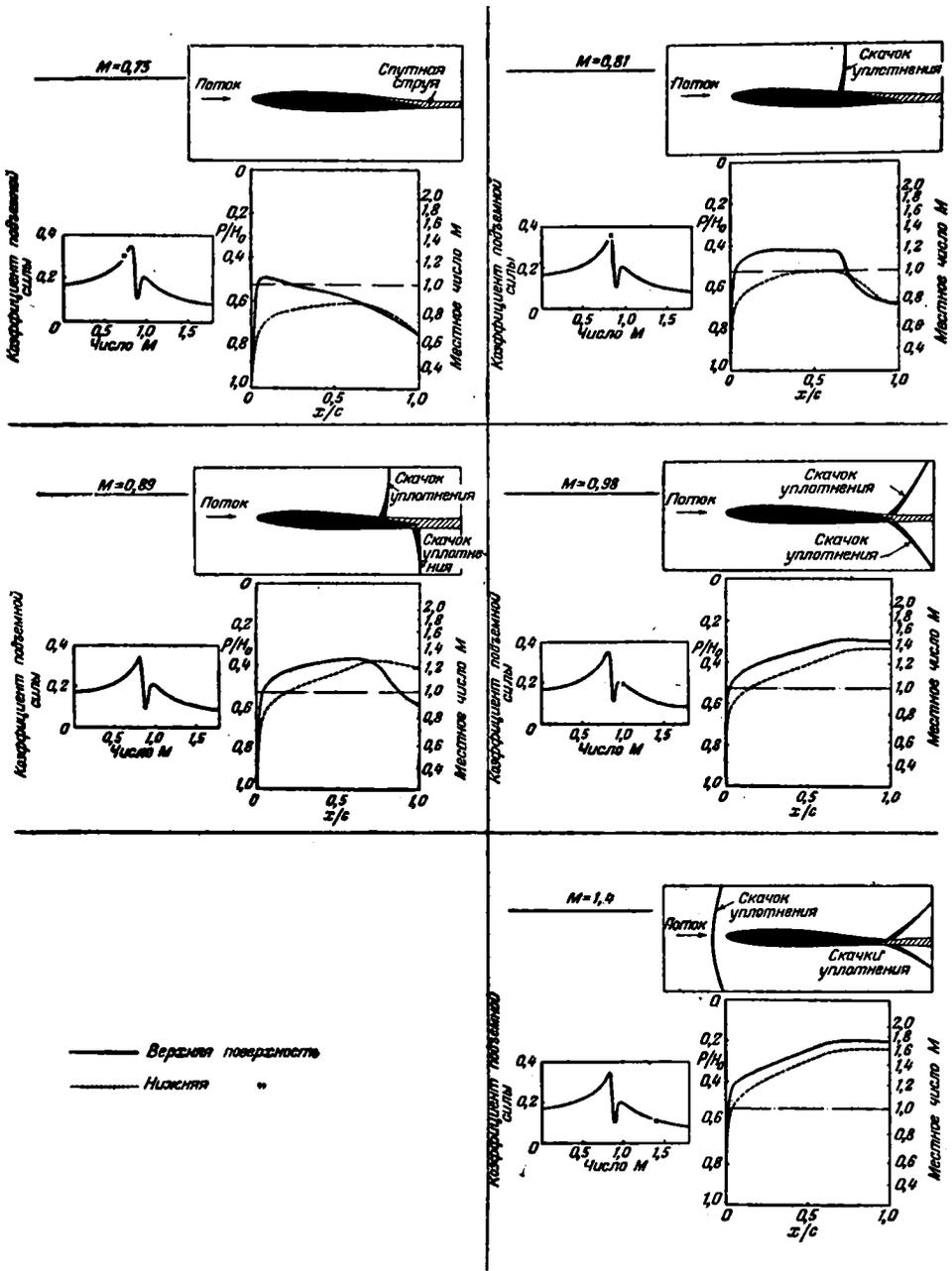
Более подробно и наглядно этот процесс показан на фиг. 4—8, где схематически воспроизведены условия обтекания, соответствующие точкам *A*, *B*, *B*, *Г* и *Д* на фиг. 2.

При обтекании профиля со скоростью, соответствующей числу $M = 0,75$ (фиг. 4), на верхней поверхности его, на расстоянии около 10% хорды от носка, скорость становится сверхзвуковой, но последующее торможение потока происходит без образования скачка. Коэффициент подъемной силы приблизительно на 60% больше своей дозвуковой величины, что достаточно хорошо согласуется с теорией.

Обтекание профиля при числе $M = 0,81$ (фиг. 5) соответствует точке *B* на фиг. 2. Коэффициент подъемной силы достигает максимальной величины, вдвое превышающей дозвуковую. На верхней поверхности крыла поток становится сверхзвуковым на протяжении 70% хорды от носка. Затем давление быстро возрастает, что соответствует появлению скачка уплотнения. Из-за отрыва потока у основания скачка спутная струя становится заметно шире, чем в случае *A*. На нижней поверхности поток остается еще дозвуковым, и скачок уплотнения не образуется.

При переходе от точки *B* к точке *B* (фиг. 2) с увеличением числа M от $M = 0,81$ до $M = 0,89$ коэффициент подъемной силы резко падает до $\frac{2}{3}$ своей дозвуковой величины (фиг. 6). Следует особо отметить, что условия на верхней поверхности мало отличаются от условий в точке *B*, в то время как условия на нижней поверхности коренным образом изменяются. Почти на всем протяжении хорды на нижней поверхности поток становится сверхзвуковым, и торможение его сопровождается появлением скачка уплотнения у задней кромки профиля. Этот скачок фактически отделяет верхнюю поверхность от нижней, и давление у задней кромки сверху и снизу становится различным, причем на верхней поверхности оно больше, чем на нижней. Подъемная сила резко падает, а центр давления, который до точки *B* медленно перемещался назад, внезапно уходит вперед. Отрыв потока у основания скачка на верхней поверхности становится более заметным, и турбулентная спутная струя расширяется. Условия обтекания соответствуют последней фотографии на фиг. 3.

При дальнейшем увеличении скорости коэффициент подъемной силы быстро возрастает и при числе $M = 0,98$ в точке *Г* достигает приблизительно величины, которую он имел при малой скорости (фиг. 7). Скачок на верхней поверхности сдвигается к задней кромке, и обтекание становится почти симметричным. Спутная струя сужается, разность давлений на верхней и нижней поверхностях остается почти одинаковой по всей хорде, так что центр давления опять сдвигается приблизительно к середине хорды. Таким образом, центр давления, который находился примерно на 25% хорды в точ-



Ф и г. 4—8. Изменения картин обтекания крыла, местного числа M , распределения давления и коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки для разных чисел M .

ке A ($M=0,75$), переместился в точке Γ ($M=0,98$) назад до 50% хорды, причем это перемещение прерывалось скачком вперед в точке B .

Теперь поток достиг практически скорости звука, и при увеличении числа M условия близ крыла остаются почти постоянными. В точке D , где число $M=1,4$ (фиг. 8), коэффициент подъемной силы плавно уменьшается до $\sim 2/3$ своей дозвуковой величины. Скачки на задней кромке остаются, но угол между ними уменьшается. Наибольший интерес представляет появление отсоединенного скачка уплотнения перед передней кромкой, который носит название головной волны. Поток вокруг крыла полностью сверхзвуковой, за исключением очень небольшой зоны перед скругленным носком профиля за головной волной. Через эту волну не могут пройти никакие изменения давления, вызванные крылом. Постепенное уменьшение коэффициента подъемной силы при дальнейшем возрастании числа M хорошо согласуется с теорией.

Следует заметить, что только измерения распределения давления и фотографирование потока дали возможность установить точную картину обтекания в точке B . Очевидно, что именно в изменении обтекания при переходе от точки B к точке B и от точки B к точке Γ заключается главная проблема большой дозвуковой скорости, которая связана с тенденцией скачка уплотнения на верхней поверхности задерживаться в своем движении к задней кромке.

На основании приведенных материалов можно представить следующую картину обтекания крыла при околосзвуковых скоростях. Сверхзвуковые скорости возникают вначале на верхней поверхности, так как местные скорости здесь выше. Образующийся скачок уплотнения по мере увеличения скорости движется по направлению к задней кромке. Скачок может двигаться только при условии, что перепад давления в нем достаточен для того, чтобы заполнить расширяющийся разрыв между давлением в сверхзвуковой части потока перед скачком, которое падает по мере его продвижения назад и давлением в дозвуковом потоке за скачком, которое возрастает вдоль по хорде. В некоторый момент при движении скачка назад этот разрыв давлений часто становится слишком большим, чтобы его мог преодолеть заторможенный воздух в пограничном слое близ поверхности, и это вызывает отрыв пограничного слоя. Отрыв изменяет форму скачка таким образом, что перепад давления у поверхности ограничивается приблизительно постоянной величиной. Движение скачка к задней кромке прекращается, и скачок устанавливается в определенном положении по хорде.

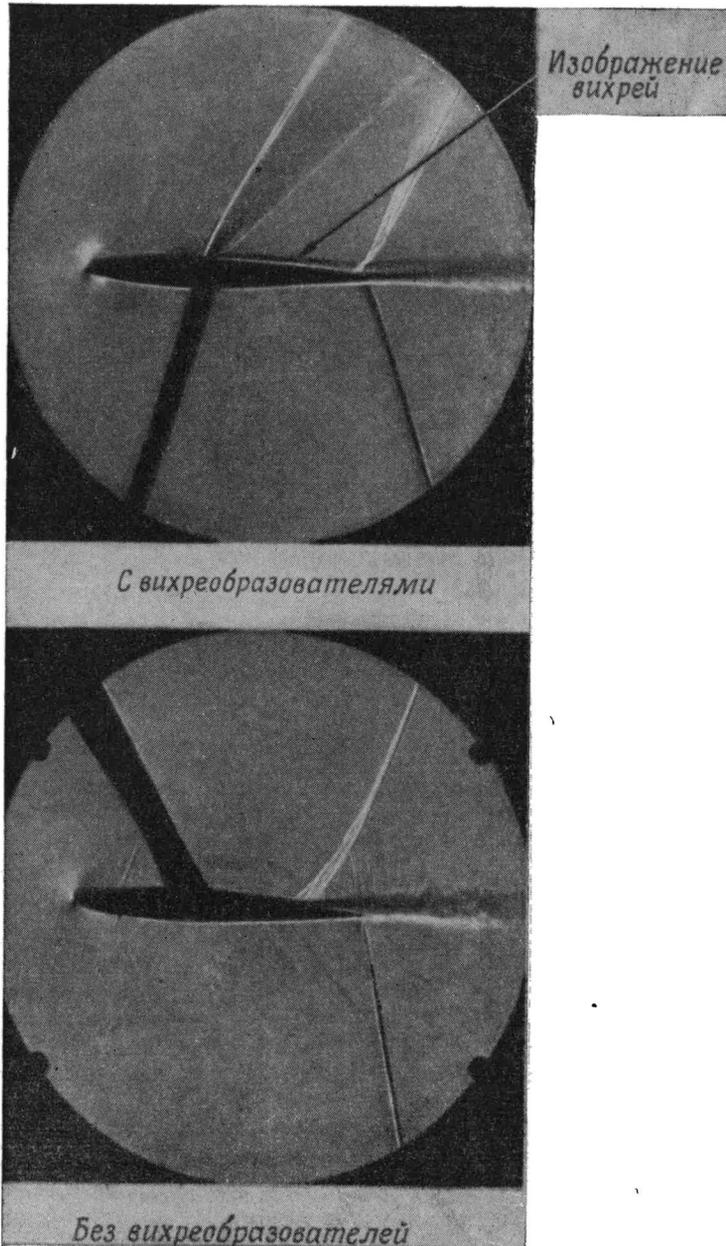
Правильность приведенного описания взаимодействия пограничного слоя и скачка уплотнения, т. е. вязкости и сжимаемости, можно проверить, например, отсасыванием пограничного слоя. Отсасывание пограничного слоя сквозь обшивку дает ожидаемый эффект, но не находит практического применения. Другим способом является увеличение энергии пограничного слоя путем увеличения его скорости при помощи так называемых вихреобразователей потока¹.

В одной из схем (фиг. 9) небольшое количество воздуха, имеющего большую скорость, впрыскивалось с помощью вихреобразователей в пограничный слой на большом расстоянии перед скачком. На фиг. 9 нижний снимок показывает обтекание профиля без вихреобразователей; в этом случае ясно виден отрыв пограничного слоя на верхней поверхности за скачком. На верхнем снимке показано обтекание профиля с вихреобразователями, установленными на верхней поверхности примерно на $1/3$ хорды от передней кромки; отрыв пограничного слоя фактически отсутствует, и скачок

¹ Выступающие в поток пластинки высотой 50—70 мм, за которыми образуются небольшие вихри.—Прим. ред.

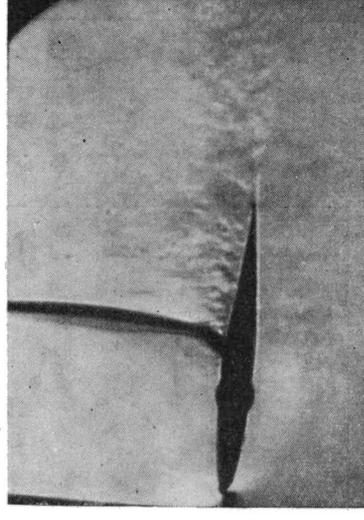
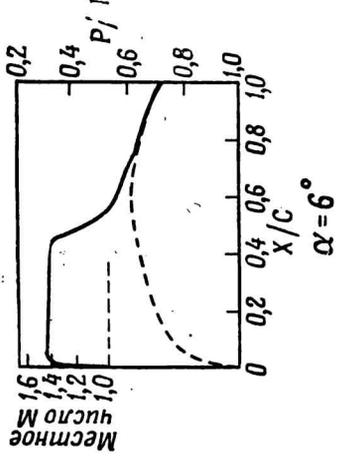
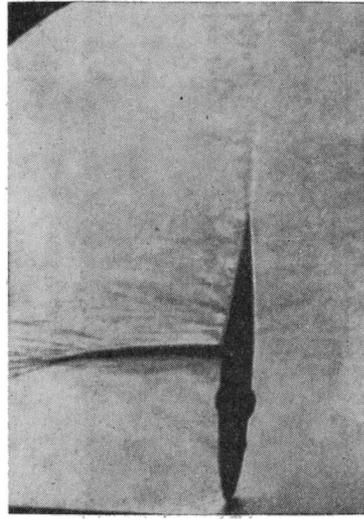
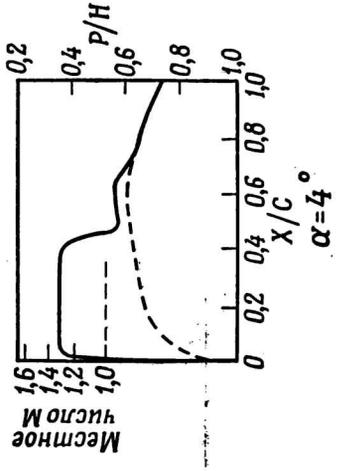
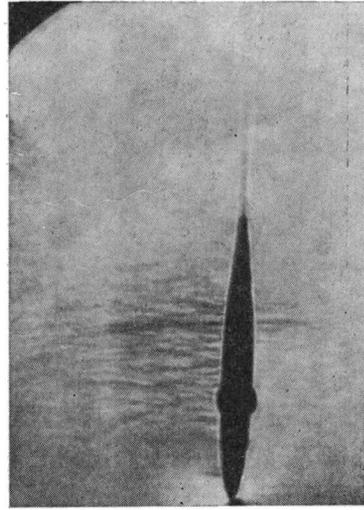
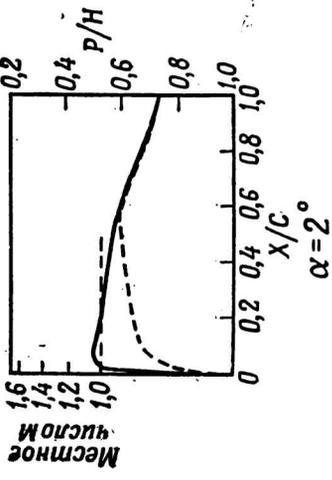
на верхней поверхности сместился к задней кромке. На снимке видны небольшие скачки и изображение вихрей, созданных вихреобразователями.

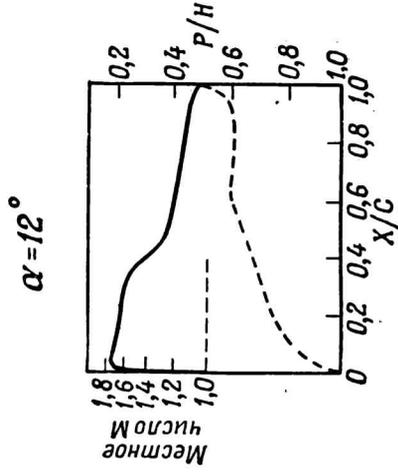
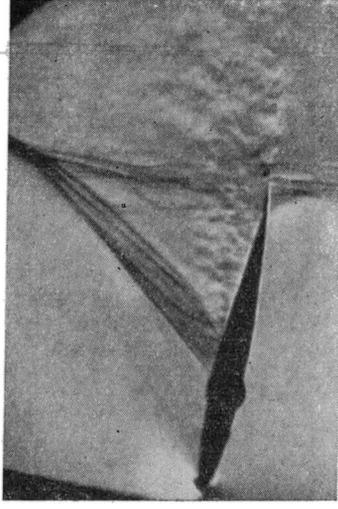
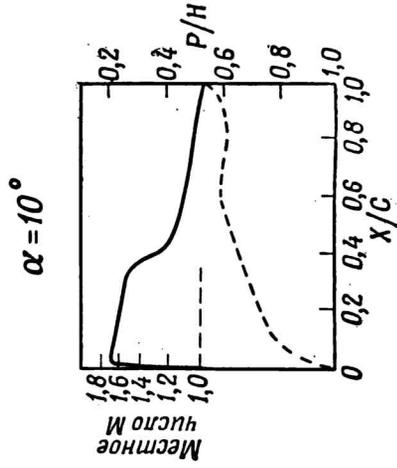
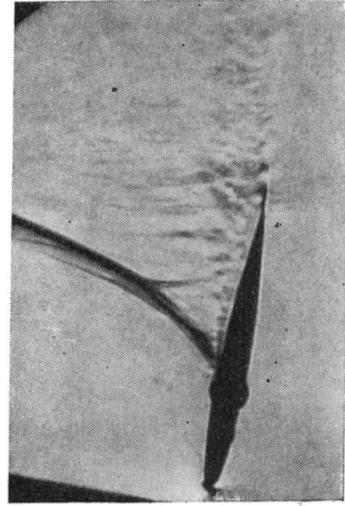
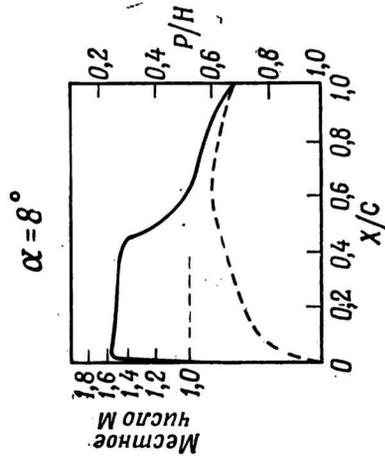
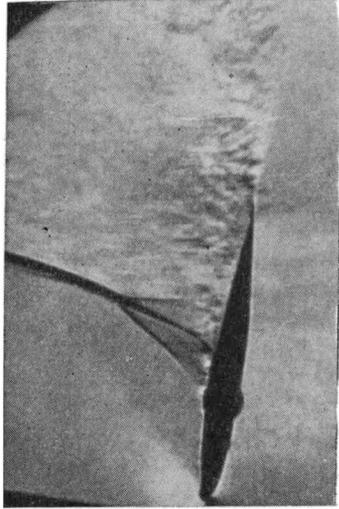
Значительное влияние на картину обтекания оказывает угол атаки профиля. Для сравнения с фиг. 3, где показано обтекание профиля



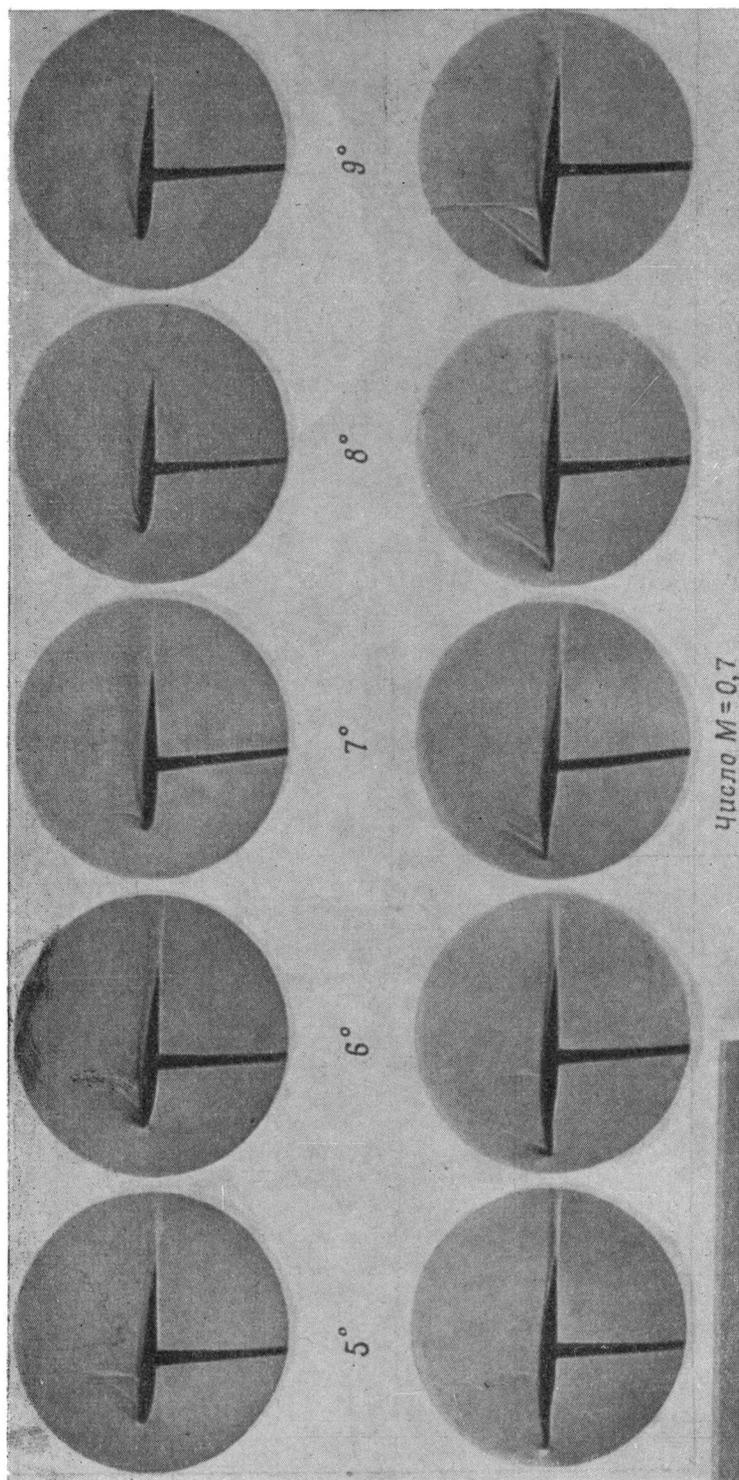
Ф и г. 9. Влияние вихреобразователей на отрыв пограничного слоя при числе $M=0,93$ и угле атаки 2° .

с разными скоростями при постоянном угле атаки, на фиг. 10 представлено обтекание профиля с постоянным числом $M=0,75$ при изменении





Ф и г. 10. Обтекание прямого крыла при различных углах атаки потоком со скоростью, соответствующей числу $M=0,75$.
Графики представляют распределение давления по поверхности и местное число M .



Ф и г. 11. Влияние изменения формы носка профиля на отрыв пограничного слоя при числе $M=0,7$.
Без модификации носка отрыв происходит при угле атаки 5° , на модифицированном профиле—при 8° .

угла атаки от 2 до 12°. Очевидно, во-первых, что влияние сжимаемости в обоих случаях в общем одинаково, но при увеличении угла атаки интенсивные скачки уплотнения создаются увеличивающимися местными сверхзвуковыми скоростями, которые в свою очередь являются следствием уменьшения давления на верхней поверхности с ростом угла атаки. Во-вторых, при увеличенных углах атаки отрыв за скачком усиливается и создает широкую спутную струю.

Используя свойство сверхзвукового потока огибать острые углы без срыва обтекания, можно отодвинуть начало срыва на большие числа M (или на большие углы атаки при данном числе M). На фиг. 11 на верхних снимках у обычного профиля при числе $M=0,7$ уже при угле атаки 5° на передней кромке начинается срыв обтекания. На нижних снимках профиль имеет наплыв, уменьшающий радиус кривизны носка и увеличивающий кривизну профиля. Этот наплыв заставляет поток огибать профиль без отрыва пограничного слоя на передней кромке, отодвигая начало срыва потока на 3°.

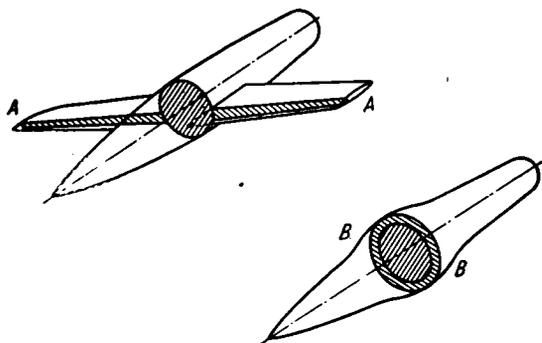
В заключение необходимо указать, что приведенные фотографии обтекания относятся к прямоугольному крылу. Фактически почти все околосзвуковые самолеты имеют стреловидные крылья. Это объясняется тем, что при стреловидности крыла основные местные эффекты сжимаемости определяются не всей скоростью потока, а только одной ее составляющей, перпендикулярной к направлению местных линий равного давления, идущих по размаху. Если крыло не имеет сужения в плане, эти линии приблизительно параллельны передней или задней кромке. При наличии сужения местная стреловидность имеет наибольшую величину у передней кромки и наименьшую у задней. Количественная оценка влияния стреловидности в каждом конкретном случае представляется затруднительной. Поскольку, однако, обычно применяемый угол стреловидности достаточно велик, приближенно следует принять, что полетные числа M , эквивалентные условиям, показанным на приведенных графиках (фиг. 3), будут, вероятно, на 40% больше, чем указано на графиках.

Сокращенный перевод доклада У. С. Фаррена «Аэродинамическое искусство», сделанного им на заседании Английского авиационного общества (J. of the Royal Aeronautical Soc., v. 60, № 547, 1956).

О «ПРАВИЛЕ ПЛОЩАДЕЙ»

Хорошо известно, что с приближением скорости самолета к скорости звука его лобовое сопротивление резко возрастает.

Итоги исследований взаимного влияния потоков, обтекающих крыло и фюзеляж, позволили сформулировать правило проектирования околозвуковых самолетов, получившее название «правила площадей». По этому правилу «комбинация крыла с фюзеляжем будет иметь наименьшее сопротивление, если распределение по длине самолета сечений, нормальных к потоку,



Ф и г. 1. Комбинация крыла с фюзеляжем и эквивалентное тело вращения.

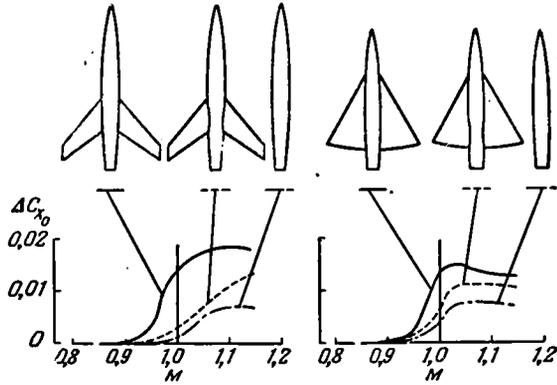
имеет тот же характер, что и у тела вращения наименьшего сопротивления». Практически это значит, что сечения фюзеляжа на участке крыла должны быть уменьшены на величину, равную площади нормального к потоку данного сечения крыла.

Это правило вначале было сформулировано теоретически на базе линейной теории сверхзвуковых течений. Математически было показано, что волновое сопротивление комбинации крыла с фюзеляжем зависит от осевого распределения площадей поперечных сечений

комбинации в целом, и расчет ее волнового сопротивления можно существенно упростить, сведя его к расчету эквивалентного тела вращения.

Комбинация крыла с фюзеляжем и эквивалентное тело вращения показаны на фиг. 1. Площадь сечения AA комбинации распределена в виде наплыва на теле вращения в соответствующем сечении BB . Сравнительные испытания моделей крыла с фюзеляжем и эквивалентных тел вращения в аэродинамической трубе показали, что картины полей обтекания, т. е. систем скачков уплотнения, у комбинации крыла с фюзеляжем и эквивалентного тела вращения в основном одинаковы (наибольшее различие наблюдается вблизи обтекаемых тел; по мере удаления от них различие постепенно исчезает). Так как прирост сопротивления тонкого крыла малого удлинения вызван главным образом волновыми потерями именно в той части поля обтекания, где имеется совпадение картины скачков уплотнения, этот эксперимент качественно подтвердил, что прирост сопротивления у комбинации крыла с фюзеляжем и у эквивалентного тела вращения будет одинаковым. Вслед за этим измерялись приросты сопротивления моделей комбинаций фюзеляжа с различными стреловидными, треугольными и прямыми крыльями и соответствующих эквивалентных тел вращения при числе $M = 1,03$. Приросты сопротивления комбинаций и эквивалентных тел вращения соответствовали друг другу.

Далее было доказано, что прирост сопротивления при околосзвуковых скоростях будет минимальным, если комбинация крыла с фюзеляжем деформируется таким образом, что распределение площадей поперечных сечений ее станет аналогичным гладкому телу вращения наибольшего возможного удлинения. На фиг. 2 представлены результаты исследований двух компоновок в аэродинамической трубе. Слева даны графики прироста сопротивления при нулевой подъемной силе для комбинаций фюзеляжа—тело вращения с удлинением 11—со стреловидным крылом (стреловидность 45° , относительная толщина 6%, удлинение 4). Сплошная линия соответствует модели без поджатия фюзеляжа, а пунктирная—модели с поджатием в соответствии с «правилом площадей». Для сравнения приведена также кривая прироста сопротивления для первоначального фюзеляжа без крыла. Из графика видно, что в пределах $M = 1,0—1,05$ поджатие фюзеляжа уменьшает прирост сопротивления на 90%. Если число M превысит 1,05, выигрыш от поджатия уменьшится.



Ф и г. 2. Влияние поджатия фюзеляжа на прирост лобового сопротивления при околосзвуковых скоростях.

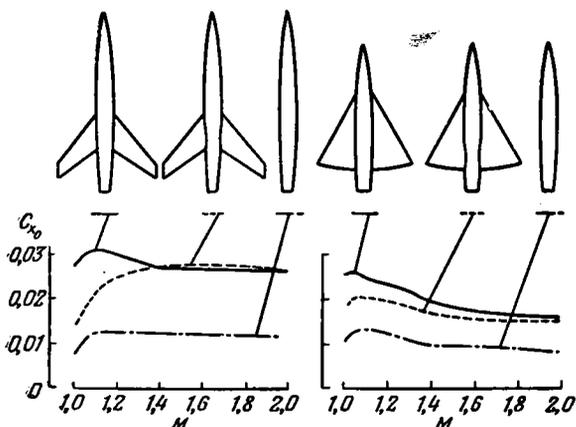
Справа приведены аналогичные графики комбинаций фюзеляжа—тело вращения с удлинением 7,5—с треугольным крылом (стреловидность 60° , относительная толщина 4%). В этом случае поджатие фюзеляжа также значительно снижает лобовое сопротивление самолета.

Такие опыты были проведены и с рядом других комбинаций фюзеляжа со стреловидным, треугольным и прямыми крыльями. Все они подтвердили выгоду поджатия фюзеляжа в соответствии с «правилом площадей». Выигрыш оказался примерно одинаковым при значениях коэффициента подъемной силы от 0 до 0,4. При увеличении этого коэффициента выигрыш от поджатия фюзеляжа уменьшался.

Дальнейшую проверку «правило площадей» получило на практике путем наиболее выгодного распределения площадей поперечных сечений фюзеляжа. Примером применения «правила площадей» может служить истребитель Конвэр F-102A (см. фиг. 1 на стр. 154). Модификация фюзеляжа заключалась в удлинении носовой части, поджатии в месте сочленения с крылом и увеличении сечения хвостовой части для заполнения провала в диаграмме площадей поперечных сечений самолета и приближения ее к диаграмме тела вращения наименьшего сопротивления. До модификации самолет в горизонтальном полете не мог перейти через скорость звука. После модификации он с тем же двигателем развивал сверхзвуковую скорость даже при наборе высоты. Утверждают, что проектирование самолетов с учетом «правила площадей» дает выигрыш в летных данных некоторых самолетов до 25%.

На фиг. 3 представлены диаграммы коэффициентов полного лобового сопротивления, характеризующие применимость «правила площадей» на скоростях до $M=2$. Здесь изображены результаты продувок при числах $M=1,15—2$ в сверхзвуковой аэродинамической трубе переменного давления тех же компоновок, что на фиг. 2.

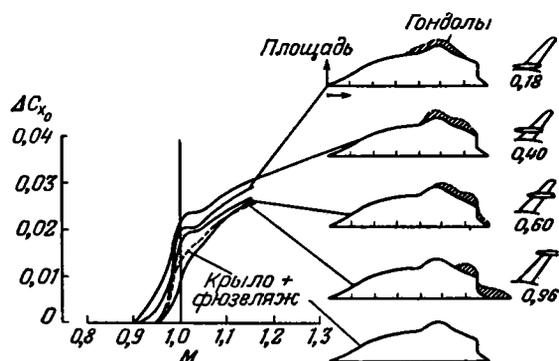
Интересно, что для комбинации стреловидного крыла с фюзеляжем выигрывает в лобовом сопротивлении получается только до чисел $M=1,4$. Поджатие фюзеляжа не влияет на лобовое сопротивление при $M=1,4-2,0$.



Ф и г. 3. Влияние поджатия фюзеляжа на полное лобовое сопротивление при сверхзвуковых скоростях.

стреловидность 45° , толщину 6%, удлинение 6). Справа изображены эпюры поперечных сечений, изменяющихся в зависимости от положения гондол. Наименьшее сопротивление получается при положении гондол на концах крыла, так как при этом улучшается эпюра площадей. Эпюра имеет удлиненную форму с более плавным изменением по всей длине (т. е. приближается к телу вращения наибольшего удлинения).

Таким образом, «правило площадей» является простым средством учета взаимного влияния частей самолета для уменьшения его лобового сопротивления при околозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Однако оно не универсально. Для некоторых компоновок самолетов в результате применения «правила площадей» увеличивается дозвуковое сопротивление, обусловленное поверхностным трением. В этих случаях волновое сопротивление хотя и уменьшается, но суммарное сопротивление самолета все же возрастает. Иногда характеристики самолета могут быть ухудшены вследствие усложнения и утяжеления конструкции самолета из-за необходимости искривления лонжеронов фюзеляжа.



Ф и г. 4. Влияние положения гондол двигателей на сопротивление самолета.

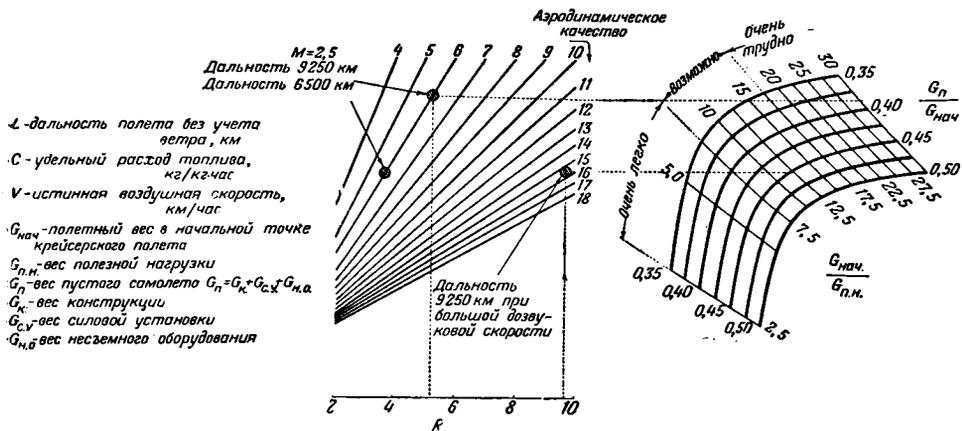
О ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Дальность полета самолета, который летит большую часть пути на крейсерском режиме в стратосфере, определяется следующей формулой:

$$L = \frac{kV}{c} \ln \frac{G_{\text{нач.}}}{G_{\text{б.т.}}},$$

где L —крейсерская дальность без учета ветра, k —аэродинамическое качество на крейсерском режиме, V —крейсерская скорость, c —удельный расход топлива двигателей, $G_{\text{нач.}}$ —полетный вес в начале крейсерского режима, $G_{\text{б.т.}}$ —вес самолета без топлива.

Эта формула применима к самолету с любым типом силовой установки и с любой аэродинамической компоновкой, если полет происходит при постоянном аэродинамическом качестве.



Ф и г. 1. Номограмма для определения параметров, влияющих на дальность крейсерского полета в стратосфере.

Вес самолета без топлива представляет собой сумму весов пустого самолета (конструкция, силовая установка и несъемное оборудование) и полезной нагрузки, включающей съемное оборудование, необходимое для выполнения данного задания, коммерческую нагрузку и экипаж. Дальность полета связана с этими весами следующим соотношением:

$$\frac{G_{\text{п.н.}}}{G_{\text{нач.}}} + \frac{G_{\text{п.}}}{G_{\text{нач.}}} = \frac{Lc}{ekV}.$$

где $G_{\text{п.н.}}$ —вес полезной нагрузки, $G_{\text{п.}}$ —вес пустого самолета, $G_{\text{п.}} = G_{\text{к.}} + G_{\text{с.у.}} + G_{\text{н.о.}}$; $G_{\text{к.}}$, $G_{\text{с.у.}}$, $G_{\text{н.о.}}$ соответственно веса конструкции, силовой установки и несъемного оборудования соответственно.

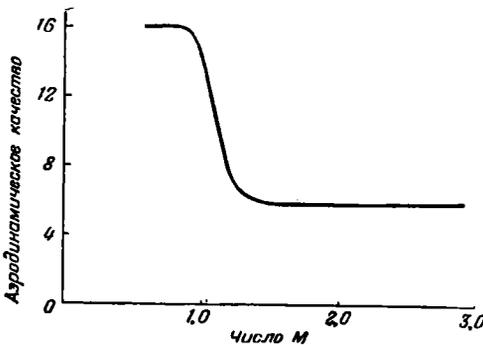
Уравнение дальности может быть представлено в виде графика, показанного на фиг. 1, где связаны между собой величины $\frac{Lc}{V}$, k , $\frac{G_{\text{п.}}}{G_{\text{нач.}}}$ и $\frac{G_{\text{п.н.}}}{G_{\text{нач.}}}$. По-

требная дальность полета L , крейсерская скорость V и удельный расход топлива c определяют величину параметра $\frac{Lc}{V}$. Эта величина сносится на кривую расчетного аэродинамического качества на левой половине графика; при движении от полученной точки вправо по горизонтали получают величины $\frac{G_{п.н.}}{G_{нач.}}$ и $\frac{G_{п.н.}}{G_{нач.}}$.

Характерной особенностью является быстро изменяющийся наклон кривых на правой половине графика. При большом наклоне кривых требуемая дальность получается легко, так как отступления от расчетных величин аэродинамического качества или веса пустого самолета оказывают сравнительно слабое влияние. При уменьшении наклона кривых даже небольшие отклонения аэродинамических или весовых параметров резко влияют на характеристики самолета. В соответствии с этим правая половина графика условно разделена на области «легкую», «возможную» и «трудную», хотя следует оговорить, что положение их не является совершенно точным и неизменным.

Изменение основных параметров формулы дальности

Аэродинамическое качество. При дозвуковых числах M (до $M=0,85$) обычные компоновки самолетов дают возможность получить величину аэродинамического качества примерно до 16. С увеличением числа M происходит быстрое падение качества, и величина его в области умеренных сверхзвуковых скоростей ($M=1,5-3,0$) для различных компоновочных схем самолетов составит, вероятно, 5,5—6 (фиг. 2).



Ф и г. 2. Изменение аэродинамического качества в зависимости от числа M для обычных схем самолетов.

На фиг. 1 показан пример определения параметров самолета, для которого приняты указанные величины качества. Удельный расход топлива взят равным $\sim 1,0$ при дозвуковой скорости и около 1,5 при скорости, соответствующей числу $M=2,5$. Из графика видно, что если относительный вес пустого самолета предположить равным 0,45 или меньше, то не слишком

трудно получить дальности полета 9250 и 6500 км при большой дозвуковой скорости и при числе $M=2,5$ соответственно. Однако получение очень больших дальностей при умеренных сверхзвуковых скоростях представляется затруднительным при использовании существующих химических топлив, если не будут достигнуты существенные успехи в улучшении аэродинамического качества или удельного расхода топлива. Из фиг. 1 видно, что сверхзвуковой самолет с дальностью около 9000 км имеет в сравнении с дозвуковым самолетом с той же дальностью очень малую полезную нагрузку и чрезвычайно чувствителен к малейшим изменениям аэродинамического качества и веса пустого самолета.

Падение качества при сверхзвуковых скоростях происходит в результате возникновения волнового сопротивления. Несколько лет назад были достигнуты значительные успехи в отодвигании момента возникновения волнового сопротивления путем применения стреловидности и уменьшения толщины крыльев. Этими методами удается сохранить весь поток целиком

докритическим (т. е. дозвуковым) на несущих поверхностях. Однако сверхзвуковое обтекание и, следовательно, волновое сопротивление возникают у стыка крыла с фюзеляжем и на концах крыла.

Проблема сохранения дозвукового обтекания у стыка крыла с фюзеляжем решена в известном «правиле площадей», применение которого дает возможность значительно уменьшить сопротивление самолета в области околозвуковых скоростей¹. В дальнейшем «правило площадей» было распространено на сверхзвуковые скорости. В этом случае соответствующие площади берутся в сечениях, параллельных образующей характеристического конуса Маха. Благоприятные результаты могут дать исследования трех следующих проблем.

1. Возможен ли дальнейший прогресс в направлении выбора оптимального сочетания форм для дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростей? Этот вопрос относится к характеристикам дальних самолетов, имеющих умеренную сверхзвуковую крейсерскую скорость полета, при наборе высоты и при переходе через скорость звука. У таких самолетов располагаемая тяга уравнивает полное сопротивление при сверхзвуковом режиме полета, но ее избыток оказывается малым в околозвуковом диапазоне, который должен пройти самолет.

2. Как далеко по скорости можно затянуть возникновение волнового кризиса путем использования методики «правила площадей», давшей очень хорошие результаты по снижению сопротивления в околозвуковой области? Методы «правила площадей» можно применять для снижения сопротивления при небольших сверхзвуковых скоростях. Этим правилом обуславливаются только величины площади поперечных сечений фюзеляжа, а не их форма, поэтому при сужении фюзеляжа круглая форма сечений обычно сохраняется; согласно методике, разработанной Кюхеманом, деформация фюзеляжа должна производиться в плоскости крыла. Возможно, что расширение этих двух методов наложит условия как на величину, так и на форму поперечных сечений; такой метод был предложен Хилтоном. По методу Хилтона поток рассматривается не только у поверхности, но и во всем поле, окружающем профиль. Хилтон считает, что форма крыльев, получаемая из условия сохранения докритического потока, не зависит существенно от расчетного числа M и эффективна при дозвуковых, околозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Исследования в этом направлении могут привести к значительному увеличению аэродинамического качества по сравнению с существующими величинами.

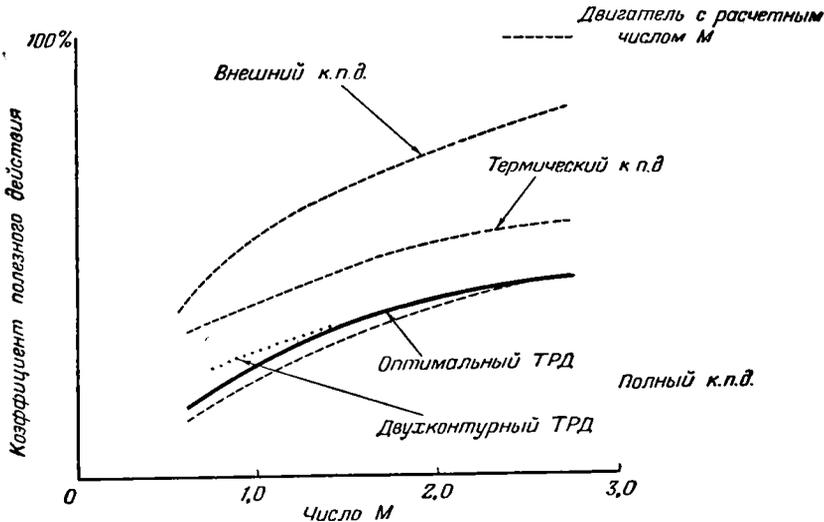
3. Существуют ли формы, которые могут дать такое уменьшение сопротивления при умеренных сверхзвуковых скоростях, которое обеспечит получение аэродинамического качества больше 6, достижимого в настоящее время? Решение этого вопроса встретит большие практические трудности, хотя теоретически такие формы возможны, и необходимы энергичные исследования этих весьма заманчивых возможностей. Формы крыла и фюзеляжа, дающие увеличение аэродинамического качества при сверхзвуковых скоростях, будут, вероятно, иметь плохие аэродинамические свойства при малых скоростях, и потребуются применение специальных взлетно-посадочных устройств. Получение сверхзвукового качества, значительно превосходящего 6, затруднительно, и достоинствами новых форм могут оказаться их весовые, а не аэродинамические характеристики.

Итак, суммируя, можно сказать, что достижимая величина аэродинамического качества при умеренных сверхзвуковых скоростях в настоящее время приближается к 6. Следует искать пути достижения увеличенного

¹ Более подробно о «правиле площадей» см. стр. 24.—Прим. ред.

качества, но получить его будет трудно, кроме того, может потребоваться специальное обеспечение взлета и посадки самолетов.

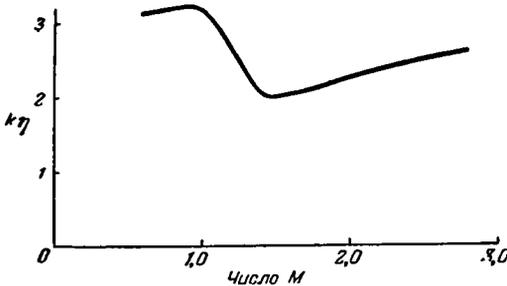
Представляют большой интерес новые формы самолетов, обеспечивающие снижение веса конструкции, хотя бы даже и без увеличения аэродинамического качества. В области небольших сверхзвуковых скоростей можно



Ф и г. 3. Коэффициенты полезного действия газотурбинных двигателей.

получить величину качества, значительно превышающую 6, и в этом направлении благоприятные результаты могут дать исследования по расширению области применения «правила площадей» на более высокие скорости.

Удельный расход топлива. На фиг. 3 показаны к.п.д. современных турбореактивных двигателей (ТРД), которые могут быть достигнуты при различных числах М. При построении графиков предполагалось, что параметры двигателей для каждой скорости выбраны оптимальными. Показаны также кривая изменения полного к.п.д. простого ТРД, спроектированного для скорости, соответствующей числу М=2,5, и кривые изменения внешнего и термического к.п.д. этого двигателя.

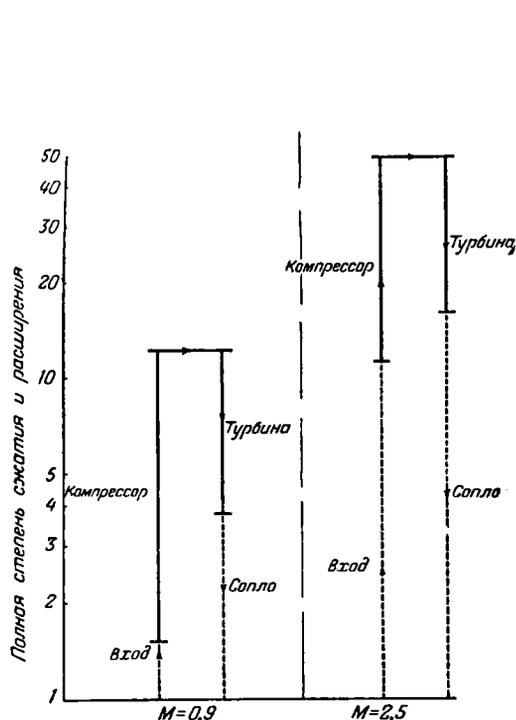


Ф и г. 4. Изменение параметра $k\eta$ в зависимости от числа М для обычных схем самолетов.

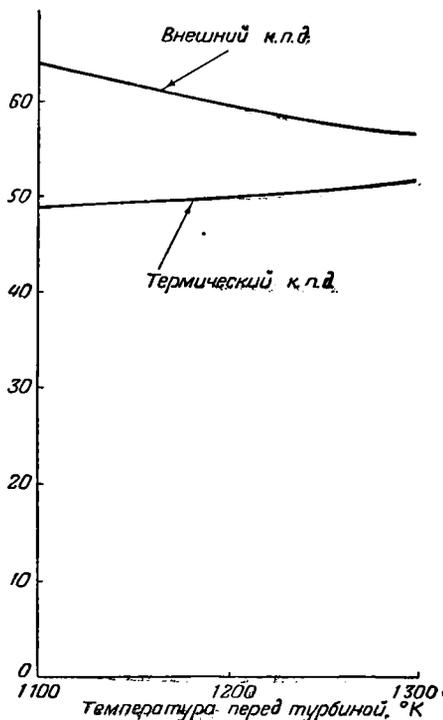
Следует отметить, что при больших скоростях термический к.п.д. ТРД может быть очень высоким и превышает термический к.п.д. современных наземных паровых двигателей, составляющий около 31%. Увеличение эффективности двигателя с ростом скорости до некоторой степени компенсирует падение аэродинамического качества в сверхзвуковой области, так что изменение параметра $\frac{kV}{c}$ в формуле дальности не пропорционально уменьшению качества. Это изменение представлено на фиг. 4 в форме зависимости $k\eta$ от числа М полета (η — полный к.п.д.). При постоянном относительном запасе топлива на самолете дальность полета пропорциональна параметру

$k\eta$. Благодаря этой особенности изменения к.п.д. возможно осуществление дальних полетов при умеренных сверхзвуковых скоростях. Для самолета с ТРД оптимальным является диапазон чисел $M=2,5-3,0$ при условии, что проблемы кинетического нагрева не вызовут увеличения веса конструкции, которое сведет к нулю влияние увеличения к.п.д.

Представляет интерес сравнение циклов сжатия и расширения для ТРД, работающих при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях (фиг. 5). В циклах для этих двух двигателей ясно видна разница, что и является причиной более высокой эффективности сверхзвуковых ТРД.



Ф и г. 5. Циклы расширения и сжатия в системах турбореактивных двигателей.



Ф и г. 6. Взаимодействие внешнего и термического к.п.д. простого ТРД при числе $M=1,3$ в стратосфере.

Для простого ТРД с точки зрения наилучшего использования известных в настоящее время материалов оптимальной является скорость, соответствующая числу $M=2,5$. Кривые внешнего и термического к.п.д. простого ТРД взаимосвязаны, так как увеличение температуры газа перед турбиной, которое улучшает термический к.п.д., должно приводить к увеличению скорости реактивной струи с последующим снижением внешнего к.п.д. (фиг. 6). При достижении числа M , близкого к $M=2,5$, величина внешнего к.п.д. становится большой и можно до предела использовать свойства материалов турбины для увеличения термического к.п.д. без заметного влияния его на полный к.п.д.

Для ослабления взаимодействия термического и внешнего к.п.д. в области небольших чисел M применяют турбовинтовые двигатели и двухконтурные ТРД. Турбовинтовые двигатели имеют заметные преимущества в области больших дозвуковых скоростей, применение двухконтурных ТРД выгодно в узком диапазоне, ограниченном очень небольшими сверхзвуковыми скоростями.

Вес пустого самолета. С точки зрения сопротивления в области чисел $M=2$ прямое, стреловидное и треугольное крылья приблизительно равноценны. При числах $M > 2$ доводы в пользу прямого крыла становятся все более вескими, и для самолетов, рассчитанных на полеты в области чисел $M=2,5$, прямые крылья обладают неоспоримыми преимуществами.

Несомненно, что в порядке обычного развития конструкция будет понемногу улучшаться. Удельные веса двигателей будут продолжать снижаться, хотя, возможно, и медленно. При проектировании конструкции самолета, рассчитанного на полеты с числом $M > 2$, следует учитывать влияние кинетического нагрева. Придется применять такие новые материалы, как сталь и титановые сплавы, но маловероятно, что вес конструкции изменится значительно. Таким образом, едва ли можно ожидать существенного уменьшения веса конструкции, если не будут применены схемы, отличные от тех, которые стали сейчас обычными.

Коренные изменения в схемы самолетов может внести использование подъемной силы, создаваемой двигателями с целью освободить крыло от всех функций, связанных с выполнением взлета и посадки. Применение вертикального взлета, который может быть желательным и сам по себе для некоторых типов самолетов, позволит, кроме того, изменить схему самолета таким образом, чтобы улучшить аэродинамические характеристики на крейсерском режиме и получить выигрыш в весе конструкции.

В качестве средства создания вертикальной тяги для сверхзвуковых самолетов больше всего подходит обычный ТРД. По современным воззрениям, вертикально взлетающий самолет с треугольным крылом, рассчитанный на крейсерскую скорость, соответствующую числу $M=2,5$, имел бы лишь немного меньшую дальность, чем обычный самолет такого же веса. Доминирующим фактором в этой оценке является значительное снижение веса конструкции планера вертикально взлетающего самолета по сравнению с обычным, которое компенсирует дополнительный вес «подъемных» двигателей и топлива для них. Сравнение весов показывает, какие большие возможности снижения веса конструкции таятся в отказе от обычных схем самолета.

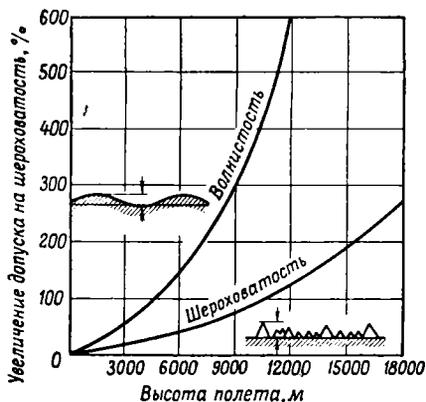
Лучшим способом частичного улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета (не считая применения закрылков, щитков, предкрылков и уменьшения нагрузки на крыло) является сдвиг пограничного слоя над закрылками. Более коренным улучшением является применение так называемого струйного закрылка, принцип устройства которого заключается в том, что выхлопная струя ТРД направляется через узкую щель в задней кромке крыла. Конструкция струйного закрылка несколько увеличивает вес, но крыло самолета с таким устройством меньше, чем у обычного самолета, удовлетворяющего тем же требованиям в отношении взлетно-посадочных характеристик, благодаря чему общий вес конструкции самолета снижается.

Радикально новые методы проектирования самолета и двигателя, в которых ставится целью увеличение аэродинамического качества, уменьшение веса конструкции и достижение большой гибкости в использовании тяги двигателя без проигрыша или даже с экономией веса, несомненно, дадут интересные результаты.

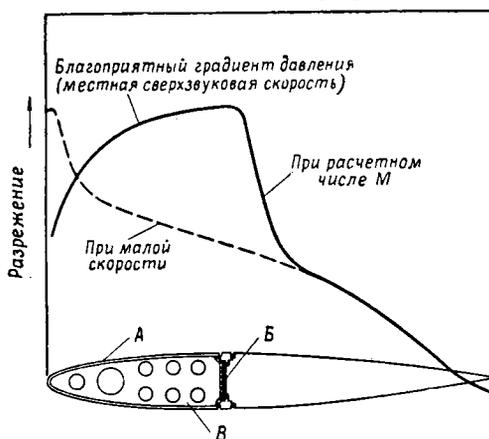
Из доклада А. Холла «Некоторые замечания о современной авиации» (J. of the Aeronautical Sciences, v. 24, No 3, March 1957).

ОТ СВЕРХЗВУКОВЫХ К ГИПЕРЗВУКОВЫМ СКОРОСТЯМ ПОЛЕТА

У самолетов, рассчитанных на большие дозвуковые скорости, при полете на докритических числах M главную долю лобового сопротивления составляет сопротивление трения. В частности, при полетах на большой высоте целесообразно попытаться сохранить ламинарное обтекание на большей части крыла (фиг. 1). Если крыло достаточно тщательно спроектировано и построено, то теоретически для сохранения ламинарного обтекания требуются только благоприятные градиенты давления. Графики распре-



Ф и г. 1. Влияние высоты полета на величину допустимых неровностей поверхности без нарушения пограничного слоя.



Ф и г. 2. Распределение давления по профилю крыла самолета «Канберра» при $C_y=0,3$.

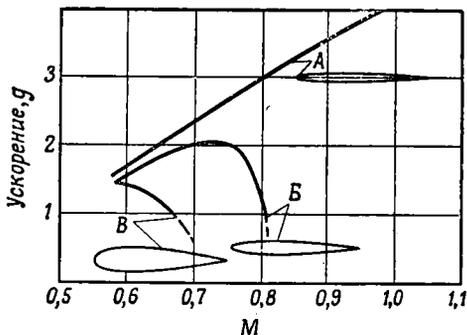
По оси ординат — уменьшение давления. А — нос с гладкой обшивкой; Б — лонжерон; В — нервюры.

деления давления по крылу самолета «Канберра» показывают, что такие градиенты существуют на большей части нижней поверхности, а также, при крейсерских условиях, и на наиболее важной части верхней поверхности крыла (фиг. 2). Последнее справедливо только для области, близкой к расчетному числу M , в которой хотя и существует зона сверхзвукового обтекания, но интенсивность скачка уплотнения (близ середины хорды) недостаточна для того, чтобы свести к нулю преимущества ламинарного обтекания.

Увеличение сопротивления дозвукового самолета при закритических числах M происходит очень быстро и продолжается по крайней мере до $M=1$. Это, однако, не мешает некоторым дозвуковым самолетам при пикировании приближаться к скорости звука или даже превосходить ее. Бесстрашие летчиков-испытателей помогло раскрыть множество проблем управляемости, часть которых может быть решена только путем введения в конструкцию самолета особенностей, несовместимых с требованиями полета с дозвуковой скоростью.

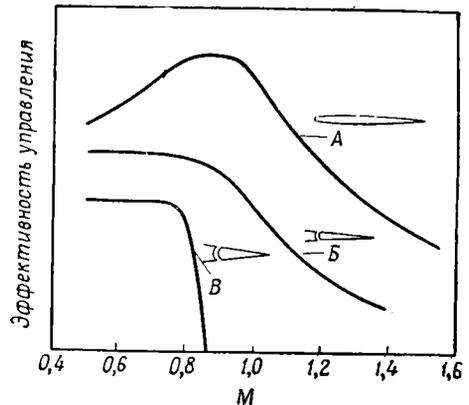
Особенно важны изменения продольной балансировки, и наиболее опасны те изменения, которые происходят на небольших высотах. Самолеты

с прямыми крыльями, имеющими значительную кривизну, становятся трудно управляемыми при малых углах атаки, связанных с полетом на небольших высотах. Введение симметричных крыловых профилей весьма заметно облегчило эту проблему. Еще одним хорошо известным ограничением является волновой срыв для самолетов с толстыми крыльями, который плавно переходит в срыв при малой скорости по кривой зависимости предельной перегрузки от числа M (фиг. 3). Волновой срыв не только происходил при сравнительно малых числах M , но был совершенно непреодолим вследствие мощного бафтинга, резкого сваливания на крыло или изменений продольной балансировки.



Ф и г. 3. Ограничения числа M на большой высоте.

А—сверхзвуковая конструкция; Б—крыло, типичное для дальнего самолета с большой дозвуковой скоростью; В—типичное нескоростное крыло (NASA 23021).



Ф и г. 4. Влияние сжимаемости на эффективность типичных поверхностей управления.

А—тонкий, целиком подвижный стабилизатор; Б—обычная поверхность управления с малым углом схода задней кромки; В—поверхность с большим углом схода задней кромки.

По мере увеличения стреловидности или уменьшения относительной толщины крыла ограничение по волновому срыву ослаблялось и, что еще более важно, различные сопутствующие явления становились менее серьезными, пока опытный летчик не отважился перейти через этот предел при пикировании. Если крыло делается достаточно тонким и стреловидным, большинство «ограничений» может быть отодвинуто до весьма больших углов атаки при всех числах M , как это показано на фиг. 3 верхней кривой.

Хороший летчик часто преодолевает небольшие изменения балансировки, если обеспечена полная управляемость самолета. Обычные поверхности управления на задней кромке в значительной степени теряют эффективность при сверхзвуковых скоростях (фиг. 4), а в небольшом диапазоне углов отклонения управление может стать совершенно неэффективным и при больших околосвуковых скоростях. Потерю эффективности можно предотвратить уменьшением угла схода задней кромки, либо путем уменьшения толщины поверхности управления, либо посредством срезания задней кромки так, чтобы она стала тупой. Эффективность поверхностей управления падает с увеличением стреловидности их оси вращения. Максимальная эффективность поперечного управления достигается при размещении элеронов близ концов крыла и при уменьшении стреловидности их осей вращения. Дальнейшее улучшение путем применения целиком подвижного конца крыла обычно не оправдывалось, поскольку более серьезное ограничение маневренности накладывалось потерей эффективности руля высоты. Приме-

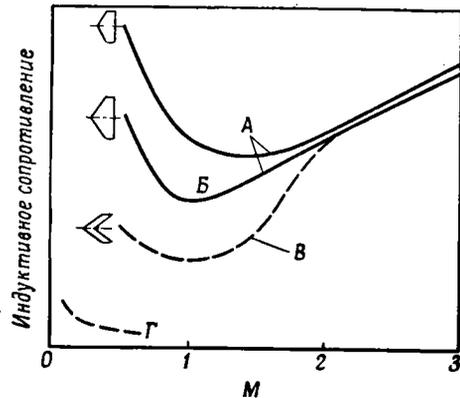
нение целиком подвижного горизонтального оперения в нормальной схеме или в схеме «утка» может дать очень эффективную управляемость при всех числах M , если оно (оперение) имеет малую толщину и приводится в движение необратимой бустерной системой.

Усилия на ручку при прочих равных условиях возрастают пропорционально кубу линейных размеров поверхности управления и пропорционально квадрату воздушной скорости (или в еще большей степени при околозвуковых скоростях), если только управление не имеет весьма большой аэродинамической компенсации. Введение пружинных и сервокомпенсаторов дает возможность расширить диапазон применения обычного управления в сторону больших размеров самолетов и скоростей полета, но вследствие значительного падения эффективности сервокомпенсатора такое решение не может распространяться на сверхзвуковую область. При сверхзвуковых скоростях шарнирные моменты настолько возрастают, что все нормальные методы аэродинамической балансировки становятся непригодными.

Для сверхзвуковых самолетов наиболее приемлемыми являются системы управления с усилителями. Обратимая бустерная система может быть только промежуточным решением, и она должна быть заменена системой с максимальной степенью необратимости. Для уменьшения размеров механической части системы желательна определенная степень аэродинамической балансировки, но главная проблема состоит в дублировании систем и обеспечении надежности.

Продольную неустойчивость (и ее обратную сторону—излишнюю устойчивость или недостаток маневренности) устранить трудно. В общем случае прямое крыло стремится стать неустойчивым в нормальном полете при больших дозвуковых скоростях раньше, чем оно станет излишне устойчивым при больших углах атаки. Неустойчивость проявляется сильнее при увеличении толщины задней кромки и удлинении, а также в результате влияния аэроупругости. В противоположность этому стреловидное крыло стремится стать неустойчивым при больших углах атаки при дозвуковых и околозвуковых скоростях полета, если удлинение его слишком велико. Это явление связано с концевым срывом и может быть иногда ослаблено путем модификации передней кромки. С другой стороны, увеличение момента на кабрирование при уменьшении устойчивости может стать опасным, если хвостовое оперение устанавливается выше плоскости крыла, где снос потока увеличивает неустойчивость. Тщательное проектирование самолета со стреловидным крылом умеренного удлинения и с низким расположением оперения может привести к прогрессивному увеличению устойчивости при переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета. Система управления может быть спроектирована так, чтобы обеспечивалась максимальная маневренность при всех скоростях полета.

Соппротивление, вызванное подъемной силой, имеет большое значение, особенно для сверхзвукового высотного маневренного истребителя (фиг. 5). При малых скоростях индуктивное сопротивление зависит от удлинения и от



Фиг. 5. Соппротивление скоростных крыльев, вызванное подъемной силой, при одинаковой высоте полета и перегрузке.

А и Б—крылья с острыми передними кромками, с удлинениями соответственно 2 и 3; В—стреловидное крыло с профилем, имеющим круглый носок; Г—нескоростной самолет.

нагрузки на крыло; при сверхзвуковом полете удлинение утрачивает свое значение, поскольку концы крыла могут оказывать влияние только на часть крыла, расположенную внутри конуса Маха, идущего от передней кромки. Уменьшение удлинения ограничивается главным образом соображениями полета на малых скоростях. Это справедливо даже для крыльев малого удлинения с острыми передними кромками, для которых отрыв потока приводит почти к полной потере подсосывающей силы на передней кромке.

Это обстоятельство больше чем вдвое увеличивает сопротивление, вызванное подъемной силой, по сравнению с крылом такой же формы в плане, но со скругленной передней кромкой. Преимуществом крыла с большой стреловидностью по передней кромке является его способность создавать достаточную подъемную силу до умеренных сверхзвуковых скоростей.

Для крыла, предназначенного для самолета, крейсирующего с большими сверхзвуковыми скоростями, стреловидность утрачивает большую ценность, и возможен переход к крылу с меньшей стреловидностью, но очень малого удлинения. Следует отдать предпочтение крыльям с острыми передними кромками, причем меньшее сопротивление дают чечевицеобразные профили, чем клиновидные профили при заданных конструктивной прочности и объеме, если не имеет значения большая строительная высота в некоторой точке. Конструктивно выгодным является сужение крыла, и окончательный выбор так же, как это было прежде, в эру дозвуковых самолетов, может зависеть в большой степени от компоновочных или конструктивных соображений. Это справедливо, однако, только при условии минимальной толщины крыла. Уменьшение удлинения, увеличение сужения и удельной нагрузки на крыло способствуют также уменьшению веса конструкции.

Тенденция к уменьшению размеров крыла приводит к тому, что главными факторами становятся форма и сопротивление фюзеляжа. Соотношения сопротивления между различными типами тонких тел остаются неизменными в широком диапазоне скоростей, и существующие формы останутся лучшими до тех пор, пока не вступят в права предложенные Зенгером формы с плоским днищем для гиперзвуковых скоростей.

Поскольку волновое сопротивление тела быстро уменьшается с увеличением его удлинения, для самолетов, предназначенных в основном для полетов при сверхзвуковых скоростях, должны будут применяться более длинные фюзеляжи. По существу, процесс удлинения фюзеляжей может продолжаться до тех пор, пока сопротивление трения не будет вдвое больше волнового сопротивления. Практически оптимальная длина будет значительно меньше вследствие возрастания веса конструкции, если увеличение длины не диктуется соображениями получения требуемого плеча оперения или объема для размещения грузов. При проектировании истребителей следует помнить, что сопротивление трения действует постоянно, в то время как уменьшение сверхзвукового сопротивления существенно только в течение весьма коротких периодов. Для дальних сверхзвуковых самолетов это положение теряет силу, так как может оказаться более важным увеличение объема для топлива, чем достижение минимального поперечного сечения. Минимальное сопротивление таких самолетов получается за счет еще большего увеличения длины фюзеляжа при соответствующем уменьшении поперечного сечения до тех пор, пока сопротивление трения не будет в 8 раз превышать волновое сопротивление. Практические соображения и в этом случае требуют уменьшения удлинения, но некоторая часть проблем, связанных с большим удлинением фюзеляжа для дальних сверхзвуковых самолетов, должна быть принята.

Таким образом, сопротивление трения может стать таким же важным, как и при дозвуковых скоростях. Тот факт, что благоприятное влияние градиента давления и высоты полета может быть особенно выгодным,

наводит на мысль о возможности существования ламинарного обтекания при сверхзвуковых скоростях полета. Кроме того, теория указывает, что эффективным способом стабилизации ламинарного пограничного слоя при умеренных сверхзвуковых скоростях является теплопередача в обшивку, и охлаждение поверхности может оказаться поэтому весьма важным. С другой стороны, если обтекание становится турбулентным, температура обшивки всегда увеличивается, что приводит к уменьшению коэффициента сопротивления трения, хотя и в меньшей степени, чем это происходит при ламинарном обтекании.

Максимальная дальность полета самолета зависит от полного к.п.д. силовой установки, от аэродинамического качества и от теплотворной способности топлива на единицу веса самолета. Если предположить теплотворность топлива равной 10 500 ккал/кг топлива и вес топлива равным половине веса самолета в начале крейсерского полета, то дальность в милях может быть выражена как

$$1690k\eta_p,$$

где k —аэродинамическое качество, η_p —к.п.д. силовой установки.

Резкое уменьшение аэродинамического качества при околосвуковых скоростях приводит к значительному падению максимальной дальности, но с увеличением скорости полный к. п. д. силовой установки возрастает, и дальность полета снова увеличивается, почти достигая максимальной дальности дозвукового полета.

Предположим, что вес топлива составляет половину веса самолета. При такой величине весовой отдачи требуется обычный жесткий контроль веса конструкции и силовой установки, чтобы аэродинамическое качество и к.п.д. силовой установки имели практически осуществимые, а не предельные значения. Более того, при сверхзвуковых скоростях объем топлива также должен быть согласован с величиной аэродинамического качества, так как он оказывает влияние на волновое сопротивление. Если у дозвуковых самолетов величина аэродинамического качества достигала 20 и больше, то начиная с $M=0,8$ она быстро падает (до 6 при $M=1,5$), продолжая очень медленно уменьшаться при дальнейшем возрастании числа M .

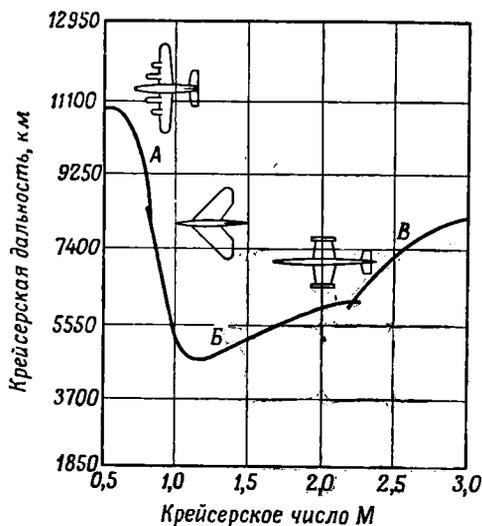
Полный к.п.д. силовой установки представляет собой произведение термического, механического и внешнего коэффициентов полезного действия. К.п.д. силовой установки с воздушным винтом очень быстро падает при больших дозвуковых скоростях, в то время как к.п.д. турбореактивного двигателя продолжает расти при увеличении числа M по крайней мере до $M=2$. Если применять высокоэффективные многоскачковые воздухозаборники и сопла Лавала, то рост к.п.д. может продолжаться до числа M , равного почти 3 для ТРД и по меньшей мере до $M=4$ для прямоточного двигателя.

Дальности полета, подсчитанные при сделанных предположениях, могут быть построены в зависимости от расчетного крейсерского числа M (фиг. 6). Из приведенных кривых видно, что не может быть и речи о больших дальностях полета при околосвуковых скоростях, в то время как увеличение числа M приводит к прогрессивному возрастанию дальности вплоть до скоростей, которые могут быть освоены при успешном решении проблем аэродинамического нагрева. Еще большие дальности полета могут быть достигнуты при весьма больших сверхзвуковых (гиперзвуковых) скоростях, если проблемы аэродинамического нагрева можно будет уменьшить при освоении полетов на весьма больших высотах. Однако такие полеты вносят совершенно новые проблемы. В то же время дальности полета при меньших скоростях могут быть увеличены различными местными улучшениями, а если бы оправдывались затраты, то важным резервом дальнейшего увели-

чения дальности могло бы явиться применение новых топлив, как химических, так и ядерных.

Параметры дальнего сверхзвукового самолета должны выбираться только для одного расчетного числа M , поскольку более 90% полета выполняется при этом числе M . В противоположность этому существующие сверхзвуковые истребители могут 90% времени летать при дозвуковых и околозвуковых скоростях, что требует компромиссных решений для всего диапазона чисел M .

Очень большое значение имеют характеристики самолета при меньших скоростях, поскольку он должен будет при каждом полете пролетать во всем диапазоне чисел M . Самолет, идеальный с точки зрения сверхзвукового полета, едва ли будет иметь хорошие взлетно-посадочные характеристики и может оказаться неудовлетворительным при околозвуковых скоростях. Это может означать, что большая часть периода первоначального проектирования должна быть затрачена на то, чтобы сделать эти характеристики надежными без излишнего ущерба для характеристик крейсерского режима. Устойчивость и управляемость при расчетной крейсерской скорости должны быть отработаны в гораздо большей степени. Если бы сохранилась центровка самолета, выбранная из условий взлета и посадки, то при переходе на сверхзвуковую скорость возрастал бы запас продольной устойчивости. Если центровка самолета не регулируется надлежащим образом, то эта проблема должна, вероятно, превратиться в проблему увеличения лобового сопротивления на балансировку вследствие избытка продольной устойчивости.



Фиг. 6. Максимальная крейсерская дальность полета самолетов различных типов при соответствующих числах M .

А — самолет с воздушными винтами; Б — самолет с ТРД; В — самолет с ПВРД.

Поперечная устойчивость определяется более сложной системой аэродинамических сил и может потребовать большего внимания во всем диапазоне чисел M . Поскольку максимальные скорости можно будет использовать только на весьма больших высотах, характеристики колебаний самолета и демпфирования будут отличаться от нормальных относительно всех трех осей. В связи с этим обстоятельством возрастает важность инерционных сил по сравнению с аэродинамическими силами от поверхностей управления. Может оказаться необходимым введение в системы управления автоматической стабилизации или других подобных устройств.

Изложенные соображения являются примером сближения принципов проектирования самолетов и беспилотных аппаратов при больших сверхзвуковых числах M . Тем не менее, как бы ни усложнялись задачи проектирования самолета, следует еще в течение некоторого времени принимать в расчет ненадежность, присущую полностью автоматической системе. Роль человека на самолете кажется важной для наблюдения за выполнением отдельных функций (что уменьшает сложность) и для выполнения функций в тех случаях, когда элементы автоматической системы выходят из строя.

Изложенные соображения являются примером сближения принципов проектирования самолетов и беспилотных аппаратов при больших сверхзвуковых числах M . Тем не менее, как бы ни усложнялись задачи проектирования самолета, следует еще в течение некоторого времени принимать в расчет ненадежность, присущую полностью автоматической системе. Роль человека на самолете кажется важной для наблюдения за выполнением отдельных функций (что уменьшает сложность) и для выполнения функций в тех случаях, когда элементы автоматической системы выходят из строя.

Степень надежности, требуемая в гражданской авиации, такова, что, насколько можно предвидеть будущее, экипаж будет играть существенную роль дополнения автоматического управления. Это кажется правильным также и для военных самолетов, когда важно обеспечить возвращение их на базу. В других случаях нужно ожидать постепенной замены функций пилота автоматическими системами.

«Звуковой барьер», существовавший около десятилетия назад, в настоящее время не считается больше барьером. Теперь термин «барьер» применим только к ограничениям скорости из-за аэродинамического нагрева. Каждый элемент самолета имеет критическую температуру, в случае превышения которой он выходит из строя. Точно установленному числу M , при котором элемент выходит из строя, не существует, поскольку это зависит от особенностей конструкции и условий эксплуатации.

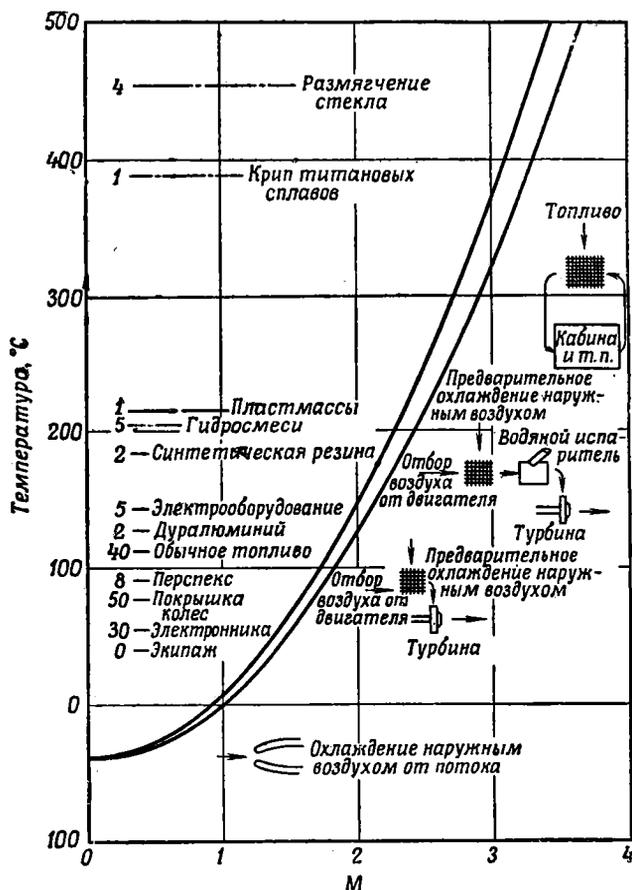
С достаточной точностью увеличение температуры за счет аэродинамического нагрева при полном торможении, выраженное в градусах Цельсия, может быть определено по формуле $(V/160)^2$, где V —скорость км/час. Максимальные температуры самолета в зависимости от числа M показаны на фиг. 7; график соответствует полету в стратосфере при температуре наружного воздуха минус 40°C ; в стратосфере на высотах до 30 км температура редко бывает выше. При этих условиях скорость звука равна приблизительно 1100 км/час, а наружные поверхности самолета всегда будут нагреты несколько меньше, чем показано на графике, за исключением мест, близких к источникам тепла. На фиг. 7 показаны также максимальные температуры, которые могут быть достигнуты большей частью поверхности самолета при отсутствии излучения. Этот подъем температуры в пограничном слое составляет несколько меньше 90% увеличения температуры при полном торможении и в дальнейшем может быть еще уменьшен.

Тонкие металлические обшивки будут нагреваться до указанных температур в течение нескольких секунд, а внутренние слои тяжелых элементов конструкции и поверхности неметаллических материалов достигнут половины указанных температур лишь в течение многих минут. Время достижения температурного равновесия приблизительно обратно пропорционально плотности атмосферы и имеет поэтому наибольшее значение на большой высоте. Когда продолжительность полета с большой скоростью ограничена, на истребителях или беспилотных аппаратах более целесообразно применять теплоизоляцию, чем охлаждение конструкции. С другой стороны, тепловая инерция не может служить в качестве защиты для элементов конструкции дальних самолетов или тех элементов, которые сами по себе испускают значительное количество тепла.

Если экипаж самолета не применяет костюмов с кондиционированием воздуха, то первой задачей является охлаждение кабины; следующим по важности является охлаждение электронного оборудования. Как показано на фиг. 7, охлаждение воздухом, забираемым из потока, удовлетворительно только при дозвуковых скоростях. При сверхзвуковых скоростях должен применяться какой-нибудь способ искусственного охлаждения; простейшим способом охлаждения является применение турбоохладильника. На умеренных высотах простой турбоохладитель обеспечивает достаточное охлаждение, но на больших высотах меньшие размеры трубопроводов могут быть получены в случае применения дополнительного охлаждения отбираемого от компрессора двигателя воздуха в воздухо-воздушном радиаторе от наружного потока. При продолжительных полетах сопротивление воздухозаборника и потеря тяги двигателя оказывают значительное влияние на расход топлива, особенно в случае увеличенных скоростей. Положение может быть улучшено дальнейшим охлаждением воздуха перед турбиной путем введения еще одной ступени турбины или при помощи водяного испа-

рителя. В конце концов имеет смысл использовать в качестве поглотителя тепла запас топлива на самолете. В настоящее время подобная система охлаждения топливом уже применяется для охлаждения масла, и всех частей электрической системы, изоляция которых от нагрева стала необходимостью.

При выборе наиболее легкой по весу системы охлаждения в каждом конкретном случае очень важно учитывать вес теплоизоляции и топлива,



Ф и г. 7. Увеличение температуры за счет торможения в стратосфере в зависимости от числа M .

Уровнями показаны предельные температуры; цифрами обозначено время в минутах, в течение которого достигается половина температуры соответствующего уровня.

израсходованного на преодоление дополнительного сопротивления (или потерю тяги). Это особенно важно при увеличенных числах M , когда полный вес системы охлаждения может стать сравнимым с весом других систем самолета. Увеличение веса системы охлаждения происходит также и вследствие появления дополнительных элементов, требующих охлаждения, таких, как покрышки колес и гидравлические системы. Этим подчеркивается важность повышения температур рабочих элементов самолета путем использования новых материалов, применения лучшей теплоизоляции и улучшения конструкции, например излишнее дробление конструкции может усложнить проблемы охлаждения.

Охлаждение большей части основной конструкции едва ли экономично, поэтому становится настоятельной потребностью в новых конструкционных материалах. Алюминиевые сплавы должны будут остаться основными материалами конструкции в тех случаях, когда в течение длительных периодов температура мало превышает 100°C , но при температурах выше 150°C эти сплавы начинают терять прочность, и чтобы конструкции выдержали расчетные нагрузки при такой температуре, пришлось бы в такой степени увеличить их сечение, а следовательно, и вес, что практически нецелесообразно, а часто и невозможно. Если титановые сплавы оправдают возлагаемые на них в настоящее время надежды, то замена материалов может не дать увеличения веса. Дополнительным преимуществом является то, что малая величина коэффициента термического расширения титановых сплавов может привести к снижению термических напряжений. В некоторых случаях алюминиевые сплавы могут быть использованы для внутренних элементов конструкции, имеющих более низкую температуру.

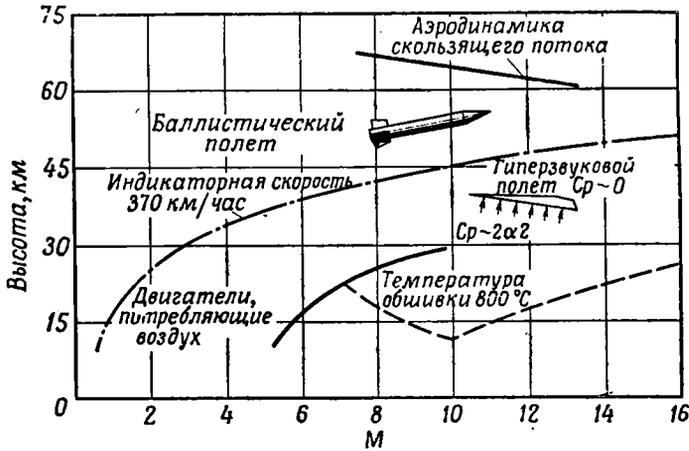
Прежде чем окажется возможным полностью оценить титановые сплавы, потребуется накопить значительный опыт их применения. При температурах выше 350°C эти материалы подвержены опасной ползучести. Такие температуры вызывают также серьезные изменения в большинстве существующих нержавеющих сталей. Имеющиеся в настоящее время стабилизированные нержавеющие стали становятся невыгодными при температурах выше $\sim 600^{\circ}\text{C}$, и дальнейшие исследования должны наметить пути использования в конструкциях самолета сплавов, применяемых в газотурбинных двигателях. Стали оказываются более выгодными в тех случаях, когда расчетной для конструкции является жесткость, однако лишь при весьма значительной склонности конструкции к флаттеру можно мириться с недостатками сталей. Применение более тяжелых материалов делает необходимым значительное изменение методов расчета конструкции, чтобы избежать ограничений, налагаемых местной потерей устойчивости, термическими напряжениями и проблемами ползучести.

Немало изобретательности потребуется при проектировании, чтобы удовлетворить всем требованиям при сохранении приемлемого веса. В конце концов, однако, конструкция может стать недопустимо тяжелой, и в этом случае дальнейшее увеличение числа M было бы возможно только при охлаждении самой конструкции. На малых высотах из пограничного слоя передается огромное количество тепла, но на больших высотах теплопередача уменьшается. Становится важным то количество тепла, которое излучается поверхностью. Если поверхности окрашиваются для получения наибольшей возможной излучаемости и отсутствует непропорциональное поглощение солнечного тепла, то предельная скорость, при которой возможно применение титана, соответствующая $M=3$ (температура торможения 350°C), может быть значительно увеличена. Еще большим станет охлаждение за счет излучения, если удастся создать конструкционные сплавы с рабочей температурой 800°C . Охлаждение излучением может быть значительным даже для алюминиевых сплавов, особенно если признать теоретическую возможность стабилизации пограничного слоя на больших высотах. В равной степени важно то, что равновесные температуры достигаются только после некоторого времени, которое увеличивается с высотой при данном числе M . Кроме того, потребное время полетов с увеличением числа M становится более коротким.

Чтобы не сложилось слишком оптимистичного представления о возможности полетов на значительно больших скоростях и высотах, следует напомнить, что температура торможения при $M=10$ превосходит 4000°C и что скорости теплопередачи на передней кромке будут значительно большими, чем на поверхностях, расположенных позади. Этот нагрев может

быть уменьшен увеличением радиуса кривизны передней кромки, стреловидности или высоты полета, но может потребоваться также установка теплоизоляции или пленочное охлаждение через пористую обшивку. Более того, внутренние элементы конструкции не могут охлаждаться непосредственно излучением, так что было бы важно изолировать их и целиком полагаться на охлаждение при помощи топлива.

Кроме проблем аэродинамического нагрева, гиперзвуковой полет ставит ряд других проблем, подобных показанным на фиг. 8. Например, увеличение высоты приводит к быстрому уменьшению располагаемой аэродинамической подъемной силы при индикаторной скорости меньшей, чем ~ 375 км/час, так что потребные размеры крыла становятся невыгодными и делается необходимым переход к свободному баллистическому полету.



Фиг. 8. Полетные режимы будущего; переход в область скользящего потока на высотах более 150 км, где длина свободного пробега молекул достигает нескольких сотен метров.

Приведенная на фиг. 8 кривая показывает также приблизительный экономический предел применения двигателей, потребляющих атмосферный воздух; проблемы проектирования воздухозаборника и возрастания температур торможения приводят в сочетании к отказу от двигателей, потребляющих воздух, при числах M , превышающих $M=4$.

Для баллистического полета или полета при гиперзвуковых скоростях основным является ракетный двигатель, который обладает неоспоримым преимуществом как единственная силовая установка, работающая независимо от наружного воздуха. Хотя при нормальной сверхзвуковой скорости ракетный двигатель может обеспечить только очень малые дальности полета, эти ограничения в большой степени уменьшаются, когда становится возможным полет при гиперзвуковых скоростях.

Единого определения гиперзвуковой скорости не существует, если не считать определения нижнего предела равенством числа M относительному удлинению, т. е. равенством единице гиперзвуковой константы подобия. При таких числах M полностью изменяются аэродинамические явления. Подъемная сила и лобовое сопротивление, создаваемые верхней поверхностью крыла, становятся пренебрежимо малыми; физически это может быть связано также с тем, что на высоте 45 000 м, около которой гиперзвуковой полет возможен при экономически выгодном угле атаки, давление воздуха составляет всего лишь $0,001$ кг/см². В противоположность этому значитель-

ные силы могут возникать на нижней поверхности при полете на экономичном угле атаки.

Применение этих принципов, как предсказывал Зенгер, должно привести к полному изменению методики аэродинамических расчетов. Нижняя часть самолета образует глиссирующую поверхность потребной площади. Удлинение утрачивает значение, так что, если можно пренебречь требованиями полета с малыми скоростями, вся подъемная сила может быть получена на нижней поверхности летающего фюзеляжа. Верхняя поверхность может быть любой телесообразной формы при условии, что она будет находиться в «тени» от направления потока вокруг передней кромки. Зенгер теоретически показал возможность получения величины аэродинамического качества, превосходящей 6. При увеличенных числах M может оказаться необходимым учитывать частичную диссоциацию атмосферного воздуха.

Одна из выгод таких скоростей является следствием конечности радиуса Земли. Полет на постоянной высоте приводит к появлению центробежной силы, величина которой при скорости полета около 28 000 км/час (приблизительно $M=25$) равна силе веса. Такая скорость является скоростью спутника Земли. Эта подъемная сила (т. е. центробежная сила), конечно, не связана с лобовым сопротивлением так, что дальность полета может значительно увеличиться. Зенгер рассматривал также возможность полета по комбинированной траектории, когда самолет движется по ломаной кривой, отталкиваясь от более плотных слоев атмосферы. Можно показать, что благодаря большим ускорениям и индуктивному сопротивлению, потребным для того, чтобы начать каждый баллистический «скачок», такая траектория полета не дает преимуществ в характеристиках самолета по сравнению с простым планированием после нормального запуска по баллистической траектории. Действительным критерием для выбора траектории является решение проблемы нагрева, а также вопроса о том, должен ли летательный аппарат оставаться целым в конце своего полета.

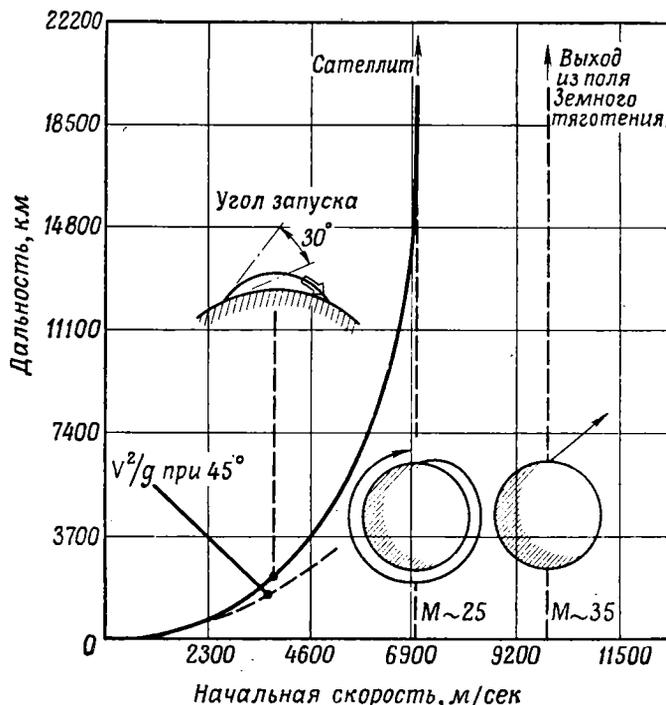
Аэродинамические законы резко изменяются при баллистическом полете на очень большой высоте. Благодаря крайнему разрежению воздуха средний путь свободного пробега молекул увеличивается более чем до 0,25 мм на высоте 60 км, так что уже нельзя пренебрегать движением отдельных молекул. Первое важное следствие этого обстоятельства проявляется в пограничном слое, где средняя скорость частиц воздуха относительно поверхности, с которой они соприкасаются, перестает быть равной нулю. Вместо этого образуется сложный скользящий поток со скоростью, зависящей от молекулярной структуры поверхности.

На высотах больше 160 км (фирма «Норт Америкен» в настоящее время строит экспериментальный самолет с высотой полета до 160 км) средний путь свободного пробега молекул увеличивается до многих сотен метров, и необходимо рассматривать индивидуальные столкновения молекул с поверхностью. Следствием этого являются большие коэффициенты лобового сопротивления при малых величинах коэффициентов подъемной силы. Но действительными аэродинамическими силами и влиянием нагрева можно пренебречь, за исключением случая кумулятивного их действия на тела, движущиеся по установившимся орбитам. Если при гиперзвуковой скорости тело должно попасть в более плотную атмосферу, то аэродинамические силы и нагрев будут огромными.

Весьма большие скорости, необходимые для установившегося баллистического полета, могут быть получены только при помощи большого ракетного двигателя, использующего огромное количество топлива. Достижимая «начальная скорость» зависит в основном от отношения начального веса к конечному весу (после израсходования топлива). Когда это отношение равно 2, большой ракетный ускоритель может дать увеличение скорости

«только» до 3700—5500 км/час, которая будет совершенно бесполезной; отказ от крыльев и тяжелых потребляющих воздух двигателей даст некоторое улучшение, но на немецкой ракете V-2 отношение начального веса к конечному было доведено до 3 путем уменьшения полезной нагрузки до значительно меньшего относительного веса, чем принималось у нормальных самолетов.

Хорошим способом увеличения конечной скорости является использование многоступенчатости; например, три ступени, каждая с отношением весов, равным 3, эквивалентны одноступенчатому аппарату с отношением весов, равным 27. Если не имеют значения вопросы стоимости, то несомненно, что любая потребная конечная скорость может быть получена таким способом, хотя полезная нагрузка будет микроскопически малой по отношению



Ф и г. 9. Дальности баллистического полета при запуске с Земли.

к размерам и стоимости всей системы. Подобные принципы могут быть применены также к нормальным самолетам, и особенно выгодны они были бы для сверхзвуковых самолетов, идеальная форма которых совершенно отлична от формы, необходимой для дозвукового полета.

Расчет дальности баллистического полета является чисто математической задачей. Некоторые результаты таких расчетов представлены на фиг. 9. Дальности, получаемые при запуске с оптимальным (для малых скоростей) углом 45°, несравнимы с дальностями полета дальних самолетов, пока начальная скорость не составит большую долю скорости спутника, равной около 28 000 км/час. Максимальная дальность, таким образом, получается при более пологой траектории и быстро увеличивается до 20 000 км (половина окружности Земли). Если может быть получена немного большая скорость, можно заставить аппарат превратиться в спутника, а при увеличении скорости на 40% спутник может полностью выйти из поля земного тяготения.

ния. Потребное увеличение скорости может быть уменьшено приблизительно на 1850 км/час, если использовать в максимальной степени влияние вращения Земли и запускать аппарат с экватора в восточном направлении.

Краткое изложение доклада «Проблемы полета», сделанного помощником главного инженера английской фирмы «Инглиш электрик» Р. Ф. Криси 30 января 1956 года перед секцией Института инженеров-механиков в Дерби (Flight, № 2455, 2456, 1956).

ИСТРЕБИТЕЛИ СО СМЕШАННЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ

Недавние официальные сообщения об истребителях со смешанными силовыми установками Сапо SR. 53 и Авро 720¹ позволяют рассмотреть предысторию этого нового типа истребителя и его положение в системе противовоздушной обороны. В основном эти два новых истребителя представляют собой истребители малого радиуса действия, с большой скороподъемностью и высокой горизонтальной скоростью полета, вооруженные ракетным оружием. Необходимость в таких истребителях продиктована введением в эксплуатацию скоростных высотных бомбардировщиков с турбореактивными двигателями.

Исторически функции такого истребителя в противовоздушной обороне можно проследить начиная со второй мировой войны, когда в Германии в 1940 г. была начата разработка самолета Мессершмит Me-163. Этот самолет был предназначен для защиты отдельных объектов в качестве последнего средства обороны. Применение на самолете жидкостного ракетного двигателя, который характеризуется увеличением тяги с высотой, давало самолету требуемую большую скороподъемность и высокое ускорение при разгоне. Жидкостный ракетный двигатель давал самолету возможность взлетать и перехватывать цель на высоте при минимальном времени предупреждения о нападающем противнике.

Однако, несмотря на то, что двигатель можно было дросселировать до $\frac{1}{8}$ его максимальной тяги и самолет Me-163 при полете периодически переходил на планирование, большой расход топлива ракетного двигателя ограничивал продолжительность полета приблизительно 10 минутами. Это делало эксплуатацию Me-163 весьма негибкой и ограничивало его применение лишь зоной, непосредственно прилегающей к обороняемому объекту.

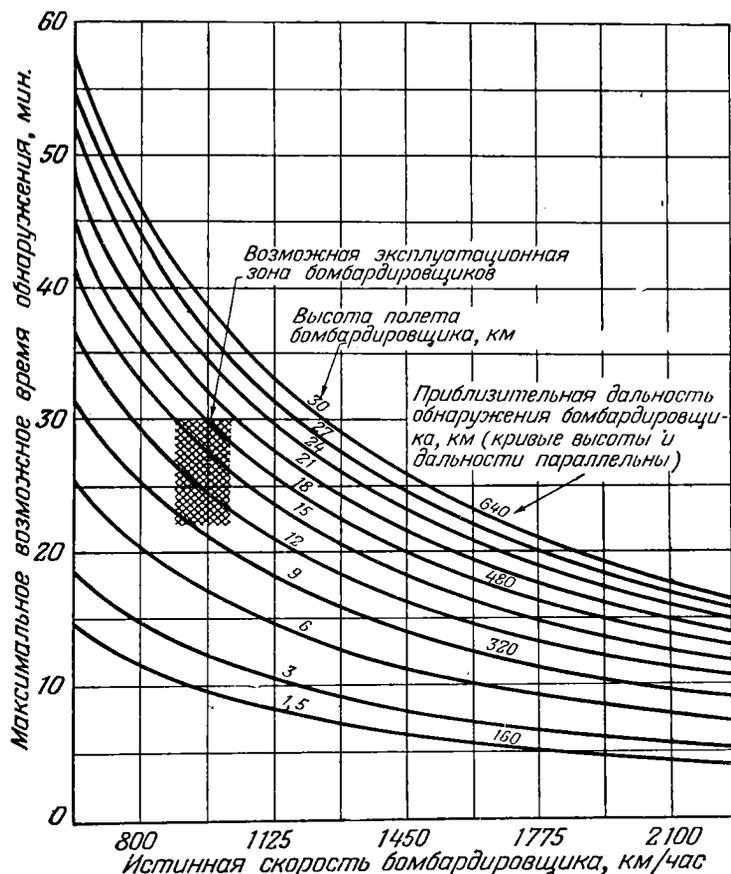
Затем в Германии были предприняты попытки установить такой же ракетный двигатель на различные стандартные реактивные истребители. Эти попытки можно рассматривать как начало работ по созданию истребителей со смешанными силовыми установками. Сочетание уменьшенной высотной тяги турбореактивного двигателя с повышенной высотной тягой ракетного двигателя позволяло получить одновременно и большую скороподъемность и способность к быстрому разгону до максимальной скорости. Эксплуатация самолета становилась значительно более гибкой благодаря меньшему расходу топлива турбореактивного двигателя, что приводило к увеличению радиуса действия и продолжительности полета по сравнению с самолетом Me-163.

Во время войны положение стало более благоприятным для бомбардировочных сил нападения в ущерб оборонительным операциям, выполняемым истребителями. Как уже упоминалось выше, это произошло в результате широкого внедрения в боевую эксплуатацию скоростных реактивных бомбардировщиков. Несмотря на усовершенствования в радиолокационном оборудовании систем раннего оповещения при значительном увеличении

¹ Более подробно о самолете SR. 53 см. стр. 124. Работы над истребителем Авро 720 прекращены. *Прим. ред.*

высоты полета бомбардировщиков, для подготовки к отражению атаки остается все же чрезвычайно мало времени.

Представление о задачах системы обороны дает график на фиг. 1, на котором представлены теоретическая максимальная дальность обнаружения приближающегося самолета радиолокационной станцией, установленной на



Фиг. 1. Зависимость времени обнаружения бомбардировщика наземной радиолокационной станции от скорости и высоты полета.

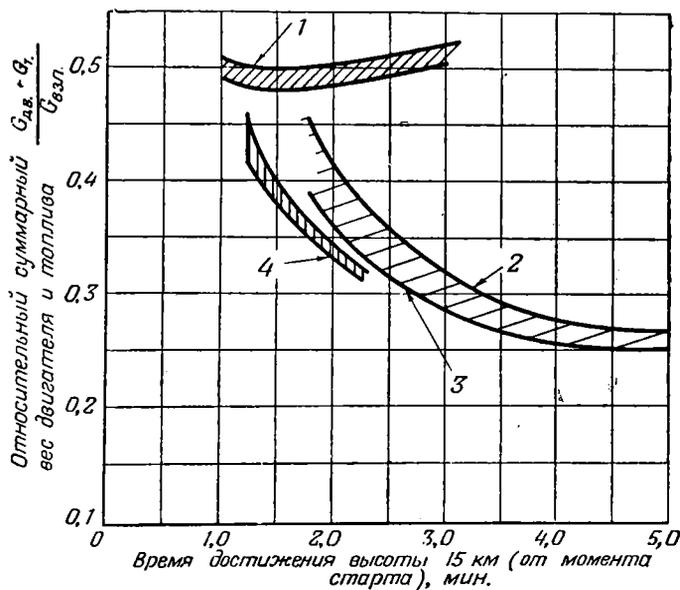
уровне земли, и кривые зависимости минимального времени обнаружения от высоты полета самолета и его скорости. Из графика видно, что для типичного современного бомбардировщика время обнаружения в лучшем случае может быть не более 25—30 мин.

Следует учитывать также особенности современного нападения бомбардировщиков, которые связаны с применением в будущей войне атомного оружия. Перехват бомбардировщиков в этом случае должен быть полностью эффективным и должен производиться на большом расстоянии от защищаемой территории.

Чтобы обнаружить приближающиеся бомбардировщики, определить направление их движения и высоту, оценить численность нападающих сил, требуется примерно 5 мин. времени. Поэтому для передачи сигнала тревоги, взлета истребителей, набора высоты свыше 15 000 м и наведения их на цели с земли остается не более 20—25 мин.

Современные истребители могут выполнить эту операцию при высокой квалификации летчика не менее чем за 10 мин., при условии прямолинейного набора высоты и точного наведения с земли. Таким образом, остается около 10—15 мин. для преследования бомбардировщика и точного выполнения атаки. Одним из возможных путей улучшения системы ПВО является применение истребителей-перехватчиков с лучшими летными данными.

В апреле 1956 г. главный конструктор фирмы «Саундерс Ро» в своем докладе заявил, что только истребитель со смешанной силовой установкой смог бы обеспечить радикальное улучшение характеристик, которое требуется от будущих истребителей-перехватчиков. Истребители этого типа



Ф и г. 2. Относительный суммарный вес двигателя и топлива истребителя в зависимости от времени, затрачиваемого на взлет и набор высоты 15 000 м.

1—ЖРД; 2—ТРД без форсажа; 3—ТРД с форсажем; 4—смешанная силовая установка. ТРД используется для взлета и набора высоты на начальном участке, ЖРД включается на различных высотах.

будут, возможно, последними пилотируемыми самолетами, которые смогут использоваться для противовоздушной обороны до того времени, как их полностью заменят ракеты «земля-воздух».

Взлет таких самолетов не представит затруднений с точки зрения тяги, так как тяга, необходимая для полета с большой скоростью и для выполнения маневров на большой высоте, обеспечивает достаточные запасы для взлета.

Набор высоты при работе только ТРД, несомненно, будет наиболее выгодным по суммарному весу двигателя и топлива, если на самолете используются двигатели, наиболее пригодные для взлета. Но для перехвата важнее всего достигнуть высоты полета бомбардировщика в кратчайшее время. Это иллюстрирует график фиг. 2, где показана зависимость суммарного веса двигателя и топлива, потребного для достижения высоты 15 000 м, от времени набора.

Из графика видно, что суммарный вес ракетного двигателя и потребного для него топлива остается почти постоянным для ракетного самолета, но составляет значительную долю его взлетного веса. С другой стороны, суммарный вес турбореактивного двигателя и топлива быстро приближается к той же величине по мере уменьшения времени набора заданной высоты

Если использовать турбореактивный двигатель для взлета и для начального участка набора, а ракетный двигатель включать при значительном уменьшении скороподъемности, то время набора может быть уменьшено. Потребный вес двигателя и топлива в этом случае будет значительно меньше, чем в случаях использования только одного типа двигателя.

Таким образом, при наборе высоты выгоднее всего (с точки зрения веса) комбинировать турбореактивный двигатель с ракетным. Однако набор не обязательно выполнять с максимальной скороподъемностью; в некоторых случаях набор может выполняться только на турбореактивных двигателях с целью экономии ракетного топлива для увеличения длительности полета на боевом режиме.

Еще одним преимуществом самолета со смешанной силовой установкой является то, что наряду с меньшим весом такой установки и топлива по сравнению с самолетом, силовая установка которого состоит из турбореактивного двигателя, он к тому же расходует на набор высоты больше топлива. Поэтому такой самолет достигает боевой высоты с меньшим весом и, следовательно, с меньшей нагрузкой на крыло, что оказывает благоприятное влияние на маневренность.

Сравнение самолетов с турбореактивным двигателем и со смешанной силовой установкой на участке перехвата и преследования проще всего провести из условия равенства суммарного веса двигателя и топлива для заданного времени полета (фиг. 3).

Предположим, что установленный турбореактивный двигатель способен обеспечить максимальную скорость, соответствующую $M=1$, и что требуется увеличить скорость полета до $M=2$ на высоте примерно 18 000 м. Если потребная продолжительность полета со скоростью, соответствующей $M=2$, меньше 3 мин., выгоднее установить дополнительный ракетный двигатель, так как вес дополнительного турбореактивного двигателя с топливом для обеспечения потребной тяги больше, чем вес соответствующего ракетного двигателя с топливом.

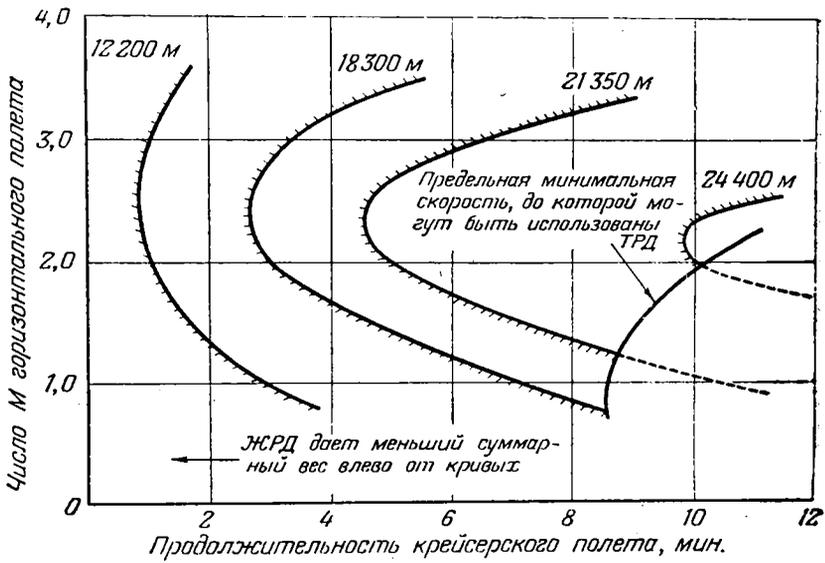
Кроме того, ТРД обеспечит разгон самолета до скорости, соответствующей числу $M=2$, только через 10 мин., а дополнительный ракетный двигатель позволит сделать это на минуту раньше.

Необходимость разгона до боевой скорости за минимальное время имеет огромное значение для перехвата. Для самолета недостаточно производить набирать скорость. На фиг. 4 показаны типичные кривые изменения коэффициента лобового сопротивления самолета и коэффициента тяги турбореактивного двигателя. Из графика видно, что эти линии идут почти параллельно и сходятся очень медленно. Теоретически возможно достижение максимальной скорости, соответствующей большому числу M , но ускорения при этом будут весьма малы.

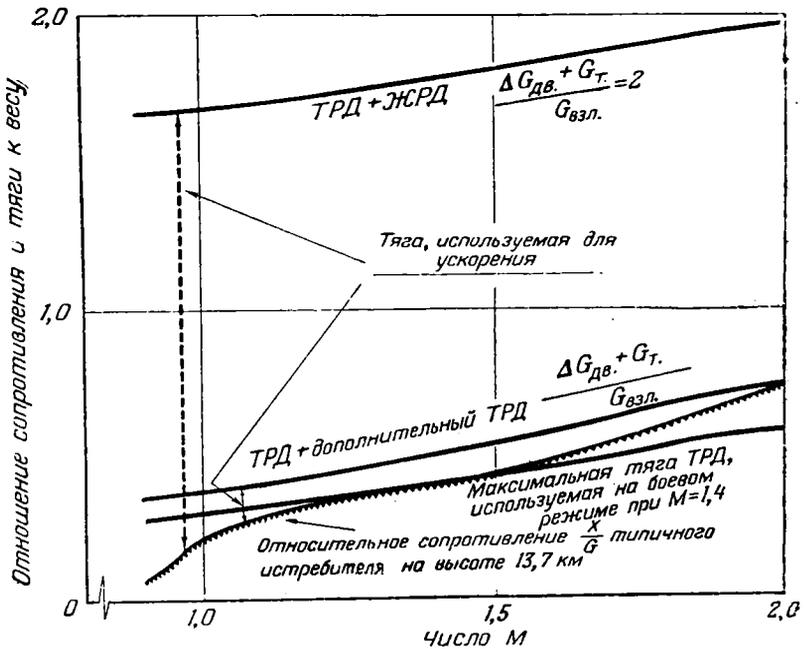
Если для достижения скорости, соответствующей числу $M=2$, принять дополнительный суммарный вес двигателя и топлива равным 0,2 взлетного веса самолета, то при установке дополнительного ТРД в сравнении с ракетным двигателем получается огромная разница в величине ускорения и, следовательно, во времени достижения заданной скорости.

На фиг. 5 показано изменение суммарного веса двигателя и топлива для разгона самолета от $M=1$ до $M=2$ в зависимости от времени этого разгона. Из графика можно отчетливо видеть, что при коротком времени разгона следует отдать предпочтение установке дополнительного ракетного двигателя.

В течение операции перехвата истребитель должен выполнить разворот по крайней мере на небольшой угол перед выходом на боевой курс для атаки. При рассмотрении этого маневра было установлено, что на большой высоте компрессор турбореактивного двигателя может настолько близко подходить



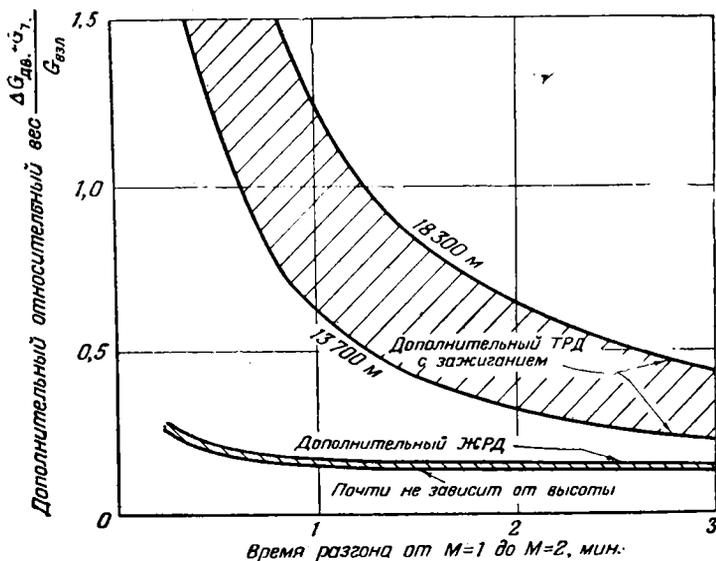
Ф и г. 3. Продолжительность крейсерского полета, при которой суммарные веса двигателя и топлива для самолета с ТРД и форсажной камерой и для самолета с ЖРД одинаковы.



Ф и г. 4. Кривые тяговооруженности и относительного сопротивления для истребителя с одним ТРД (типа Фейри FD-2), с двумя ТРД (типа Инглиш Электрик Р.1) и со смешанной силовой установкой (типа Саро SR. 53).

к режиму помпажа, что всякого изменения в распределении потока на входе, которое может произойти при неустановившемся развороте, достаточно для того, чтобы вызвать срывы в компрессоре и даже привести к остановке двигателя.

Расчеты показывают, что при типичном развороте с перегрузкой, равной 3, на большой высоте дополнительное приращение отношения тяги к весу требуется порядка 0,4, т. е. такое же, как и при рассмотренных случаях разгона. Возвращаясь к фиг. 4, можно видеть, что для получения такого



Ф и г. 5. Дополнительный относительный суммарный вес двигателя и топлива для разгона самолета от $M=1$ до $M=2$ в зависимости от времени разгона.

дополнительного приращения требуется вес турбореактивного двигателя, значительно превышающий 0,2 взлетного веса самолета, или, наоборот, при дополнительном весе турбореактивного двигателя, равном 0,2 веса самолета, отношение тяги к весу составляет лишь около 1,5. Такая величина отношения может обеспечить нормальное ускорение, равное 1,4, против требуемой величины, равной 3.

Решение о проведении работ над самолетами Сапо S R. 53 и Авро 720 было принято после исследования различных вариантов истребителей со смешанными силовыми установками. В этих исследованиях рассматривались соотношения по тяге, весу топлива и весу двигателей между турбореактивными и ракетными двигателями на самолете. В случае если основной силовой установкой является ракетный двигатель, самолет аналогичен Me-163, но обладает преимуществом в продолжительности полета и дальности за счет использования турбореактивного двигателя и его форсажной камеры. Посадка такого самолета может производиться в намеченном месте; посадки с неработающим двигателем перестают быть необходимостью. Однако дальность полета такого истребителя, вероятно, была бы недостаточна для удовлетворения всех требований обороны.

Другой крайностью является самолет, у которого взлетная тяга турбореактивного двигателя на 100 или 150% больше, чем тяга ракетного двигателя. Путем использования форсажной камеры может быть получен истребитель с весьма большими возможностями. Большая тяга турбореактивного двигателя с дожиганием у земли означает, что и на большой высоте тяга

будет достаточна для полета в течение длительного периода с высокой дозвуковой скоростью без применения ракетного двигателя, имеющего большой расход топлива.

Такой самолет имеет более гибкие летные характеристики, чем самолет с основной ракетной силовой установкой. Наземная радиолокационная служба имеет возможность давать небольшие поправки перехватчику в последние моменты перед атакой. Благодаря этому окончательное применение ракетного двигателя может быть зарезервировано для разгона или маневрирования истребителя, чтобы быстро настичь бомбардировщик и подойти к нему на дистанцию огня ракетного оружия истребителя.

Как и в предыдущем случае, турбореактивный двигатель используется для возвращения самолета на базу; дальность полета при этом может быть увеличена за счет большой начальной высоты истребителя.

Для установки на истребитель может быть использован также турборакетный двигатель, который обеспечивает получение весьма хороших летных характеристик. Турборакетный двигатель представляет собой, по существу, турбореактивный двухконтурный двигатель, в котором весь воздух, поступающий в компрессор, минует турбину. Мощность для вращения турбины получается за счет разложения специальных однокомпонентных составов; продукты разложения вместе с прошедшим через второй контур воздухом используются для сжигания топлива в выхлопной трубе, и таким образом создается тяга, сравнимая с тягой турбореактивного двигателя с дожиганием.

Кривая изменения тяги турборакетного двигателя по высоте носит промежуточный характер между кривыми для турбореактивного и ракетного двигателей; предполагают, что вес этого двигателя с топливом будет меньше суммарного веса смешанной силовой установки.

В эксплуатации самолет Сапо SR. 53 может иметь разнообразное применение. В качестве примера можно рассмотреть типичную программу полета, опубликованную фирмой «Де Хэвиллэнд» для гипотетического истребителя с турбореактивным двигателем этой фирмы «Джайрон» и с ракетным двигателем «Спектр».

Двигатель «Джайрон» с включенной форсажной камерой используется для быстрого взлета и получения большой начальной скороподъемности. Затем для сохранения большой скороподъемности до рабочей высоты включается двигатель «Спектр». Ракетный двигатель дает возможность быстрого разгона до требуемой сверхзвуковой скорости. Для полета со сверхзвуковой скоростью до приближения к атакуемому бомбардировщику достаточно тяги одного турбореактивного двигателя с дожиганием. Затем снова включается «Спектр», обеспечивающий избыток тяги, необходимый для выполнения маневров при перехвате. После выполнения атаки возвращение на базу производится с помощью только турбореактивного двигателя без форсажной камеры.

(*The Aeroplane*, v. 89, No 2315, 852—854, 1955.)

ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

За двенадцать лет, прошедших с тех пор, как газотурбинные авиационные двигатели получили практическое применение, ТРД овладели всей военной авиацией.

Эти годы характеризуются быстрым прогрессом военных самолетов и двигателей. Однако с точки зрения англичан для этого периода характерен вместе с тем и ряд упущенных возможностей, что было вызвано главным образом неоправданной осторожностью в преодолении звукового барьера.

За десять лет, с 1944 по 1954 г., скорости английских самолетов увеличились от $M=0,8$ до $M=0,95$, а за это же время скорости американских самолетов подошли вплотную к $M=2$. Сверхзвуковые полеты производились английскими самолетами только в пикировании в течение нескольких секунд.

Ответственность за этот медленный прогресс в Англии несут создатели двигателей. Они достигли значительных успехов, и если английские конструкторы самолетов сумеют использовать предоставляемые им силовые установки, то в следующие двенадцать лет можно будет добиться значительно больших достижений, чем за прошедшие.

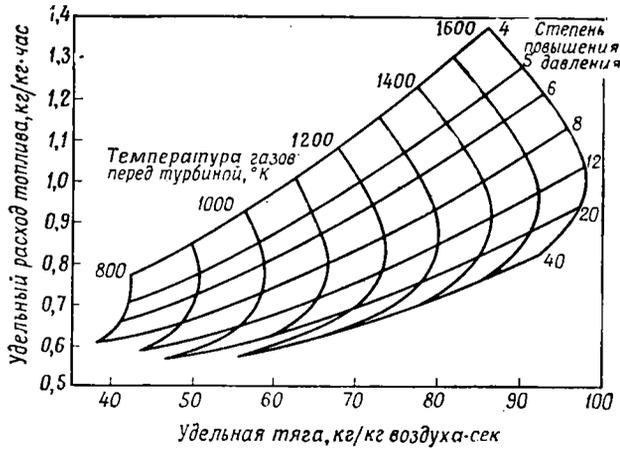
Часто говорят, что после перехода за скорость звука ничего существенного не произойдет вплоть до так называемого теплового барьера, ощутимого при числах M более 3. С точки зрения двигателя это очень далеко от истины. Уже сейчас тысячи инженеров заняты усиленными поисками средств преодоления термодинамических, аэродинамических и прочностных трудностей, связанных с переходом от $M=1,5$ к $M=1,8$ или к $M=2$. С числами M легко жонглировать на бумаге, но на практике условия при $M=2$ могут коренным образом отличаться от условий при $M=1,9$.

Турбореактивные двигатели являются сейчас господствующим видом силовой установки. Следует напомнить, что 12 лет назад было широко распространено мнение, что ТРД нельзя будет использовать на боевых военных самолетах, имеющих скорости, значительно превосходящие скорость звука. Некоторые специалисты предполагали, что для скоростей, превышающих число $M \sim 1,5$, лучшим двигателем будет прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Однако практика показала, что обычный ТРД пригоден для достижения значительно больших скоростей. Уже имеются боевые самолеты с ТРД, летающие со скоростью, близкой к $M=2$, и можно полагать, что к 1960 г. появятся самолеты различных типов с ТРД, способные летать со скоростями, соответствующими числам M , равным 2,5—2,7.

Скорости такого порядка—вдвое больше скоростей самых быстрых из находящихся в настоящее время в эксплуатации самолетов—требуют двигателей, мощность которых по старым нормам считается громадной. Обеспечение такой мощности представляется одной из самых сложных задач, которые когда-либо ставились перед двигателестроительной промышленностью. Эта задача проще решается с помощью ТРД, чем с помощью ЖРД или ПВРД.

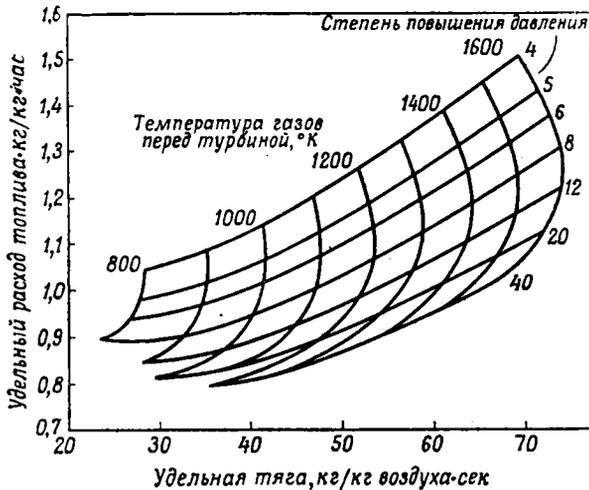
Ниже рассматриваются в упрощенном виде некоторые факторы, влияющие на проектирование ТРД.

Логично предположить, что на большинстве военных самолетов завтрашнего дня будут установлены двигатели, которые явятся развитием уже находящихся в эксплуатации двигателей. Легко представить себе несколько способов увеличения тяги ТРД.



Ф и г. 1. Статические характеристики ТРД при максимальном числе оборотов на уровне моря.

Наиболее очевидным, пожалуй, является увеличение расхода воздуха через двигатель, потому что при прочих равных условиях тяга меняется прямо пропорционально расходу воздуха. Еще одним решением является



Ф и г. 2. Характеристики ТРД при крейсерской скорости 925 км/час в стратосфере.

сообщение большего ускорения каждой частице воздуха. Этого можно достигнуть увеличением максимальных давлений и температур термодинамического цикла (фиг. 1, 2) или путем подогрева воздуха в форсажной камере.

Следует заметить, однако, что слишком большое увеличение степени повышения давления может в действительности привести к уменьшению тяги. Это происходит из-за уменьшения давления в реактивной трубе и,

следовательно, тяги на единицу расхода воздуха. Этот кажущийся парадокс приобретает особенно важное значение при высоких сверхзвуковых скоростях полета (фиг. 3).

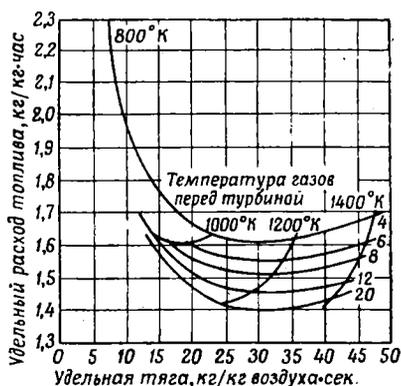
Увеличение массового расхода воздуха в существующей конструкции двигателя нормально достигается одним из двух способов: увеличением площади сечения входного отверстия компрессора или увеличением максимального числа оборотов. Последний способ, хотя и не требует коренных изменений в конструкции, повышает рабочие напряжения во всем двигателе, и особенно в лопатках. Тем не менее повышение максимального числа оборотов на 2—3% может дать существенное увеличение тяги ТРД при одновременном увеличении степени повышения давления.

Для значительного повышения расхода воздуха нет иного способа, кроме переделки двигателя. Большинство ТРД, находящихся в настоящее время в эксплуатации, имеют умеренную величину относительного диаметра втулки (отношение диаметра втулки к диаметру входного отверстия). Площадь этого кольцевого сечения можно увеличить либо увеличением наружного диаметра входа, либо уменьшением диаметра втулки. В обоих случаях эффект может быть заметным; примерами этого могут служить двигатели «Сапфир», у которых тяга этим способом была увеличена с ~3200 до ~4540 кг, и J-47, при модификации которого (с сохранением основных размеров) было достигнуто увеличение тяги с 2630 до 4300 кг.

Конечно, за это приходится расплачиваться. Большая длина лопаток компрессора, как известно, связана с рядом конструктивных проблем. Повышенная мощность, потребляемая компрессором, требует увеличения мощности турбины, диаметр которой, если не добавить дополнительную ступень, станет очень большим. Необходимо также осуществить сжигание увеличенного количества топлива в соответствии с возросшим расходом воздуха.

К увеличению степени повышения давления при неизменном числе оборотов прибегают редко, за исключением тех случаев, когда требуется получить выигрыш в экономичности. Самый легкий способ увеличить степень повышения давления состоит в повышении окружной скорости компрессора. В НАСА¹ был получен прирост степени повышения давления на 15% при увеличении окружной скорости с 305 до 426 м/сек. Недостаток этого способа состоит не только в заметном повышении напряжений в лопатках, но и в том, что увеличенные скорости будут приводить к появлению местных околосвуковых скоростей в компрессоре. В будущих двигателях, однако, это станет неизбежным, как это будет показано ниже.

Если все остальные факторы остаются постоянными (чего не может быть в действительности), увеличение степени повышения давления нормально приведет к заметному снижению удельного расхода топлива, и высокая степень повышения давления иногда применяется только ради этого, несмотря на то, что за нее приходится расплачиваться ценой большего веса и усложне-



Ф и г. 3. Характеристики сверхзвукового ТРД при $M=2,5$ на высоте 12 200 м и при расчетном числе оборотов.

¹ Национальный консультативный комитет по воздушному флоту.—Прим. ред.

ния, а возможно, и худших эксплуатационных свойств. В определенных случаях можно также получить небольшое повышение удельной тяги. По мере увеличения числа M полета становится все более важным влияние скоростного напора (поджатие воздуха на входе в воздухозаборник за счет уменьшения его кинетической энергии), а при высоких сверхзвуковых скоростях оно играет доминирующую роль в термодинамическом цикле двигателей.

Указанный метод увеличения тяги существующих двигателей едва ли потребует какого-нибудь коренного изменения камер сгорания. Конечно, эту часть двигателя трудно сделать более короткой, так как должна быть обеспечена достаточная длина камеры, чтобы гарантировать полное сгорание топлива до того, как оно достигнет турбины. Несмотря на непрерывное повышение теплонапряженности камер сгорания, эта проблема обостряется ростом скоростей потока, который будет сопровождать любой обычный способ увеличения тяги. Очень многое может быть сделано путем более тщательного проектирования камер. Так, некоторые американские ТРД работали с камерами сгорания, способными пропускать вдвое больший поток по сравнению с исходным расчетным, при сохранении прежних размеров и при вполне допустимых увеличениях потерь полного напора. Многие уверены, что в ближайшие годы удастся достичь существенного улучшения камер сгорания, и в частности уменьшить их длину.

Турбина больше, чем любой другой узел двигателя, затрудняет повышение тяги ТРД. Как правило, турбины работают вообще на пределе своих возможностей. Увеличение расхода воздуха может быть обеспечено увеличением длины лопаток турбины. Это увеличит мощность турбины, но может оказаться необходимой дополнительная ступень турбины. Значительно более ограничены возможности повышения температуры газов. Увеличение температуры потока в компрессоре, камере сгорания или выхлопной трубе обычно может быть достигнуто без особых затруднений, но даже небольшое повышение температуры газов на входе в турбину приводит к быстрому сокращению срока ее службы. Даже в двигателях разового применения температура газов не может быть увеличена выше вполне определенного предела.

На практике в конструкции турбины могут быть сделаны изменения, которые позволят ей работать при повышенной температуре газов. Тщательное детальное проектирование может дать многое для снижения уровня максимальных напряжений и выровнять температурное поле потока. Кроме того, многие специализированные фирмы настойчиво ищут материалы с лучшими механическими качествами, особенно—большим пределом ползучести при повышенных температурах. В случае применения улучшенного материала для лопаток турбины можно либо увеличить напряжения (в результате увеличения расхода или оборотов), либо повысить температуру газов перед турбиной. Несомненно, будет избран второй путь.

Небольшие изменения в химическом составе сплава могут радикально изменить его механические свойства. Этот давно известный факт используют в США для улучшения свойства сплавов путем совершенствования технологии вакуумной плавки. Фирмы «Стоукс мэшин компэни» и «Дженерал электрик» независимо друг от друга создали оборудование и технологию выполнения всех операций, кроме окончательной механической обработки, в контролируемой атмосфере, что дает возможность точно выдержать состав сплава. Сплав «Уоспэлой» фирмы «Пратт-Уитни» выплавляется в вакууме и, как заявляют, превосходит все другие ковочные сплавы в диапазоне температур 815—870° С. В настоящее время фирма «Дженерал электрик» приступает к выпуску опытной партии 45,4 т в год еще лучшего материала, получаемого плавкой в вакууме.

Наиболее распространенными материалами для изготовления турбинных лопаток являются сплавы типа «Нимоник». Новейшим из этих сплавов с большим содержанием никеля является «Нимоник» 100 как лучший сплав для лопаток в диапазоне температур 900—980° С. Применение сплава N.100 вместо N.80A для лопаток двигателя теоретически позволило бы увеличить тягу с 2720 до ~3000 кг. Кроме некоторого увеличения стоимости, главным недостатком таких сплавов является трудность их обработки. Понятно, что сплав, специально предназначенный для сохранения своей прочности при повышенных температурах, с трудом поддается ковке.

В США сейчас уже построены тысячи ТРД, имеющих литые лопатки турбин.

Можно применить для лопаток ТРД керамику, выдерживающую температуру до 1650° С, и ряд синтетических материалов, известных под названием керметов, занимающих по своим механическим качествам промежуточное место между керамикой и металлами. К сожалению, большинство материалов подобного типа заметно уступает лучшим металлам в отношении динамической прочности и сопротивляемости тепловому удару.

Фирмы «Райан» и «Солар» добились определенных достижений в создании керамических покрытий, допускающих либо повышение температуры газов, либо применение более дешевого основного сплава. Однако такие покрытия, весьма ценные для малонагруженных частей, в особенности в жаровых трубах, найдут, вероятно, лишь весьма ограниченное применение в конструкции турбин. Несмотря на это, исследования лопаток с керамическим покрытием не только не приостановлены, но проводятся весьма интенсивно.

Значительное увеличение температуры газов может быть достигнуто путем использования для лопаток турбин материалов на основе карбида титана. Ни один английский промышленник не говорил об этой работе—несомненно, по причинам секретности,—но известно, что в США при использовании в качестве связки 30% никеля было достигнуто временное сопротивление разрыву до 105 кг/мм² при комнатной температуре и не менее 28 кг/мм² при температуре около 980° С. Примитивные рабочие колеса турбин, изготовленные из полученного спеканием карбида титана «кентаурум», работали в течение 100 час. при ~30 000 об/мин и температуре газов 980—1040° С. Следует также упомянуть о работах в Германии, особенно над спекаемыми сплавами из тяжелых металлов типа WZ. Заявляют, что один из этих сплавов—WZ12b—имел прочность на разрыв после 100 час. выдержки при температуре 940° С около 13 кг/мм² и при температуре 900° С—около 25 кг/мм².

Одним из направлений развития газовых турбин является применение охлаждаемых турбинных лопаток. Возможны различные методы охлаждения—с поверхности, изнутри, а также отбором тепла от всей лопатки. Полые лопатки некоторых старых германских ТРД изготавливались из листа и охлаждались продуваемым через них воздухом. Современные охлаждаемые лопатки часто изготавливаются из сплошной кованой и тянутой заготовки.

Охлаждение лопаток турбин может применяться для того, чтобы имелась возможность использовать худшие материалы или поднять термодинамическую эффективность путем увеличения максимальной температуры. Наиболее важное преимущество охлаждения заключается в том, что оно допускает повышение рабочих температур газа для существующих материалов, и благодаря этому можно получить большую удельную тягу. При охлаждении лопаток статора и ротора, как показали опыты на одноступенчатой турбине в английском газотурбинном институте, проведенные до 1953 г., можно допустить увеличение температуры газов на 288° С по сравнению с неохлаждаемыми лопатками из того же материала. Для ТРД с

к.п.д. 90%, степени повышения давления 8 и расходом воздуха 45,4 кг/сек это дало бы увеличение тяги с 2630 кг более чем до 3540 кг, если считать прочие факторы постоянными. На этой ранней стадии исследований, результаты которых с тех пор значительно улучшились, не оказалось возможным предотвратить увеличение термических напряжений, испытываемых лопатками. С другой стороны, это привело в большой степени к передаче нагрузок на более холодные и, следовательно, более прочные части лопатки. Был исследован термический удар, причем при многих циклах температура газов внезапно уменьшалась с 950 до 120° С; лопатки при этом оставались прочными.

К другим видам охлаждения относится пористое и пленочное охлаждение. Первый метод применим для лопаток из материалов с плохими механическими свойствами. Второй метод особенно перспективен в случае ламинарного обтекания лопаток. Исследования показали, что ламинарно обтекаемые лопатки с пленочным охлаждением потребуют только 33—50% охлаждающего воздуха, необходимого для лопаток с внутренним охлаждением, при тех же условиях. Изолирующее действие оболочки охлаждающего воздуха позволяет повысить температуру газов более значительно, чем это возможно при любом другом методе, который можно сейчас предвидеть.

Еще до 1950 года хорошие результаты были получены на одном из ранних двигателей Уиттла, у которого лопатки турбины охлаждались при помощи водяных форсунок, установленных по три штуки на четырех симметрично расположенных направляющих лопатках сопла. При расходе воды в 0,2% от расхода газов температура рабочих лопаток уменьшилась с 650° С менее чем до 455° С. Работали также турбины с системами внутреннего охлаждения с помощью воды или других жидкостей (например, жидкий натрий). Полагают, что в результате исследований американцев в этой области уже созданы турбины, удовлетворительно работающие при температуре газов, превосходящей 1370° С. При жидкостном охлаждении даже лопатки из легких сплавов дали благоприятные результаты в связи с их прекрасной теплопроводностью.

В создании надежных охлаждаемых турбин встретилось несколько серьезных трудностей. Главная проблема заключается в достижении равномерного распределения температур и уменьшения термических напряжений в лопатках, диске и сопловом аппарате. Необходимо также, чтобы охлаждающая среда была абсолютно чистой и свободной от твердых частиц, которые могут закупорить узкие каналы. Последняя проблема упрощается, когда охлаждающей средой является воздух.

Некоторое охлаждение лопаток получается в качестве побочного результата при определенных видах форсирования двигателя. Примером этого является система, разработанная Канадским национальным советом по исследованиям, в которой керосин впрыскивается перед турбиной и испаряется без сгорания, проходя через лопатки. Лопатки при этом охлаждаются за счет отдачи потоком скрытой теплоты парообразования. Пары керосина в конце концов сгорают обычным образом у стабилизатора пламени в выхлопной трубе.

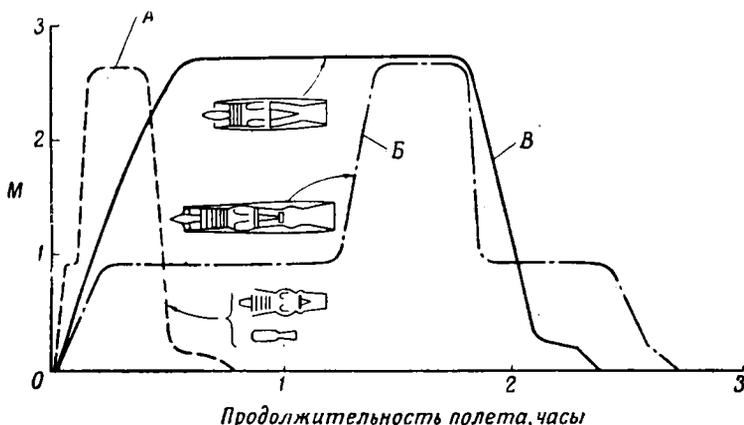
Дожигание широко применяется в ряде стран, но в Англии к нему относятся равнодушно. На дозвуковых самолетах форсажные камеры отпугивают своим весом, габаритами и плохой экономичностью, но при больших числах M они дают большой эффект. Например, форсажная камера, дающая увеличение статической тяги двигателя на 35%, при числе $M=1$ дает прирост тяги на 69%, при $M=2$ —на 105% и при $M=3$ —не менее чем на 219%.

При числах M порядка 3 характеристики силовой установки в целом изменяются. Двигатель уже не может считаться силовым к установке

на любом самолете. Вся конструкция самолета и система силовой установки должны проектироваться вместе, как одно целое. Каналы перед двигателем и после него становятся такими же важными, как и сам двигатель.

Это завершает период существования ТРД универсального применения. Например, ТРД для перехватчика будет отличаться от ТРД с той же статической тягой для бомбардировщика.

Прежде чем рассматривать сверхзвуковой ТРД, имеет смысл сделать обзор условий сверхзвукового полета в тропопause. Нормальная температура равна $-56,5^{\circ}\text{C}$ и давление около $0,246\text{ кг/см}^2$. Однако воздух, поступающий в воздухозаборник самолета, движущегося со скоростью, соответствующей $M=2$, будет иметь давление около 7 кг/см^2 и температуру



Фиг. 4. Три возможных профиля полета военных самолетов. А—истребитель-перехватчик; Б—сверхзвуковой самолет с дозвуковым крейсерским режимом; В—полностью сверхзвуковой самолет.

около 516°C абс. Это представляет очень значительное преимущество в том отношении, что компрессор освобождается от большей части работы, которую он должен был бы выполнить, но в то же время это предъявляет требования к двигателю, которые могут быть удовлетворены только силовыми установками совершенно новых типов.

Высокая температура торможения на входе в сочетании с подогревом воздуха в компрессоре оставляет очень небольшую возможность увеличения температуры при сгорании топлива, ограничиваемую термической стойкостью турбины. Вместе с тем, хотя оптимальная степень повышения давления в сверхзвуковых двигателях имеет тенденцию уменьшаться с увеличением скорости полета, работа компрессора (и, следовательно, температура) не уменьшается в такой же степени. По этой причине для сверхзвукового ТРД требуется большее количество ступеней компрессора для получения заданной степени повышения давления, чем нужно было бы при малых скоростях полета; кроме того, даже небольшое увеличение потребной степени повышения давления требует весьма большого дополнительного веса компрессора, если температура на входе высока.

Как указывалось выше, при сверхзвуковых скоростях требуется узкая специализация двигателей. Конструкторы двигателей не могут просто строить «хороший сверхзвуковой двигатель». Каждая силовая установка в целом должна быть тщательно согласована с назначением летательного аппарата, для которого она предназначается.

Кривая А (фиг. 4) представляет собой профиль полета истребителя-перехватчика классического типа с малой продолжительностью полета.

Удольетворительной силовой установкой такого самолета может быть жидкостный ракетный двигатель, большая тяга которого на всех высотах давала бы хорошие маневренные возможности, в то время как ограниченная продолжительность полета не представляла бы большого затруднения. На самолетах этого типа можно было бы, вероятно, установить также относительно небольшие ТРД, которые обеспечивали бы привод вспомогательных агрегатов и служили бы двигателями самолета на вспомогательных режимах полета, включая последний круг и посадку. Для такого самолета, может быть, в крайнем случае можно использовать ТРД современного типа, поскольку он оказывает сравнительно слабое влияние на характеристики самолета. Разрабатываемый фирмой «Саундерс Ро»; самолет SR. 53 относится к этой категории.

Кривая *Б* изображает возможный профиль полета бомбардировщиков или тяжелых всепогодных истребителей. В этом случае двигатель должен обеспечить достаточную продолжительность полета при дозвуковой скорости (дальний крейсерский полет для бомбардировщика и длительное барражирование для всепогодного истребителя) и кратковременный полет при M свыше 2 (во время воздушного боя для истребителя или при прохождении над целью для бомбардировщика). Это, очевидно, потребует создания силовой установки компромиссного типа, например, комбинации ТРД с высокой степенью повышения давления и сверхзвукового ПВРД. Такая комбинация предполагается в качестве силовой установки на экспериментальном самолете Рипаблик F-103. С другой стороны, предъявляемые требования можно удовлетворить при помощи ТРД с регулируемой геометрией, характеристики которого могут изменяться в соответствии с условиями полета при разных числах M . Для обеспечения хорошей экономичности на крейсерском дозвуковом режиме такой двигатель должен обладать высоконапорным компрессором, а для максимальных режимов необходима форсажная камера. Автор считает, что такая силовая установка будет исключительно полезной во многих отношениях. Она может быть оптимальной для всех требований, связанных с полетами по профилю *Б*, несмотря на то, что двигатель не является оптимальным ни для дозвукового, ни для сверхзвукового режимов, взятых в отдельности.

Профиль полета *В* выполняется полностью на сверхзвуковой скорости и может быть использован определенными типами бомбардировщиков или (если заглядывать дальше в будущее) транспортных самолетов. До появления атомных двигателей, которые, очевидно, явятся наиболее приемлемым типом силовой установки для таких самолетов, эта задача может быть выполнена и ТРД с постоянной геометрией, конструкция которого устроена таким образом, что все агрегаты достигают наибольшей эффективности при сверхзвуковых крейсерских скоростях.

На фиг. 5 изображен гипотетический ТРД с дожиганием и с переменной геометрией (который будет в дальнейшем обозначаться условно как ТРД-Р—регулируемый). Эта схема подчеркивает, что такой тип двигателя для самолета должен рассматриваться как одно связанное целое—от воздухозаборника до реактивного сопла. Рассмотрим подробно схему этого двигателя.

Имея в виду, что двигатели должны давать тягу от 13 500 до 27 200 кг, следует, во-первых, остановиться на размерах такого двигателя. ТРД-Р будет иметь длину значительно больше 12 м; из них не более трети придется на ротор двигателя. Перед вращающимися частями находится очень большой входной диффузор с коническим центральным телом.

В полете на сверхзвуковой скорости при осевом входе возникает прямой скачок уплотнения, в котором скорость изменяется от сверхзвуковой до дозвуковой. При $M=1$ осевой вход еще имеет к.п.д. больше 90%, но как толь-

ко число M увеличивается дальше, потери напора на входе становятся неприемлемыми. Если, однако, в центре воздухозаборника помещается обтекаемое тело, носок этого тела создает косой скачок, в котором происходит частичное торможение сверхзвукового потока. Внутри заборника размещается прямой скачок, в котором завершается процесс торможения.

Правильным выбором угла при вершине конуса центрального тела можно подвести косой скачок к наружной кромке заборника, но как только число M увеличивается, наклон скачка уменьшается. Следовательно, для того чтобы сохранять правильное взаимное положение скачка и кромки воздухозаборника, носок центрального тела следует смещать по оси относительно кромки заборника или, наоборот, можно смещать кромку воздухозаборника.

Сверхзвуковые входы такого типа чувствительны не только к изменению числа M , но также к изменениям угла атаки и рыскания. Геометрия системы скачков зависит также от условий внутри двигателя; возможно возникновение неустойчивых режимов, когда прямой скачок имеет два положения равновесия—одно внутри двигателя и другое вне его, между которыми скачок интенсивно колеблется с высокой частотой. При этом резко падает к. п. д. двигателя и могут возникнуть большие вибрационные напряжения, способные вызвать усталостное разрушение.

За системой скачков воздухозаборник представляет собой обычный дозвуковой диффузор, в котором происходит дальнейшее повышение давления воздуха перед компрессором.

Для получения максимального расхода воздуха через компрессор в настоящее время задача сводится к уменьшению до минимума площади препятствий на пути движения газа. Это особенно важно для современных околозвуковых двигателей. Сверхзвуковые ТРД, которые имеют большое входное устройство и еще большее реактивное сопло, не будут в этом отношении ограничиваться.

Практически, однако, существуют пределы пропускной способности компрессора данных размеров. Полезным параметром, который можно применить в качестве мерил, является удельный расход воздуха через сечение, измеряемый в килограммах воздуха в секунду на 1 м^2 лобовой площади входа. Можно показать, что максимальная удельная производительность, которую теоретически можно получить у земли при помощи полностью дозвукового осевого компрессора, составляет $\sim 183 \text{ кг/м}^2/\text{сек}$. Этому соответствует звуковая скорость на входе, и поскольку последний имеет ограниченное поперечное сечение, не остается места для каких-либо стоек, поддерживающих подшипники, или для направляющих лопаток. При наличии этих элементов произойдет «запирание» входа. На практике поэтому может быть достигнута удельная производительность лишь порядка $166\text{—}170 \text{ кг/м}^2/\text{сек}$.

Очевидный способ достигнуть такой производительности заключается в увеличении скорости потока и лопаток. В конце концов это увеличение привело бы к появлению сверхзвукового потока у концов лопаток ротора. Хотя аргументы в пользу сверхзвукового компрессора никоим образом не могут считаться бесспорными, использование околозвукового потока на нескольких первых ступенях дает возможность получить определенные преимущества. Уже известно, что к.п.д. сверхзвуковой ступени не снижается сколько-нибудь значительно, а работа ступени увеличивается.

Величина работы на одну ступень представляет очень важный параметр, так как, если можно заставить каждую лопатку выполнять большую работу, потребуется меньшее количество лопаток. Хорошо известно, что всякое изменение веса лопаток оказывает примерно десятикратное влияние на вес силовой установки и еще большее влияние на вес самолета. Одной из основ-

ных переменных величин является хорда лопатки, и вполне эффективные компрессоры с околосвуковыми первыми ступенями могут быть построены с очень тонкими лопатками, имеющими большие хорды. Увеличение хорды не только снижает очень важную величину относительной толщины лопатки, но также увеличивает величину работы, выполняемой лопаткой при данной окружной скорости. С другой стороны, длина двигателя возрастает, и, таким образом, уменьшается получаемая экономия веса, так что следует искать компромиссное решение.

Одно ясно, что многое еще может быть достигнуто в улучшении конструкции компрессора. Более тщательная оценка напряжений, испытываемых лопатками, могла бы показать, что во многих двигателях, в которых сейчас применяются тяжелые материалы, можно использовать легкие сплавы. Однако сомнительно, чтобы легкие сплавы были приемлемы при температурах, которые соответствуют $M > 2$, и если даже лопатки из легких сплавов окажутся допустимыми, следует принять меры предосторожности от разрушения их посторонними частицами, попавшими в двигатель. Особенно хорошие механические характеристики могут быть достигнуты в случае применения дисков компрессоров, одетых на центральный барабан и приводимых в движение через радиальные зубцы. В этом отношении очень хорошие отзывы в Европе и Америке получает криволинейное зацепление.

В больших двигателях будущего может быть относительно простой борьба с обледенением первых ступеней компрессора при помощи продувки воздуха через полые лопатки. В значительной степени проблемы, которые должен решить конструктор лопаток, однотипны с проблемами, стоящими перед конструктором воздушных винтов, и есть основание полагать, что эти две формы лопаток будут все более утрачивать различие между собой.

Применение полых лопаток, например, выгодно в том отношении, что масса лопатки удалена от нейтральной оси, и это приводит к значительному улучшению характеристик демпфирования. Если нужно будет прибегнуть к внутреннему демпфированию, то применяемый материал должен быть механически чрезвычайно стабилен, так как при скорости 2400 км/час одна вибрирующая лопатка вполне может разрушить двигатель и даже самолет. В качестве заполнителей могут быть применены порошковые или пористопенообразные материалы или, если опять взять пример с воздушных винтов, решение может состоять в том, чтобы создать жесткую сердцевину лопатки, имеющую критическую высоту, определяемую при испытании на вибрацию. Если идти еще дальше, может оказаться возможным изменять отношение массы к жесткости лопатки в различных сечениях, применяя конические листы, толщина которых уменьшается по лопатке с увеличением расстояния от оси колеса. Этими методами будет возможно отрегулировать каждую лопатку и сделать характеристики демпфирования лучше, чем у применяемых в настоящее время сплошных лопаток.

К сожалению, важно, чтобы концы лопаток были очень тонкими, особенно в случае местного сверхзвукового потока. Это может привести к необходимости делать концы сплошными, что значительно затрудняет использование воздуха для противообледенительной системы. В околосвуковых лопатках могут потребоваться довольно резкие изменения профиля в соответствии с величиной числа M на каждом радиусе, и то, что число M будет изменяться с числом оборотов, указывает на возможность достижения оптимальной эффективности только в определенной расчетной точке. Еще одной чисто конструктивной проблемой является бандажирование лопаток. При больших центробежных нагрузках, которые будут испытывать околосвуковые лопатки, отдельные секции бандажа обычной конструкции будут стремиться образовать изогнутые гребни, которые приводят к нарушению нуж-

ных зазоров. Другим способом, который кажется привлекательным, является использование плавающих бандажей, приводимых в движение концами лопаток, или, еще лучше, полный отказ от бандажей вообще.

Из компрессора воздух, который может иметь температуру выше 670° абс. и давление 10—50 атм, проходит в камеру сгорания через короткий диффузор. Всякие направляющие лопатки в этой части двигателя привели бы к ограничению расхода, так же как и обтекаемые стойки, несущие центральный подшипник. Хотя диаметр ротора у некоторых сверхзвуковых двигателей может быть относительно большим, чем у существующих конструкций, сомнительно, что можно было бы обойтись без центрального подшипника в достаточно высоконапорном двигателе типа ТРД-Р.

В сороковые годы одной из принципиальных проблем конструкции была система сгорания, и она неизменно определяла мидель двигателя. Теперь и еще в большей степени в дальнейшем эта функция переходит к турбине. Напротив, конструкция камеры сгорания не представляет серьезных трудностей, она может быть создана довольно простой и не будет выходить из габаритного диаметра, определяемого другими частями двигателя.

До сих пор развитие системы сгорания не отставало от увеличения производительности улучшенных компрессоров, но это достигалось частичным отказом от несовершенной геометрии, характерной для индивидуальных трубчатых камер сгорания. Трудно представить, как можно в объеме современной камеры сгорания создать переконструированную камеру, способную пропускать удвоенное количество воздуха и топлива. В улучшенных камерах сгорания в настоящее время осевая скорость газов составляет около 36,6—42,7 м/сек, и дальнейшее увеличение скорости вряд ли будет возможно без ухудшения характеристики камер.

Тем не менее ведутся интенсивные работы для увеличения как полноты сгорания, так и осевой скорости. При этом используется опыт, полученный при совершенствовании форсажных камер. Благодаря работам над форсажными камерами в настоящее время созданы камеры сгорания, в которых теплонапряженность значительно выше, чем у большинства серийных двигателей. Оказалось, например, что такими простыми мероприятиями, как перераспределение отверстий в жаровой трубе, можно удвоить количество выделяемого тепла без чрезмерных потерь.

В настоящее время от компрессора двигателя отбирается воздух для питания кабин, привода агрегатов и т. п. Введение воздушного охлаждения турбинных лопаток создает дополнительные трудности в этом отношении. Необходимое для этого значительное количество воздуха следует отбирать без нарушения равномерности потока на периферии компрессора.

Воздух для охлаждения лопаток турбины лучше всего брать через внутреннюю стенку газового тракта. Общее увеличение температуры газа, по-видимому, не вызывало до сих пор больших затруднений в охлаждении стенок первичной зоны камеры сгорания. Даже при температуре выше 2000° абс. вполне возможно поддерживать приемлемые температуры металла при помощи пленочного охлаждения вторичным и третичным воздухом, который может образовать барьер между горячими газами и сопловой коробкой турбины.

Как уже указывалось, для получения максимальной удельной тяги следует допускать увеличение температур на входе в турбину. В высоконапорном ТРД-Р могут оказаться необходимыми две ступени турбины, и обе они должны будут охлаждаться при полете с большой скоростью. В настоящее время в Европе и Америке создано несколько типов дисков турбин и лопаток, пригодных для воздушного охлаждения. В одной из этих конструкций предусмотрены двойные диски для каждой ступени. Этим не только обеспечивается свободный проход охлаждающего воздуха между

дисками, но такой ротор может иметь значительно лучшие механические характеристики, чем однодисковый того же веса. Естественно, что такая конструкция потребует совершенно новых форм замков лопаток.

Двумя основными факторами, которые определяют расход воздуха через лопатки для их охлаждения, являются перепад давлений на лопатке и общее гидравлическое сопротивление. На больших высотах и при высоких температурах может оказаться трудным поддерживать достаточно высокий перепад, чтобы получить необходимое снижение температуры лопатки, если только не использовать центробежное ускорение (до 20 000 *g*) в самих лопатках турбины. Эта возможность, конечно, отсутствует для направляющих сопловых лопаток или лопаток статора, где, кроме того, воздух должен выпускаться в область повышенного давления. Проблема частично может быть облегчена выпуском охлаждающего воздуха из задней кромки лопатки, если это возможно конструктивно.

Чтобы габаритный диаметр не стал чрезмерно большим, сверхзвуковые ТРД будут, вероятно, работать при повышенных числах *M* на выходе из турбины. Во избежание больших потерь при этом придется, вероятно, уменьшить степень диффузорности за турбиной, что неизбежно сопряжено с увеличением длины двигателя.

Как уже отмечалось, ТРД-Р должен иметь форсажную камеру высокого давления. К сожалению, при больших сверхзвуковых числах *M* полета увеличенная температура потока в двигателе уменьшает допустимое повышение температуры при сжигании топлива за турбиной, так что максимально возможное форсирование при дожигании снижается. Один из инженеров фирмы «Дженерал электрик» заявил, что будущие форсажные камеры будут работать «почти сухими» и требовать приблизительно вдвое меньшего удельного расхода топлива сравнительно с существующими двигателями с форсажными камерами.

Нельзя недооценивать также и то, что при скорости полета $M > 1,8$ при работающей форсажной камере к. п. д. цикла основного двигателя становится менее важным. Тяга и расход топлива определяются в основном форсажной камерой, и становится теоретически вполне целесообразным снять половину лопаток в двигателе, и при этом не только не ухудшатся, но даже улучшатся его характеристики. Тем не менее основной принцип проектирования гипотетического ТРД-Р состоит в том, что он должен быть пригодным для дозвукового крейсерского режима; отсюда вытекает требование обеспечить в двигателе высокую степень повышения давления.

В основном сверхзвуковая форсажная камера должна удовлетворять тем же требованиям, какие предъявляются к существующим форсажным камерам, хотя большие расходы воздуха и скорости потока усложнят большинство проблем, особенно проблему уменьшения потерь давления. В лаборатории авиационных двигателей НАСА проведены большие исследования по новым топливам для форсажных камер; эти топлива обладают гораздо большей скоростью распространения пламени, чем используемые в настоящее время углеводородные топлива. Применение таких топлив (только в форсажных камерах) позволит осуществить дожигание со значительно меньшим сопротивлением стабилизаторов пламени и других направляющих устройств.

Многое, конечно, зависит от потребной степени форсирования. Каждый килограмм топлива, потребляемый форсажной камерой, теоретически приносил бы больше пользы, если бы это топливо сжигалось до турбины, однако при таком способе сжигания топлива ограничением является увеличение температуры перед турбиной. В достаточно высоконапорных двигателях типа ТРД-Р идеальная силовая установка для самолета будет включать в себя большую форсажную камеру, возможно, с диаметром 1,8 м и

длиной ~ 9 м, в которой средняя температура газов может достигать более 2000° абс. с минимальными потерями. Вероятно, на немногих самолетах можно будет найти достаточно места для такой камеры, и там, где камера будет ограничиваться по габаритам, степень форсирования должна быть соответственно уменьшена.

В дозвуковых ТРД газы вытекают из простого сужающегося сопла, сечение которого должно соответствовать оптимальной тяге при приемлемой температуре газов в реактивной трубе. В сверхзвуковом ТРД будет использоваться сопло с критическим сечением, как это принято в ЖРД. В таком сопле скорость газов, расширяющихся до атмосферного давления, достигает очень высоких значений.

Применение сопла с критическим сечением не дает никакой выгоды в случае, если степень расширения газового потока в сопле (т. е. отношение давления в струе перед соплом к давлению в окружающей атмосфере) меньше некоторой критической величины. В этом случае применяется дозвуковое сопло. При достижении критического перепада давления максимальная скорость потока в сопле становится звуковой, и сопло поэтому запирается так же, как это произошло бы в аэродинамической трубе или любом другом канале. Дальнейшее увеличение перепада давления не возмещается дополнительной тягой, поскольку двигатель не может реагировать на условия закритической части сопла и величина потока через сопло не может быть увеличена. Для дальнейшего увеличения скорости струи к соплу должна быть добавлена расширяющаяся часть.

В дозвуковом сужающемся сопле тяга создается изменением количества движения потока и силой, вызванной разностью давлений на срезе сопла и в атмосфере. В современных самолетах это дает почти такой же результат, какой может быть получен при полном расширении струи до атмосферного давления; при больших сверхзвуковых скоростях полета эти две величины все быстрее расходятся и увеличивающийся перепад давления делает важным применение сверхзвукового сопла. Даже в сверхзвуковом сопле потребуются гибкие стенки, чтобы приспособить форму канала ко всем рабочим условиям.

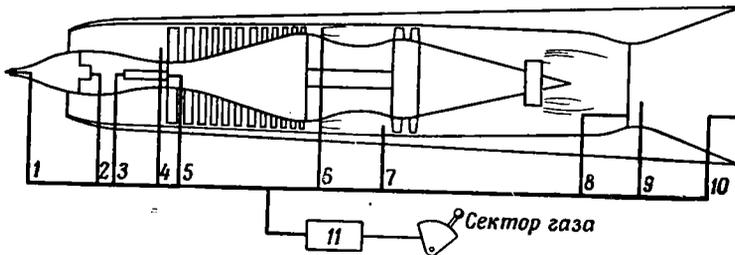
Для полного расширения газов до атмосферного давления необходим весьма большой диаметр выходного сечения сопла. Действительно, в двигателе с дожиганием, предназначенном для полета с $M=2,5$ на большой высоте, сопло будет больше самого двигателя, а форма гондолы двигателя будет такова, что ее диаметр должен был бы увеличиваться от входа в двигатель к выхлопному соплу, что вызвало бы сопротивление давления по всей наружной поверхности гондолы. Это сопротивление будет поглощать большую часть выигрыша в тяге, так что логично сделать сопло несколько короче, а его диаметр обычно должен составлять ~ 120 — 130% диаметра входа.

Но и при таком неполном расширении диаметр сопла превышает диаметр двигателя.

Естественно ожидать, что конструктор будет стремиться обеспечить соответствующие характеристики двигателя на расчетном режиме полета, чтобы уменьшить размеры и вес установки. В результате тяга у земли может оказаться малой по отношению к размерам или по крайней мере по отношению к лобовой площади двигателя. Можно предвидеть применение форсажной камеры умеренных размеров с диаметром сопла по заднему срезу не большим, чем максимальный диаметр корпуса двигателя. Во всяком случае, диапазон регулирования сопла должен быть достаточным для обеспечения форсажа без возрастания температуры газов перед турбиной.

Сверхзвуковые ТРД на пилотируемых самолетах должны будут работать при чрезвычайно изменчивых условиях скоростей полета, температур и давлений на входе, расходов топлива и воздуха. В настоящее время наши

«универсальные» двигатели редко нуждаются в регулируемой геометрии, за исключением поворота направляющих лопаток на входе и—в случае двигателей с дожиганием—регулируемого реактивного сопла. В двигателе типа ТРД-Р должно быть обеспечено регулирование площади входа относительного положения носка центрального тела и кромки заборника, площади критического сечения и выходной площади сопла. Возможно также, что окажется необходимым поворот направляющих лопаток на входе или лопаток направляющего аппарата компрессора. Регулирование этих элементов должно быть совершенно точно увязано между собой. На фиг. 5 приведена схема такой системы регулирования.



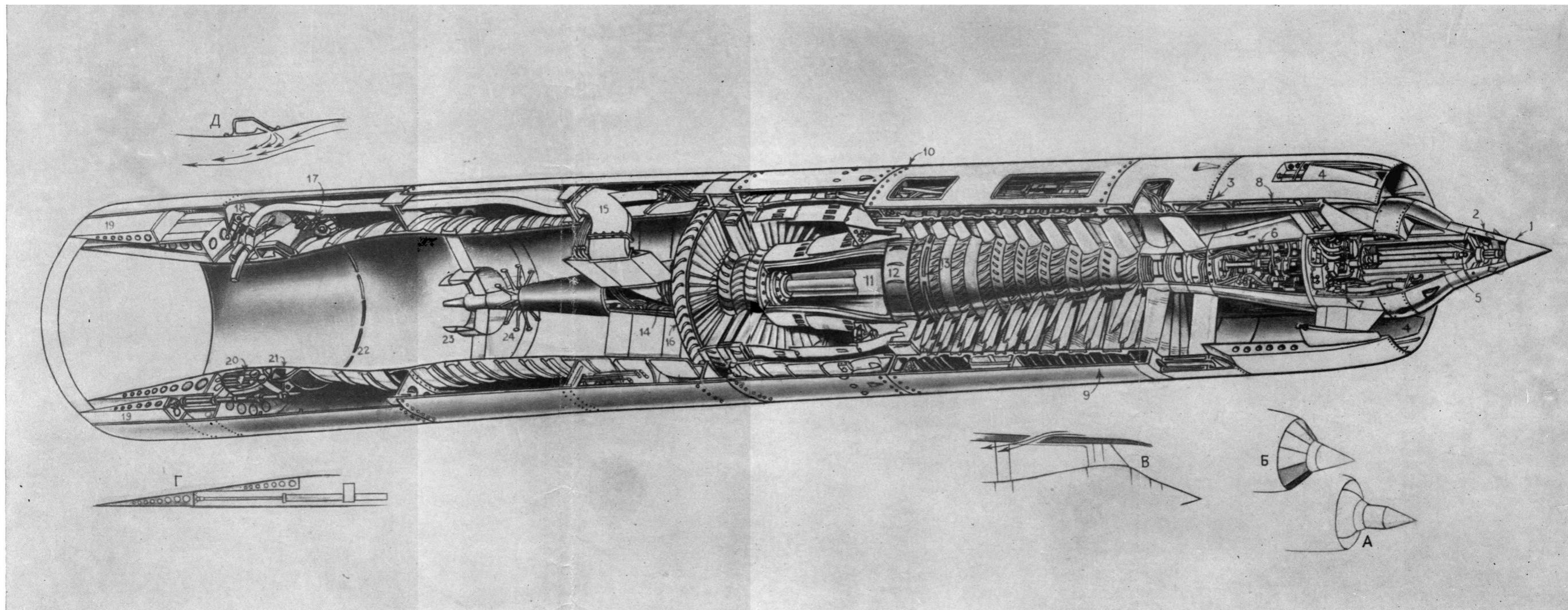
Ф и г. 5. Схема регулирования гипотетического ТРД будущего.

1—полный напор и температура; 2—положение конуса или капота; 3—число оборотов; 4—давление на входе в компрессор или число М; 5—угол установки направляющих лопаток на входе; 6—расход топлива; 7—температура газов перед турбиной; 8—площадь сечения горловины сопла; 9—максимальная температура или давление в форсажной камере; 10—выходная площадь сопла; 11—электронное устройство для автоматического регулирования указанных параметров.

На взлете для получения максимальной тяги при отсутствии скоростного напора входное устройство должно быть полностью открыто путем втягивания центрального тела либо сдвижением вперед обтекателя входа. Даже при максимальном открытии заборника его острые кромки значительно снижают эффективность входа при малых скоростях, и поэтому возникает необходимость увеличить площадь заборника применением открывающихся щелей в стенках диффузора. На схеме ТРД-Р (фиг. 6) изображены открывающиеся внутрь створки; другим решением может быть сдвижение вперед кромки заборника и передней части капота, которое обеспечивает дополнительную площадь автоматически, как показано на фиг. 6, в. Это устройство напоминает створки ресивера на некоторых современных самолетах. Может оказаться желательным сохранять эту дополнительную площадь заборника до тех пор, пока скорость полета достигнет ~ 550 км/час.

Для сверхзвуковых самолетов с большой нагрузкой на крыло, очевидно, будет применяться форсажная камера. Поскольку при этом степень расширения газов в сопле невелика, то выходное сечение сопла должно быть каким-либо способом уменьшено, чтобы предотвратить излишнее расширение струи. В противном случае давление на выходе из сопла будет ниже атмосферного, что приведет к значительной потере тяги и экономичности. Возможно, что на взлетном режиме должно быть несколько уменьшено и сечение горловины сопла.

При дозвуковом крейсерском режиме на большой высоте площади поперечного сечения воздухозаборника и сопла должны сохраняться максимальными, несмотря на значительно уменьшенный весовой расход воздуха. Последний является в основном функцией плотности воздуха, которая при крейсерском полете может быть в 10 раз меньше, чем у земли. Применение регулируемой геометрии силовой установки объясняется



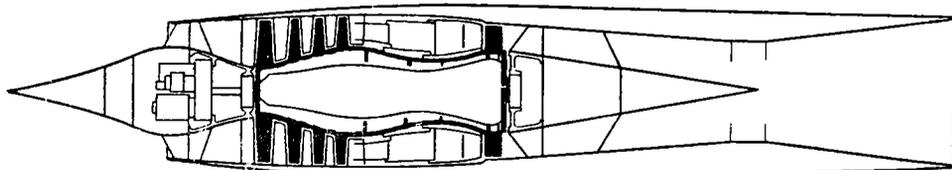
Ф и г. 6. Схема гипотетического турбореактивного двигателя с регулируемой геометрией. Двигатель предназначен для крейсерского полета с числом $M \sim 0,9$ и обеспечивает максимальную скорость до $M = 2,5-2,7$.

А—регулируемый конус; Б—створки капота закрыты; В—передняя часть капота сдвинута вперед; Г—сопло выдвинуто в крайнее положение; Д—аэродинамическое регулирование критического сечения сопла. 1—регулируемый конус (см. А); 2—впрыск водо-метановой смеси (противообледенение и охлаждение воздухозаборника); 3—носовая часть выдвигается вперед от этого места, увеличивая входное сечение и обеспечивая забор воздуха по периферии; 4—заслонки движутся вперед и герметически закрывают заборник (см. Б); 5—шток перестановки входного конуса; 6—помпы и вспомогательные агрегаты; 7—электронное оборудование; 8—тяги и направляющие сдвижной части входного обтекателя; 9—масляный бак; 10—люки для

обслуживания; 11—воздухопроводы; 12—выходные направляющие лопатки и место установки среднего подшипника; 13—щели для отбора воздуха из компрессора; 14—клапаны отбора воздуха; 15—воздухопроводы к (17) и (18); 16—охлаждаемые лопатки турбины; 17—клапан подачи воздуха для аэродинамического регулирования горловины сопла; 18—клапан, регулирующий пневматические моторы (20); 19—сдвижная часть для увеличения площади сопла (см. Г); 20—пневматические моторы для перемещения сдвижной части 19; 21—воздушный коллектор; 22—щели для аэродинамического регулирования горловины сопла (см. Д); 23—стабилизатор пламени ступенчатого типа для форсажной камеры; 24—топливные форсунки форсажной камеры.

необходимостью согласования различных элементов двигателя в широком диапазоне температур на входе в заборник. Например, регулируемое сопло помогает поддерживать согласованность входа и компрессора, и сечение горловины сопла при дозвуковом крейсерском режиме должно быть минимальным. Существует несколько механических и аэродинамических способов уменьшения диаметра горловины сопла. В примере на фиг. 6 отбираемый от компрессора воздух выпускается на входе в горловину через кольцевую щель, направленную против потока. Это приводит к тому, что струя газов отрывается от стенки сопла и сужается в критическом сечении.

При больших сверхзвуковых скоростях полета вход и сопло могут рассматриваться независимо, так как внутри двигателя возникают зоны со



Ф и г. 7. Схема ТРД с фиксированной геометрией для сверхзвукового полета.

сверхзвуковой скоростью потока. Для обеспечения заданного расхода воздуха система входных скачков должна быть такой, чтобы косые скачки сходились с точностью 25—50 мм у наружной кромки входного обтекателя. Это достигается перемещением центрального конуса относительно обтекателя. Некоторое уменьшение кольцевой площади входного сечения при этом не играет большой роли, если только она не становится меньше предельного значения, определяемого заданным расходом воздуха, так как иначе произойдет «выплескивание» входящего воздуха. Горловина и выходное сечение сопла должны иметь максимальные размеры, чтобы соответствовать увеличенным значениям расхода воздуха и скорости течения при работающей форсажной камере и для обеспечения полного расширения газов при больших числах M полета.

Так как в двигателях типа ТРД-Р степень повышения давления достигает 7, то для обеспечения запуска и переходных режимов может оказаться необходимым перепуск воздуха из компрессора или поворот входных лопаток. Кроме того, вероятно, окажется необходимым обеспечить перепуск наружу воздуха, входящего в двигатель, в случае остановки двигателя при полете с максимальной скоростью. Иначе неизбежно резкое торможение самолета.

Большая прочность при резком увеличении тяги является очевидным требованием к двигателю, предназначенному для полетов с очень большой скоростью на малых высотах. Примером может быть низколетящий бомбардировщик, способный входить в зону действия радиолокационных станций ПВО на малой высоте со скоростью, соответствующей $M \sim 2$. Всякий ТРД для такого самолета должен был бы обладать огромными расходами топлива и воздуха и испытывать высокие внутренние давления. Если большая скорость требуется только на больших высотах, то условия работы двигателя более благоприятны.

Самолет, рассчитанный как на дозвуковые, так и сверхзвуковые скорости, при любом числе M всегда будет уступать самолетам, специально спроектированным либо для дозвуковых, либо для сверхзвуковых полетов, с соответствующим расчетным числом M . Существует, таким образом, веский довод в пользу самолета, рассчитанного на профиль полета типа В (фиг. 4), который разгоняется до сверхзвуковой скорости и сохраняет ее в течение

всего полета. Для такой программы полета лучшей является силовая установка, совершенно отличная от описанного двигателя с регулируемой геометрией.

Схема ТРД для полностью сверхзвукового самолета показана на фиг. 7. Из схемы видно, насколько упрощается конструкция двигателя в результате исключения режима дозвукового полета. Например, степень повышения давления может быть очень небольшой, поскольку преобладающая часть работы сжатия будет обеспечиваться скоростным напором на входе. Одно это обстоятельство дает возможность сделать исключительно короткий компрессор, пожалуй, только с тремя или четырьмя ступенями. Это не только облегчает задачу получения достаточной жесткости и прочности, но позволяет уменьшить вес двигателя с тягой 13 600 кг примерно на 1 т.

В действительности двигатели, вероятно, могут не иметь такую большую тягу. В начале описания гипотетического двигателя типа ТРД-Р предполагалось, что двигатели смогут давать тягу до 27 000 кг, но это кажется весьма маловероятным. Даже при использовании компрессора, с большим расходом (скажем, 166 кг/сек на 1 м² кольцевой площади входа) температуре перед турбиной до 1300° абс. и с применением титановых сплавов для конструкции, расположенной позади центрального подшипника, такой двигатель будет иметь вес порядка 5700 кг. Кроме того, проблема высотных испытаний таких двигателей с имитацией скоростного напора была бы неразрешимой с тем оборудованием, на которое можно сейчас рассчитывать. Возможно, двигатели с тягой около 7000 кг были бы более предпочтительными при установке их группами по несколько штук (фиг. 8, в и фиг. 8, е).

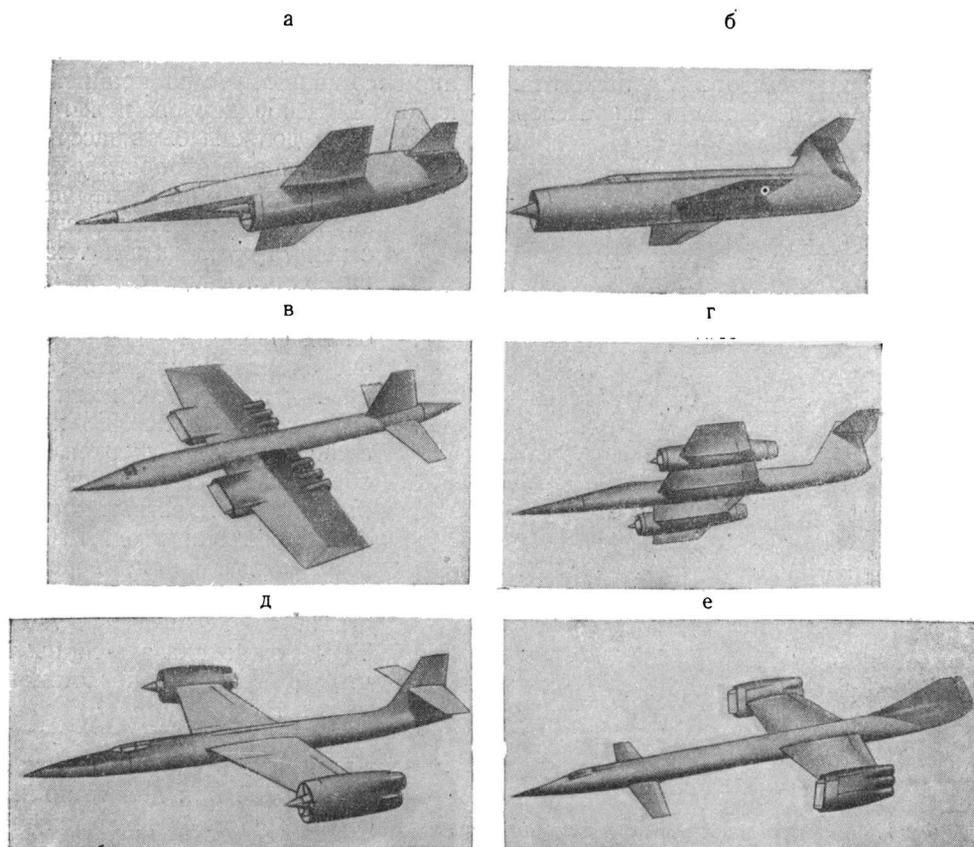
Дальнейшее заметное снижение веса, сложности и размеров должно произойти в результате применения входа и сопла с неизменными размерами. Оба эти элемента рассчитаны на максимальную эффективность при сверхзвуковой скорости крейсерского полета, и неизбежно поэтому, что характеристики на взлете при дозвуковых скоростях будут значительно хуже, чем у двигателя с регулируемой геометрией. По этой причине может оказаться целесообразным применение стартовых ракет для взлета и набора высоты. Полностью сверхзвуковой двигатель в будущем найдет различные области применения и вероятнее всего в ракетах дальнего действия, для которых дозвуковые режимы несущественны.

Значительно легче спроектировать сверхзвуковой двигатель для числа $M=3$, чем пытаться создать систему с изменяемой геометрией, пригодную для различных режимов полета от $M=2,5$ до 200 км/час. Вероятно также, что нерегулируемое входное устройство может обеспечить более высокий к.п.д., так как при неизменной геометрии легче приблизиться к идеальному входу, в котором торможение потока осуществляется системой волн Маха, создаваемых центральным телом оптимальной формы. Однако на нерасчетных режимах такой вход обладает более высокими потерями, чем обычный двух- или трехскачковый диффузор. По этой причине последние могут оказаться более привлекательными для конструктора, стоящего перед проблемой подбора входа, удовлетворяющего требованиям в широком диапазоне чисел M .

Действительно, при $M=2,5$, достаточно простая конструкция двухскачкового заборника обеспечивает степень повышения давления 12,76, тогда как при теоретически возможном энтропическом торможении она равна 17. Такие характеристики вполне приемлемы для большинства перспективных самолетов, хотя они будут значительно ухудшаться при рыскании самолета на угол больше чем примерно 5°. Как уже упоминалось, это объясняется чувствительностью системы скачков, а также затенением входа центральным телом.

При проектировании больших сверхзвуковых входов одним из главных факторов является вес. Пожалуй, даже небольшое сокращение веса заборника более важно, чем уменьшение веса двигателя. Кажется сомнительным, что заборник можно будет заставить работать как часть основной конструкции самолета.

При размещении сверхзвукового ТРД одним из решающих факторов являются обеспечение минимальной интерференции между двигателями и самолетом и рациональная компоновка воздушных каналов.



Ф и г. 8. Возможные способы компоновки ТРД на самолетах.

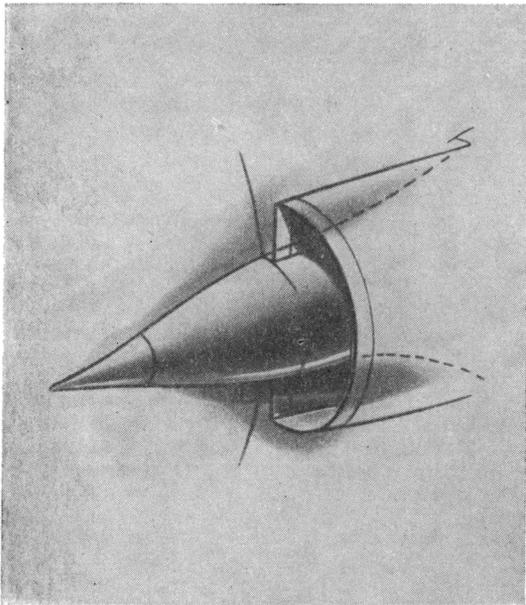
Привлекательна установка двигателей в фюзеляже. При таком размещении осевой вход представляется одним из лучших решений, несмотря на большой объем, занимаемый входным каналом (фиг. 8, а). Некоторые формы боковых входов (фиг. 8, б) могут применяться только для околозвуковых самолетов, хотя заборники в корне крыла могут сохранять высокую эффективность до очень больших сверхзвуковых чисел M .

Вполне возможно достичь хороших результатов на боковых заборниках даже при числах M , превосходящих 2. Один из таких боковых входов применяется на самолете Локхид F-104А. Этот вход (фиг. 9) представляет собой осевой вход, разрезанный на правую и левую половины; каждая половина сохраняет центральное полутело полукруглого поперечного сечения, которое служит для образования косоугольного скачка. Внутренняя стенка заборника,

естественно, должна быть отодвинута от линии обвода фюзеляжа для сливания пограничного слоя.

При больших сверхзвуковых скоростях установка двигателей на пилонах под крылом связана с большими конструктивными трудностями и может вызвать добавочное сопротивление из-за интерференции. Установка двигателей на концах крыла по ряду причин кажется весьма заманчивой. Подобно установке на пилоне, при этом обеспечивается максимальная эффективность входа. Недостатком такой схемы являются асимметрия тяги при отказе одного из двигателей и необходимость точного уравнивания тяг в полете.

Как отмечалось выше, перспектива применения полностью сверхзвукового компрессора маловероятна. Однако несомненно, что по крайней мере первые ступени компрессора сверхзвукового ТРД с фиксированной геометрией должны быть рассчитаны на звуковые скорости у концов лопаток. Применение сверхзвуковых лопаток связано с конструктивными и технологическими трудностями (автор не высказывает предположений об их форме, за исключением очевидного факта, что толщина таких лопаток должна составлять не более 5% хорды, а их профиль должен быть образован плоскими поверхностями и иметь острые кромки). Единственно пригодным материалом для них, вероятно, окажется высококачественная сталь. О компрессоре такого ТРД можно сказать лишь то, что он будет коротким и легким.



Ф и г. 9. Эскиз левого воздухозаборника самолета Локхид F-104A.

Показаны щели для сливания пограничного слоя и центральное тело для образования скачков. Центральное тело может перемещаться, управление перемещением автоматическое.

в начале и конце каждого полета скоростной напор будет резко уменьшаться, и малая степень повышения давления в компрессоре может оказаться недостаточной для поддержания давления на том уровне, который необходим для устойчивого горения. Наихудшим в этом отношении будет баражирование на большой высоте. И если такой режим является обязательным, то двигатель должен быть высоконапорным с регулируемой геометрией. Реактивное сопло с фиксированной геометрией будет относительно простым.

В низконапорном сверхзвуковом двигателе может, вероятно, потребоваться только два главных подшипника, в то время как в высоконапорном двигателе типа ТРД-Р потребуются не менее трех подшипников. Система охлаждения подшипников должна будет иметь гораздо большую мощность,

должны быть рассчитаны на звуковые скорости у концов лопаток. Применение сверхзвуковых лопаток связано с конструктивными и технологическими трудностями (автор не высказывает предположений об их форме, за исключением очевидного факта, что толщина таких лопаток должна составлять не более 5% хорды, а их профиль должен быть образован плоскими поверхностями и иметь острые кромки). Единственно пригодным материалом для них, вероятно, окажется высококачественная сталь. О компрессоре такого ТРД можно сказать лишь то, что он будет коротким и легким.

Одним из трудных вопросов в двигателе с неизменной геометрией при полете по профилю В (фиг. 4) является сгорание. При расчетных условиях сгорание происходит нормально, но в неизбежные периоды дозвуковых режимов и режимов малых скоростей

чем это было когда-либо до сих пор. Возможно также, что придется пойти на некоторое увеличение температуры подшипников.

Важным окажется поддержание заданной циркуляции масла, и, очевидно, потребуются дальнейшее улучшение свойств масел. Современные синтетические масла пригодны для работы при температуре до 280°C , тогда как минимальная температура внутри сверхзвукового ТРД будет, вероятно, не менее 400°C . В связи с этим, возможно, придется использовать для охлаждения подшипников часть топлива, расходуемого двигателем. Масло может с успехом охлаждаться с помощью топливно-масляного радиатора, без увеличения лобового сопротивления самолета. Для этих целей могут быть также применены воздушно-холодильные агрегаты, которые можно одновременно использовать для наддува подшипников. Однако это сопряжено с увеличением сопротивления в связи с необходимостью забора атмосферного воздуха.

Трудно представить себе самолет с такими высокими минимальными температурами (за исключением небольшого объема, занимаемого экипажем, который должен охлаждаться системой с замкнутым циклом). Даже при температуре наружного воздуха -70°C нельзя отобрать воздух при скорости полета 2400 км/час без нагревания его до неприемлемо высокой температуры. Если, кроме того, воздух проходит через компрессор двигателя, он вполне может достичь температуры, которая вызывает нагревание металла по крайней мере до темно-красного каления. Едва ли такой воздух можно использовать в качестве охлаждающего агента, однако для многих целей, например для охлаждения рабочего колеса турбин или лопаток, кажется, нет другого выбора.

При монтаже двигателя в фюзеляже или на концах крыла нелегко установить, где кончается двигатель и начинается конструкция самолета. Входные устройство и сопло двигателя должны быть заklючены в обшивку, составляющую часть внешних обводов самолета, чтобы обеспечить минимальное сопротивление. Вследствие высоких температур большая часть деталей этой обшивки должна изготовляться из стали или сплавов титана. Вероятно, для поддержания обшивки понадобятся вторичные конструктивные элементы в связи с относительно меньшими размерами ТРД.

Регулировка входа и сопла ТРД с регулируемой геометрией может быть связана со значительными угловыми или осевыми перемещениями, зачастую с преодолением больших нагрузок, и поэтому должны быть предусмотрены достаточно жесткие устройства. Одним из возможных методов управления этими элементами, не подверженными существенным температурным ограничениям, является применение пневматических сервомеханизмов, работающих на воздухе, отбираемом из компрессора. При этом могут быть использованы обычные поршневые бустеры или же (и это, вероятно, предпочтительнее) пневматические моторы постоянной производительности с винтовой передачей на шариковых подшипниках. Такие моторы могут быть сделаны самотормозящимися, а относительно медленное перемещение подвижных элементов двигателя при этом не будет существенным недостатком.

Создание эффективной конструкции сопла приемлемого веса с критическим сечением будет трудной задачей, даже если отвлечься от проблем изменения его профиля, наличия перфорированных стенок или щелей в них, реверсирования тяги, глушения шума и т. д. Тот факт, что весь узел будет работать раскаленным почти докрасна, очень осложняет задачу конструктора, так что может быть целесообразным даже охлаждение сопла потоком топлива, как это обычно делается в ЖРД. Фирма «Белл» разработала камеры сгорания ЖРД из легких сплавов, имеющих очень хорошую теплопроводность. При эффективном охлаждении это может оказаться пригодным для сверхзвуковых ТРД.

На сверхзвуковом самолете может даже потребоваться охлаждение

самого топлива, хотя способ охлаждения представляется совершенно неясным. Перепад температур в воздухозаборнике и компрессоре может составить до 500°C , и если топливо было уже подогрето благодаря теплопередаче через конструкцию, давление паров топлива может стать чрезмерным. Это вызовет затруднения с уплотнениями помп и автоматикой, особенно на больших высотах, когда окружающее давление очень низко, а расход топлива сильно уменьшается.

Таким образом, необходимость использовать топливо, которое легко испаряется и горит в потоке с большой скоростью, приходит в противоречие с требованием, чтобы топливо могло храниться в горячих баках и подаваться по горячим трубам без вспенивания или испарения. В сравнительно недалеком будущем (скажем, после 1965 г.) проблемы жидких углеводородных топлив, возможно, будут представлять только исторический интерес, поскольку все большее внимание уделяется совершенно новым видам топлива.

Проводились исследования по использованию легких металлов в качестве топлив для двигателей. В частности, в настоящее время в центре внимания находятся литий и алюминий. В США и, возможно, в Англии проводятся широкие научные исследования, имеющие своей конечной целью использование таких металлов либо в виде суспензий, в жидком топливе, либо в виде ленты или проволоки, сматываемой с катушки. Другие работы ведутся с соединениями бора, из которых наиболее перспективными являются бороводороды. Фирма «Боинг» предполагает применить одно из таких топлив—диборан—для проектируемого ею сверхзвукового бомбардировщика.

В настоящее время кажется сомнительным, чтобы на находящихся в эксплуатации ТРД отказались от углеводородных топлив, на которых эти двигатели выросли. Можно полагать, что новые искусственные топлива будут применяться в прямоточных двигателях, где имеется возможность большего выделения тепла на единицу объема.

Прямоточный двигатель является сильным конкурентом ТРД в ряде областей, особенно для управляемых снарядов, а также при скоростях, превышающих или соответствующих числу $M=3$, при очень ограниченной продолжительности полета. В области скоростей до чисел $M=2,5-2,7$ ПВРД при сравнимом весе значительно уступают ТРД по экономичности, не говоря уже о том, что ПВРД почти бесполезны на дозвуковых скоростях.

Другой тип двигателей для самолета—ЖРД—незаменим для большинства управляемых снарядов и имеет очевидные перспективы применения на пилотируемых самолетах, когда несущественна дальность при максимальной тяге. На истребителях-перехватчиках применение ЖРД может обеспечить огромное улучшение скороподъемности, маневренности, характеристик разгона и в особенности высотных характеристик. При надлежащем использовании можно значительно уменьшить количество топлива, сжигаемого ЖРД в течение полета.

Однако, несмотря на разнообразные перспективы, открытые теперь для применения новых форм силовых установок, автор с удовлетворением может заявить, что обычный ТРД является господствующим типом двигателя для пилотируемых самолетов при всех скоростях полета до $M\sim 3$. Как пытался показать автор, сверхзвуковой ТРД будет коренным образом отличаться от существующих в настоящее время. Даже стендовые и летные испытания таких двигателей поставят многие необычные задачи, и почти единственное, что можно сейчас сказать определенно, это то, что создание сверхзвуковых ТРД будет стоить огромных средств.

(*Flight*, No 2468, 11 May 1956, p. 557—566.)

ОБОРУДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ

Навигационные системы

Для пилотируемых и беспилотных самолетов разработано четыре принципиально новых средства, на которых могут базироваться навигационные системы. Этими средствами являются: высокостабильный генератор частоты, который дает возможность самолету запросить наземную навигационную систему без предварительной синхронизации генератора бортовой радионавигационной станции с генератором наземной станции; инерциальные системы навигации, которые регистрируют перемещение над земной поверхностью без использования какого-либо внешнего корректирующего сигнала; навигационные автоматы, которые по входным сигналам скорости вычисляют местоположение самолета в данное время и курс его следования, а также другие навигационные данные, которые могут потребоваться, и, наконец, так называемые доплеровские радиолокаторы, которые, используя изменение частоты и характеристик направленности отраженных от земли радиолокационных сигналов, определяют путевую скорость и снос. К этим четырем устройствам можно добавить автоматический астроориентатор, который, правда, пока что нашел применение только в снарядах, летающих на большой высоте, и мало пригоден для использования в условиях малых высот.

В настоящее время практически применяются только навигационные автоматы и радиолокаторы, использующие эффект Доплера. Инерциальные системы различных типов и назначений все еще находятся в стадии разработки, но уже начинают применяться на самолетах и ракетах инерциальные системы в комбинации с доплеровским радиолокатором или астроориентатором, причем последние служат в качестве контрольных систем. Автоматический астроориентатор используется на крылатой ракете «Снарк» и некоторых американских ракетах, применяемых для высотных исследований.

Современные методы навигации на линиях авиасообщений все еще базируются на методах и средствах, разработанных за последние 20 лет. В основном они почти полностью зависят от радиоустройств, установленных в населенных местностях, и подкрепляются астрономической ориентировкой и счислением пути в районах, еще не обеспеченных радиосредствами. Используемые в настоящее время радиосредства могут быть в общих чертах разделены на системы ненаправленного действия и системы с источником сигналов в одной точке, а затем подразделены на

- а) системы, работающие на средних и высоких частотах, и
- б) системы, работающие на весьма высоких и ультравысоких частотах.

Для некоторых из них требуются специальные приемники и индикаторы, в то время как другие используют обычное связанное радиособорудование. Для приборов последнего вида некоторыми фирмами разработаны специальные индикаторы или приспособления к ним для упрощения задачи летчика по интерпретации сигналов. Бортовой метеорологический радиолокатор

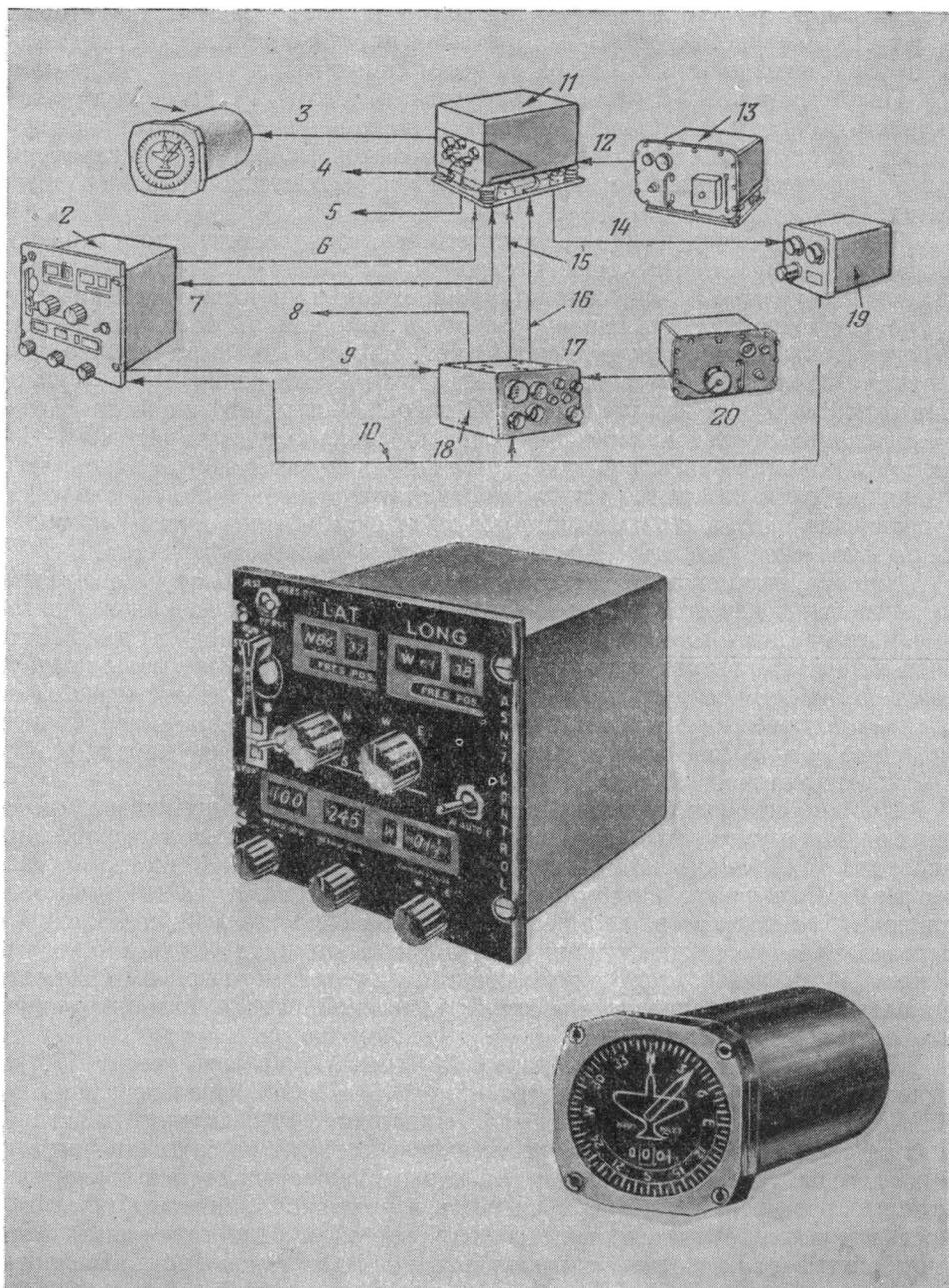
и радиовысотомер быстро заняли свое место среди основных навигационных приборов.

Сигналы индикации местоположения самолета в некоторых радионавигационных системах зависят от синхронизации частоты наземного источника с соответствующим источником на самолете. Такая синхронизация обычно достигается путем запроса наземных устройств, чтобы получить начальный синхронизирующий импульс для бортового генератора. В условиях войны, очевидно, желательно иметь наземные устройства, которые могут быть вызваны без запроса, так как радиоизлучения с самолета могут использоваться станциями подслушивания противника для его обнаружения. Но это практически возможно только в том случае, если самолет сможет иметь генератор, который всегда будет настроен в полном соответствии с настройкой генератора наземной станции. Недавно было сообщено о важном открытии в этой области, а именно об «атомных часах». Это устройство, хотя оно еще довольно громоздко, обеспечивает необходимую стабильность колебаний.

Аэронавигация всегда страдала от неточности необходимых для нее источников информации. Без специального оборудования не представлялось возможным точно определить направление ветра. Приборная воздушная скорость требует поправок для получения индикаторной воздушной скорости, а последняя в свою очередь должна быть скорректирована для получения истинной воздушной скорости. С другой стороны, температура наружного воздуха, барометрическое давление и другие факторы, используемые для внесения этих поправок, должны быть сами скорректированы.

Современные условия аэронавигации требуют создания центрального источника, выдающего точные аэронавигационные данные в форме электрических или механических сигналов, которые могут быть поданы на приборы летчика, в автопилот, в системы навигации, фотооборудования и вооружения. Эту функцию выполняют центральные датчики скорости и высоты (ЦСВ) и другое подобное оборудование, измеряющие давление, температуру и плотность окружающего воздуха и вычисляющие истинную скорость, высоту, число M и угол атаки.

Основными потребителями вычисленных аэронавигационных данных являются новые навигационные автоматы. Это электромеханические непрерывно действующие вычислители, которые интегрируют регистрируемые перемещения самолета в пространстве по времени, связывают их с данными о направлении и скорости ветра и непрерывно указывают местоположение самолета по отношению к земле в данный момент и другие параметры, на которые может быть запрос от потребителей, например, направление и расстояние до цели или до аэродрома взлета, путевую скорость, истинную воздушную скорость и скорость ветра. Данные о местоположении самолета выдаются в какой-либо системе координат или в виде долготы и широты, направления и дальности, или в виде комбинации этих данных. В качестве примера такой навигационной системы на фиг. 1 представлены схема и агрегаты системы AN/ASN-7, выпускаемой в США. Но такой вычислитель точен постольку, поскольку точны источники его входных данных. Так как в настоящее время источники сигналов истинной воздушной скорости, компасного или гироскопического курса являются достаточно точными, а начальное местоположение самолета может быть весьма точно введено в вычислитель перед взлетом, самые большие трудности связаны с получением данных о направлении и скорости ветра. Прогноз ветра не может быть достаточно точным, особенно в тех случаях, когда высота полета сильно меняется и полет производится на дальнейшее расстояние. Существует несколько приближенных методов. Серия графиков регулярного радиолокационного наблюдения за местоположением самолета может обеспечить сравнительно точную оценку влияния, оказываемого ветром. Радиоприборы могут быть также исполь-



Ф и г. 1. Схема и агрегаты автоматической навигационной системы AN/ASN-7, выпускаемой приборостроительной фирмой «Форд». Система обеспечивает показания местоположения самолета по широте и долготе, курс и расстояние. Эта система может принимать информацию о ветре в различных формах.

1—указатель; 2—пульт управления; 3—курс, линия пути, расстояние; 4—ошибка по направлению, подаваемая в автопилот; 5—выходной сигнал местоположения в данный момент; 6—координаты точки назначения; 7—местоположение в данный момент; 8—показания истинного курса; 9—данные ветра и девиация; 10—автоматический ввод девиации; 11—вычислитель курса и расстояния; 12—сигналы управления; 13—усилитель сигналов курса и расстояния; 14—местоположение в данный момент; 15—изменение местоположения в данный момент; 16—линия пути; 17—сигналы управления; 18—вычислитель местоположения в данный момент; 19—вычислитель магнитной девиации; 20—усилитель сигналов местоположения в данный момент.

зованы для получения достаточно точных позиционных данных, по которым могут быть скорректированы данные вычислителя о местоположении самолета и рассчитано влияние ветра на полет самолета.

Наиболее точным бортовым оборудованием для определения путевой скорости, скорости и направления ветра является навигационный радиолокатор, использующий эффект Допплера. Выходные сигналы аппаратуры этого типа предполагается использовать почти во всех навигационных автоматах.

Принцип, положенный в основу этого локатора, состоит в том, что если радиолуч, посылаемый с летящего самолета, достигает земли под некоторым углом впереди или позади самолета, то изменение частоты отраженных от земли сигналов пропорционально скорости самолета относительно земли. В современном оборудовании, использующем эффект Допплера, обычно применяется двухлучевая антенна с малым углом расхождения между лучами или ориентацией их под углом 180° . С помощью следящего привода можно менять направление такой антенны до тех пор, пока изменение частоты в обоих случаях станет равным. В этом случае антенная система будет направлена по линии пути самолета. Изменение частоты укажет путевую скорость, а сравнение направления антенной системы с магнитным курсом позволит определить снос самолета, а затем скорость и направление ветра.

В эксплуатационных условиях доплеровский радиолокатор может быть использован в качестве непрерывного источника входных сигналов навигационного автомата или может включаться на короткие периоды для контроля и коррекции этого автомата или инерциальной системы с малым радиусом действия. Возможно, что получение хорошего отраженного сигнала от спокойной поверхности воды будет связано с затруднениями, но бурное море и горы не оказывают существенного влияния на рабочие характеристики радиолокатора.

Кроме британской модели Маркони А.Д. 2000, известны три американских радиолокатора, использующих эффект Допплера. Все они разработаны лабораторией Джеренал Пресижи. Один из них—AN/APN-66, который указывает на шкале данные о путевой скорости и угле сноса (до 35° влево или вправо), был использован в январе 1957 г. на самолете В-47, совершившем перелет через американский континент с востока на запад за 3 часа 47 минут. Поскольку экипаж благодаря этому локатору имел возможность выдерживать самолет точно по направлению струйных течений, самолет развил путевую скорость до 1100 км/час.

Вторым является радиолокатор AN/APN-81, который весит 170 кг и для размещения требует пространство $0,45 \text{ м}^3$. Он использовался ВВС США примерно в мае 1955 г. при выполнении программы исследований струйных течений. Такое оборудование установлено также на самолете—разведчике погоды WB-50G. Сигналы от радиолокатора поступают на вычислитель, который рассчитывает путевую скорость и угол сноса, направление и скорость ветра, долготу и широту и наивыгоднейший курс до точки назначения и вырабатывает командный сигнал управления для летчика или автопилота. Этот радиолокатор в настоящее время находится в серийном производстве для военно-воздушных сил США. Автоштурман AN/APN-82 по замыслу подобен вышеописанному.

Новейший американский радиолокатор, использующий эффект Допплера, получил наименование «Радан». В настоящее время он находится в мало-серийном производстве, весит 38 кг и занимает пространство $0,12 \text{ м}^3$. Таким образом, выпускавшееся вначале громоздкое и тяжелое оборудование постепенно уменьшается в размерах и весе.

Высказываются предположения о возможности в ближайшем будущем довести вес некоторых доплеровских радиолокаторов до 12—13 кг.

Автопилоты и системы управления самолетом

До появления реактивных двигателей, а также более сложных и точных систем управления самолетом автопилоты на военных самолетах практически предназначались для стабилизации короткопериодического движения относительно одной или нескольких осей и управления длиннопериодическим движением по курсу и тангажу, как это диктовалось аэродинамическими характеристиками самолетов и необходимостью разгрузки летчика. Практически до этого времени все органы управления самолетом не имели сервоуправления и бустерных систем.

Реактивный двигатель обеспечил более высокие скорости, и это значительно увеличило короткопериодическую неустойчивость. Эти факторы в сочетании с возросшими усилиями на ручке управления радикально изменили требования и привели к необходимости предусмотреть вспомогательные силовые устройства в каналах ручного управления и автостабилизацию по курсу, тангажу и (позднее) по крену. Требования все более расширялись до тех пор, пока в современном высокоскоростном самолете, принятом на вооружение, не стала обязательной гидравлическая бустерная система управления по трем осям, причем сервосистемы обеспечивают необходимую мощность для перемещения поверхностей управления, а к ручке управления прикладывается искусственная нагрузка для имитации «чувства управления». Отдельные чувствительные элементы и рулевые машины автостабилизаторов обеспечивают короткопериодическую устойчивость.

В процессе развития истребителя стало ясно, что летчики нуждаются не только во вспомогательном бустерном управлении и автоматической стабилизации короткопериодических движений, но и в полностью автоматическом управлении, особенно для систем вооружения, и в этом отношении истребитель следует сравнивать с управляемым снарядом. Часто подчеркивается, что самое ценное качество летчика—его способность принимать решения—не имеет ни одна изобретенная до сих пор машина. На снаряде команды человека подаются извне либо путем предварительной установки или программирования автоматического управления, либо непрерывным управлением (по радио или другими методами). Немецкая ракета Фау-2 является примером применения обоих методов. В первых моделях посредством дистанционного управления по радио отключали подачу горючего и этим определяли дальность, а в последних моделях был установлен интегрирующий гироскопический акселерометр для программного управления дальностью.

В истребителе, пилотируемом летчиком, команды, конечно, подаются летчиком, но требуется большое количество механических средств для экономии времени, необходимого летчику для определения программы действия. Следовательно, современная «концепция оружия» в применении к управляемому летчиком истребителю предусматривает возможно большую степень автоматизации, особенно в отношении комплекса самолет—двигатель—система вооружения с летчиком в качестве корректора. Летчик нуждается в информации, которая давала бы ему возможность выполнять функции коррекции, а поэтому комплексное использование приборов приобретает первостепенное значение. За последние несколько лет конструкторы авиационного оборудования встретились со сложными проблемами. Каждое новое средство разрабатывалось само по себе при все сужающейся специализации в каждом направлении. Конструктор самолета должен был строить лучшие и более тяжелые самолеты. Конструктор двигателя должен был обеспечить более высокую тягу, чтобы лучший и более тяжелый самолет мог нести все более возрастающий груз необходимого оборудования. В качестве примера возьмем одну только функцию управления. Гидроусилители

требовали специальных золотников, нагрузочных устройств, рулевых машин; для автостабилизатора требовались свои собственные гироскопические и акселерометрические чувствительные элементы, усилители и исполнительные механизмы; для автопилота требовались собственные гироскопы и другие датчики, усилители и исполнительные механизмы. Все эти приборы и агрегаты дублировались для обеспечения надежности и безопасности. На одном из самолетов устанавливалось не менее семнадцати отдельных исполнительных механизмов или рулевых машин для приведения в действие поверхностей управления.

Наступило время упростить и облегчить управление. Стало ясно, что в будущем потребуется значительно большая степень объединения всех функций управления для устранения излишнего дублирования. По этим соображениям были организованы объединения конструкторов, как, например, консорциум Эллиот—Хобсон, объединение Смит и Миссиер и группа Сперри по разработке комплексных систем управления. Организовано более тесное взаимодействие между конструкторами по разработке систем в самолетных конструкторских бюро, а также между специализированными конструкторскими бюро по гироскопическим, гидравлическим и электронным устройствам. Обычно в комплексных системах управления самолетом используются общие для системы в целом чувствительные элементы, выдающие электрические и механические сигналы отклонения. Комплексные системы управления разрабатываются таким образом, что они могут быть пригодны для дальнейшего сочетания с управлением двигательной установкой, с радиоустройствами, с радиолокатором и автоштурманом, с системой вооружения и визуальными приборами летчика.

Начиная с 1948 г., широкое применение нашли электрические автопилоты А-12 фирмы «Сперри», РВ-10 фирмы «Пайонир-Бендикс», новые электрические автопилоты МК-9 и МК-10 фирмы «Смит».

Весьма трудно обеспечить точное управление самолетом на маршруте во время автоматического захода на посадку. В оборудовании фирм «Сперри» и «Пайонир-Бендикс» сочетается управление по углу отклонения и по угловой скорости, причем сигналы угловой скорости обеспечиваются электронным дифференцированием сигналов позиционного гироскопа, которые после усиления приводят в действие электрические рулевые машины во всех трех каналах управления. К этому были добавлены такие усовершенствования, как автоматическое управление триммером и поддержание высоты.

Фирма «Смит» разработала новое устройство—стабилизированную платформу. Она выдает сигналы тангажа и крена с помощью гироскопических датчиков угловой скорости (для короткопериодических составляющих движения) и маятниковых корректоров (для длиннопериодических составляющих движения). Третий гироскопический датчик угловой скорости, также установленный на этой платформе, выдает короткопериодическую составляющую движения по курсу, а длиннопериодическую составляющую обеспечивает самолетный гиромагнитный компас. Электронные усилители используются в каждом канале управления для суммирования и усиления сигналов датчиков, а также для того, чтобы заставить электрические рулевые машины перемещаться со скоростью, пропорциональной угловой скорости отклонения самолета. Поэтому автопилоты фирмы «Смит» в основном функционируют как регуляторы скоростного типа.

Для автопилотов этого периода уже было характерно объединение гироскопических датчиков основного автопилота, гиромагнитного компаса и радиоустройств, и все они способны в продолжение длительного времени обеспечить полностью автоматическое управление самолетом. При использовании блоков связи с радионавигационными устройствами эти автопилоты могут автоматически вести самолет по радиальным лучам системы всена-

правленных маяков и выполнять автоматический заход на посадку по системе слепого захода.

Следует отметить весьма интересный экспериментальный полет. В 1947 г. самолет С-54 ВВС США поднялся в воздух, пересек Атлантический океан и совершил посадку в Англии при полностью автоматическом управлении. Бортовое радиоэлектронное оборудование было сложным и соответственно гажелым, однако был использован более или менее стандартный автопилот.

Желательно было добиться дальнейшего объединения, особенно визуальных приборов с автопилотом. Вскоре после второй мировой войны стали все более широко применяться электрические авиагоризонты и гиромагнитные компасы. Разработка точных электрических следящих систем, особенно сельсинов переменного тока, а также электронных ламп и магнитных усилителей, быстро продвинулась вперед, благодаря чему конструкторы получили широкий выбор разнообразных элементов для суммирования и передачи сигналов от датчиков.

По мере развития техники представилось возможным применить логический и практический подход к объединению всех основных функций по управлению самолетом. Датчики высоты, курса и положения, необходимые для работы летчика и автопилотов, являются практически одинаковыми. Гиромагнитный компас был давно приспособлен для выдачи как визуальных, так и электрических выходных сигналов. То же относится и к радиостройствам. Датчики, которые были приданы авиагоризонту для выдачи сигналов тангажа и крена в автопилот, способствовали также процессу объединения функций.

Следующий шаг состоял в том, чтобы создать центральную систему выдачи сигналов как для визуальных приборов летчика, так и для системы автоматического управления. Многие из новых больших гражданских и военных самолетов имеют полностью объединенные системы датчиков для автопилота и визуальных приборов, в которых индикаторы летчика являются просто визуальными повторителями, действующими от гироцентрали и других датчиков. Разработки ближайших лет будут направлены на создание более точных, устойчивых центральных датчиков и улучшение индикации на визуальных повторителях летчика.

Разработанный несколько лет тому назад командный пилотажный нуль-прибор, который был впервые успешно применен в 1948 г., представлял собою выдающееся достижение в области пилотажных приборов. Положенная в его основу идея заключается в том, что самолет в конечном счете можно заставить перемещаться только вверх или вниз, влево или вправо, и, если не учитывать управления двигателем, это обеспечивается только отклонением летчиком ручки управления или командными сигналами автопилота, посылаемыми на рулевые машины. Летчик должен обработать получаемые данные и принять решение. Автопилот обрабатывает те же данные автоматически и принимает в аналогичных условиях то же решение. Быстрота действия механического вычислителя значительно выше, чем человеческого мозга, и, по мере увеличения скоростей полета, сложности движения по воздушным трассам и общего усложнения авиационной техники, скорость, с которой принимается решение, весьма важна для обеспечения безопасности и эффективности действий летчика.

Командный пилотажный прибор является механическим вычислителем, намечающим программу действий при заданных условиях и дающим летчику инструкции по выдерживанию требуемой траектории полета. Именно в этом направлении намечается прогресс в будущем. Летчик по-прежнему может сам принимать решения, но его мозг должен быть освобожден от однообразных и утомительных расчетов, с тем чтобы дать ему время выполнить одну функцию, которую только он и может выполнить,—действовать обдуманно.

Следовательно, введение командного пилотажного прибора является важной чертой всех новых интегральных приборов и систем управления самолетом. Примером командного пилотажного прибора является изображенный на фиг. 2 нулевой указатель фирмы «Сперри». Достоинства этого указателя заключаются в том, что он в значительной степени увеличивает точность, с которой во время захода на посадку можно выдержать направление по лучам глиссадного и курсового маяков системы захода на посадку по приборам, а также точность обычного управления полетом.



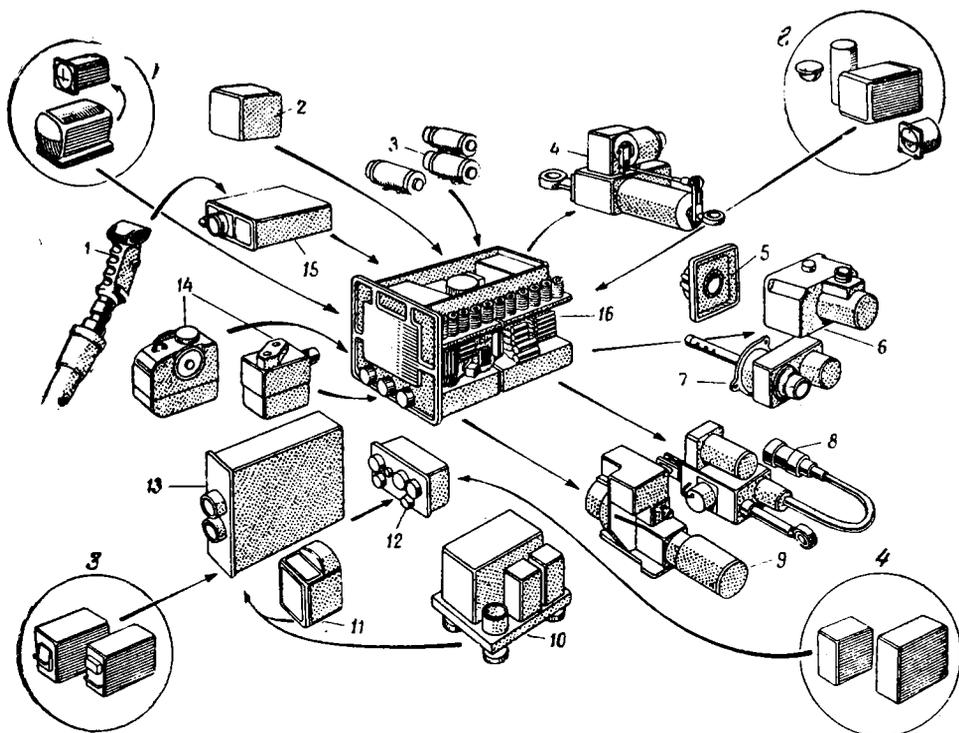
Ф и г. 2. Нулевой указатель Сперри.

Слева—направо.) Пульт управления, задатчик курса и командный прибор с перекрещивающимися стрелками.
1—лево; 2—пилотажный прибор; 3—право; 4—глиссада; 5—высота, включение, выключение; 6—проверка; 7—повторный заход или проверка; 8—тангаж.

Сердцем системы является электронное вычислительное устройство, которое собирает и координирует данные и выдает их летчику на простом двухстрелочном индикаторе. Вычислитель использует сведения, выдаваемые авиагоризонтом, гиropolукомпасом и магнитным компасом, чувствительным высотомером и двухстрелочным указателем системы захода на посадку по приборам. Рассчитанные данные показываются на индикаторе, который указывает летчику, как следует перемещать поверхности управления. Командный нулевой указатель похож на индикатор системы захода на посадку по приборам и представляет собой прибор с параллельным перемещением перекрещивающихся стрелок и градуированной шкалой для индикации величины отклонения стрелки. Он является «командным прибором», который указывает летчику, что он должен сделать для того, чтобы следовать по заданной траектории или достигнуть заданного объекта; он не указывает отклонения по положению или курсу. Действия летчика по центрированию стрелок могут в начальной стадии не давать совпадения траектории полета с заранее заданным курсом, лучом курсового маяка, высотой или глиссадой. Но если стрелки найдутся в нулевом положении, то траектория полета в конечном итоге совпадает с заданной, и в дальнейшем самолет будет следовать по ней. В комплект входят также следующие элементы системы: задатчик курса, пульт управления, авиагоризонт и соединительная коробочка. Общий вес всех блоков 12,3 кг. Задатчик курса имеет две стрелки, которые перемещаются по компасной шкале, градуированной через 2 градуса. Одна из стрелок повторяет показания гиросиндронного компаса Сперри «Гиросин», а вторая может быть установлена вручную на желаемый курс. Ниже приводятся краткие описания некоторых новейших автопилотов.

Автопилот L-10 (фирма «Лир», США) предназначен для сверхзвуковых самолетов и осуществляет в основном те же функции управления, что и автопилот MB-3 фирмы «Минеаполис хониуэл», установленный на самолете F-100 D (см. ниже). Этот автопилот (фиг. 3) имеет блок связи с системами бомбомета-

ния и управления огнем и системами VOR¹ и ILS² обеспечивает стабилизацию высоты и числа М. Система его датчиков состоит из комбинации скоростных гироскопов по всем трем осям и стабилизированной платформы Лир для определения положения самолета в пространстве. Компасная система, которая обеспечивает стабилизацию длиннопериодических движений по курсу, автоматически включается, когда самолет выполняет прямолинейный горизонтальный полет при включенном автопилоте. Управление по курсу



Ф и г. 3. Скелетная схема автопилота Лир L-10 для истребителя.

В кружках: 1—датчик положения; 2—компасная система; 3—системы всенаправленных УКВ маяков и посадки по приборам; 4—управление огнем и т. п.
1—ручка управления автопилотом, совмещенная с колонкой управления; 2—чувствительный элемент скольжения; 3—гироскопы угловой скорости тангажа, рыскания и крена; 4—гидравлические рулевые машины; 5—тросовый барабан; 6—поворотные рулевые машины; 7—следящие системы; 8—рулевые машины с раздвижной тягой; 9—исполнительные механизмы триммеров; 10—статоскопический датчик числа М с усилителем; 11—блок управления высотой; 12—пульт настройки летчика; 13—двухканальный агрегат связи с радиоустройствами; 14—пульт управления летчика; 15—усилитель совмещенной ручки управления; 16—трехканальный усилитель.

обеспечивается значительно лучше каналом крена, а не рулем поворота, так как это больше соответствует характеристикам высокоскоростного самолета. Канал руля поворота снабжен специальным контуром управления, действующим в качестве стабилизатора рыскания, и это устройство в сочетании с чувствительным элементом скольжения обеспечивает координацию при разворотах. Летчик управляет либо путем выбора режима работы на пульте управления автопилотом, либо посредством перемещения обычной

¹ Система всенаправленных УКВ радиомаяков.

² Радиосистема захода на посадку по приборам.

ручки управления самолетом, причем нагрузочное устройство расположено непосредственно под рукояткой.

Центральный вычислитель, который является сердцем системы автопилота, представляет собой блочную конструкцию с усилителями, оборудованными штепсельными разъемами, и обеспечивает большее усиление, чем прежние усилители. Это дает более высокую точность установления управляющей поверхности.

Для приведения в действие поверхностей управления и триммерных устройств используются несколько типов рулевых машин, применяемых последовательно и параллельно, а также поворотных рулевых машин, рулевых машин с раздвижной тягой и следящих систем с датчиками сигналов скорости.

Рассматривалась возможность применения автопилота L-10 для самолетов с вертикальным взлетом. Специальный указатель положения самолета фирмы «Лир», установленный на приборной доске, приводится в действие от стабилизированной платформы, обеспечивая летчика индикацией искусственного горизонта при любом положении самолета. Коэффициенты усиления системы могут изменяться для обеспечения различной жесткости управления при различных режимах полета. Агрегатная схема автопилота Лир L-10 представлена на фиг. 3.

Автопилот E-10 (фирма «Миннеаполис хониуэл», США) выполняет следующие функции: неограниченные эволюции, автоматическое управление огнем, выдерживание постоянного числа M , ограничение маневра, автоматическое триммирование, увеличение устойчивости относительно трех осей, компенсация воздушной скорости, связь с радиосистемами, стабилизация высоты полета, управление автопилотом от ручки управления самолетом, автоматическая синхронизация, связь с системой бомбометания и полная стабилизация по угловой скорости с контуром запаздывания. Основные характеристики систем отвечают многим требованиям боевой обстановки, в том числе обеспечению перехвата, бомбометания с горизонтального полета, бомбометания с пикирования и управления крейсерским режимом полета.

E-11—другой автопилот фирмы «Миннеаполис хониуэл», только с несколько меньшими возможностями по сравнению с E-10—является стандартным оборудованием для самолетов F-89, CF-100, B-66, RB-66, F-101, вертолетов H-21 и HUP-1 и снаряда «Регулюс»-1.

В соответствии со специальными требованиями используются гидравлические рулевые машины различных типов в сочетании со скоростными гироскопами для стабилизации короткопериодических движений. Регулятор числа M реагирует на отклонение от заданного числа M и скорость изменения числа M . Предусмотрена также специальная схема стабилизации относительно вертикальной оси. Гировертикаль полностью свободна по крену и имеет упоры в плоскости тангажа таким образом, что в сочетании с управлением посредством ручки управления самолетом с нагрузочным устройством самолет может выполнять сложные эволюции при включенном автопилоте. Этот автопилот не имеет отдельного пульта управления.

Автопилот MB-3 (фирма «Миннеаполис хониуэл») разработан специально для сверхзвуковых самолетов и является стандартным оборудованием для самолета F-100D. Он имеет примерно 5000 деталей, состоит из 46 основных агрегатов и весит 44 кг. Автопилот MB-3 обеспечивает стабилизацию короткопериодических движений самолета F-100D, управление по курсу на сверхзвуковых скоростях, а также связь с навигационными системами и системами вооружения. Он обеспечивает управление числом M от 0,2 на уровне моря до 1,7 на высоте 7000 м и позволяет выполнять неограниченные эволюции. Он допускает углы крена до 60° и углы тангажа до 50° и выполняет коор-

динированные развороты с креном до 75° . Задатчик высоты действует от уровня моря до высоты 18 000 м.

Этот автопилот имеет следующие узлы: три скоростных гироскопа, вертикальный и боковой акселерометры, арретируемую гировертикаль, рулевые машины демпфирования по курсу и тангажу, регулятор чувствительности, автоматически связанный с воздушной скоростью, и ограничитель перегрузки, который выключает автопилот, если установленные пределы перегрузок превышены.

Автопилот МВ-3 имеет только два рабочих режима: «демпфер» — для автоматической стабилизации и «автопилот». Автопилот может быть включен при любом положении самолета и будет выдерживать это положение до тех пор, пока ручка управления не будет перемещена. Нагрузочное устройство на ручке управления позволяет летчику регулировать только каналы курса и крена при включенном задатчике курса. Когда задатчик курса включен, для изменения курса может быть использован селектор разворота. Задатчик курса действует при крене самолета, не превышающем $7,5^\circ$. При использовании ручки управления или педалей руля поворота задатчик курса автоматически отсоединяется. В режиме «автоматическое бомбометание с малой высоты» автопилот МВ-3 автоматически выполняет команды системы бомбометания с малой высоты.

Автопилот МВ-5 (фирма «Миннеаполис хониуэл») является усовершенствованным вариантом автопилота МВ-3, установленного на самолете F-100D. Он предназначался также для самолета Мак-Доннел F-101B. Сообщается, что автопилот МВ-5 «делает для летчика больше, чем любая другая когда-либо разработанная система управления». В МВ-5 входит универсальный блок связи для автоматического управления перехватом с земли, посадки по приборам и управления огнем. Автоматическое управление перехватом с земли означает, что с наземного пульта управления можно непосредственно управлять автопилотом перехватчика по радио. Оно является принадлежностью систем вооружения самолетов F-102 и F-106. Конечный перехват обеспечивается бортовой системой управления огнем самолета.

Пилотажное оборудование

В области разработки усовершенствованных приборов слепого полета в послевоенные годы наметились три основные линии развития. Во-первых, в значительной степени были улучшены характеристики и удобочитаемость показаний обычных приборов. Во-вторых, в индикацию пространственного положения самолета и курса были введены командные показания в качестве первого шага к сочетанию командных и информационных сигналов в одном указателе. В-третьих, были разработаны совершенно новые типы приборов для обеспечения летчика более легко воспринимаемыми показаниями и точными данными для вертикального набора высоты и фигурного полета. После второй мировой войны были разработаны новые авиагоризонты с большой степенью свободы и более быстрым приведением к вертикали при запуске и после выбивания при выполнении фигур. Они также имели улучшенные характеристики до весьма больших высот. Для этой цели гироскопы получили электрический привод, а большая скорость вращения (около 23 000 оборотов в минуту вместо 14 000) сделала их значительно более устойчивыми.

Современные авиагоризонты англичан полностью свободны по крену и обеспечивают правильные показания при наборе высоты и снижении с углом тангажа до 85° . При достижении этого предела они не выбиваются, а останавливаются у упоров и в большинстве случаев начинают нормально работать после выполнения фигуры. Указатель авиагоризонта в виде маленького силуэта самолета в настоящее время стандартизован в форме перевер-

нутого крыла чайки, что послевоенными исследованиями признано наиболее наглядным. После выполнения сложных фигур летчик может быстро привести к вертикали авиагоризонт путем нажатия кнопки. Полное установление после запуска требует около 20 сек., причем уход из поля зрения флажка с отметкой «выключено» указывает на готовность прибора к взлету.

Фирма «Ферранти» ввела в свой авиагоризонт F.H.5 автоматическое приведение к вертикали, назначение которого состоит в том, чтобы обеспечивать быструю коррекцию авиагоризонта, если при запуске он значительно отклонен по тангажу или крену. В течение первых 10 сек., из 20-секундного цикла запуска, на ротор гироскопа воздействует коррекционная система по тангажу и крену, которая используется во время полета. В последние 10 сек. для приведения гироскопа к вертикали подается быстрая коррекция со скоростью 200° в минуту. Это сделано с целью избежать необходимости нажатия кнопки для быстрой коррекции, что отвлекает внимание летчика.

Указатели поворота и скольжения также подверглись изменению в направлении использования электрического привода и стандартизированной индикации в виде шарика и стрелки (вместо двух стрелок).

На военных и больших гражданских самолетах гиромагнитный компас получил широкое применение в качестве основного указателя курса. Шкала для этих компасов разработана институтом авиационной медицины в Фарнборо. Она обеспечивает летчика в любой момент естественной индикацией разворота и точного направления, даже при выполнении резких маневров. Такая шкала является необходимой принадлежностью приборной доски реактивного самолета. Устойчивость компаса такого типа при выполнении фигурного полета также превосходна, и часто выполнение полного боевого разворота не вызывает заметного нарушения работы компаса. Для полетов в высоких широтах фирма «Бендикс» выпускает компасную систему «Поляр Пас» с прецессионным гироскопом.

Индикаторы вертикальной скорости были также усовершенствованы с целью увеличения чувствительности к изменениям высоты. Несмотря на то, что верхний предел диапазона индикации стандартных приборов недостаточен для указания максимальных скоростей снижения и набора высоты, обычно встречающихся в практике полетов на реактивных самолетах, шкалы во многих случаях сделаны логарифмическими для обеспечения увеличенной цены делений на малых вертикальных скоростях. Эта особенность шкалы весьма полезна для выполнения точного захода на посадку, когда при сравнительно высоких скоростях полета должны точно выдерживаться малые скорости снижения.

Одним из приборов, больше всего подвергнутых в послевоенные годы модернизации, является высотомер. Он прошел несколько стадий модификации, но его переработка еще не закончена. Основная задача при этом заключается в том, чтобы сделать совершенно ясными и удобочитаемыми показания высоты и при этом расширить диапазон измеряемых высот.

Указатель чисел M стал стандартным прибором на реактивных самолетах; выпущены также указатели с различными диапазонами показаний. В этих приборах обычно практикуется включение отметчика, показывающего область критических для данного самолета чисел M. В указателях последнего выпуска самый нижний участок шкалы предназначен для высоких чисел M, так как более низкие значения не всегда требуются.

Для экономии пространства на приборной доске и для объединения показаний скорости на одной удобочитаемой шкале фирма «Келвин Хьюз» разработала комбинированный указатель скорости. В этом приборе воздушная скорость указывается стрелкой по логарифмической шкале, расширенной для малых значений скорости, используемых при заходе на посадку. Напротив этой шкалы помещена шкала чисел M, положение которой по

отношению к шкале воздушной скорости изменяется автоматически в функции высоты. Таким образом, одна прямая стрелка будет показывать воздушную скорость и соответствующее ей число M на всех высотах. Диапазон чисел M находится между 0,6 и 1,5, а диапазон индикаторных скоростей от 50 до 650 узлов (от 90 до 1174 км/час). При более низких приборных скоростях шкала M остается свободной. Комбинированный указатель скорости большого диапазона будет измерять числа M от 0,7 до 2,2 и скорости от 50 до 750 узлов (144—1354 км/час).

Другим прибором, который стал стандартным для современного самолета, является измеритель перегрузок. Обычно он имеет три стрелки, одна из которых показывает мгновенное ускорение, действующее на самолет, а остальные две отмечают максимальные значения положительного и отрицательного ускорения. Другими примерами разработки в области приборов за последнее время являются нулевой указатель полета фирмы «Сперри», о котором упоминалось выше, и приборные системы фирм «Сперри», «Смит», «Коллинз», «Бендикс», которые связаны с различными навигационными приборами, относящимися к визуальным приборам летчиков для полета по системам.

Совершенно иные требования к приборам предъявляются в связи с появлением новых типов перехватчиков, которые могут выполнять вертикальный взлет и имеют сверхзвуковую скорость в горизонтальном полете. Для удовлетворения этих требований разрабатываются совершенно новые приборные доски. Одна из таких досок показана на фиг. 4.

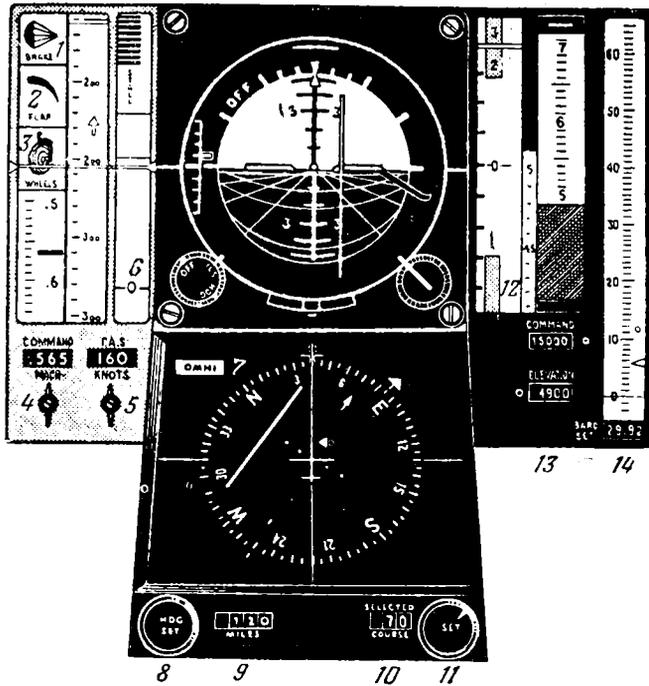
Гироскопические приборы, установленные на приборной доске, не обеспечивают показаний во время установившегося вертикального полета или при переходе в горизонтальный полет, и поэтому фирма «Келвин Хьюз» разработала авиагоризонт с вращающимся экраном, использующий сигналы тангажа и крена, выдаваемые дистанционно установленной стабилизированной платформой, основным элементом которой является центральный гироскопический датчик фирмы «Браун». Особенностью нового авиагоризонта является следящий вращающийся экран, одна половина которого, обозначающая небо, окрашена белой краской, а вторая половина, обозначающая землю, — черной. Линия отсчета отклонений от вертикали выполнена в виде мишени и находится посередине между черной и белой секциями. Весь узел экрана вращается для индикации крена.

Сочетание центрального гироскопического датчика с вращающимся экраном позволяет получать непрерывную индикацию во время фигурного полета. При вертикальном наборе высоты летчик «нацеливается» на отметчик вертикального полета на белой части экрана. Затруднения возникают тогда, когда летчик должен сделать боевой разворот и выйти на точный компасный курс. Если он не сможет выполнить этот маневр, то возможность вертикального набора высоты теряет практическое значение. Поэтому фирма «Келвин Хьюз» разработала компас, который указывает во время вертикального набора высоты курс, по которому будет следовать самолет при выходе в горизонтальный полет колесами вверх. Этот прибор также получает сигналы курса от центрального гироскопического датчика. Найден также метод быстрого приведения авиагоризонта к вертикали, если самолет при вертикальном наборе высоты существенно отклонится в каком-либо направлении. Такое приспособление предусмотрено в центральном гироскопическом датчике.

Другое основное требование, предъявляемое к приборному оборудованию самолета с высокими летными характеристиками, состоит в том, чтобы заменить обычную шкалу прибора индикацией линейного типа.

В этом случае (фиг. 4) поступательно движущиеся ленточные указатели заменяют шкалы и мгновенное значение каждого параметра читается против непрерывной линии отсчета на приборной доске. Число M , воздушная ско-

рость и угол атаки даются слева, причем мало используемый нижний конец шкалы чисел М градуирован на показания максимально допустимых скоростей при выпущенном шасси, закрылках и тормозном парашюте. Указатель горизонта, выполняющий функции указателя положения самолета и команд по радионавигационным средствам, расположен в расчете на пользование его показаниями при «взгляде вперед». Элементом, рассчитанным на «взгляд вниз», является шкала компасной системы на наклонной панели под авиаторизонтом. Индикация этого прибора подобна индикации радиокомпаса



Ф и г. 4. Новая приборная доска с ленточными шкалами, комбинированным директорным прибором и указателем информации. Компасная панель расположена наклонно. 1—тормозной парашют; 2—закрылки; 3—шасси; 4—заданное число М; 5—приборная скорость (узлы); 6—«выключено», JLS, направление; 7—радиомаяк; 8—здатчик направления; 9—мили; 10—заданный курс; 11—установка; 12—«задано»; 13—барометрическая высота у земли; 14—установка барометрического давления.

фирмы «Смит», но в нем предусмотрено окно для радиальных данных системы всенаправленных УКВ маяков и окно для данных о дальности по радиодальностным системам.

Дополнительные стрелки и индексы на ленточных указателях служат задатчиками, которые летчик устанавливает для специальных счетных операций. Барометрическое давление у земли вводится на ленточный указатель высоты в виде темной полосы, закрывающей все показания высоты ниже уровня земли (на рис. 4—900 футов).

Приборная доска такого типа более удобна, чем любая из прежних. Разработка подобных приборных досок и новых приборов для них интенсивно проводится по обе стороны Атлантического океана.

Сокращенный перевод обзора современных английских и американских пилотажно-навигационных средств, опубликованного в журнале *Flight*, No 2516, 12 April, 1957.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА НА СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТАХ

Вопросы покидания сверхзвуковых самолетов

В апреле 1956 г. в Чикаго состоялась 27-я ежегодная конференция американской Ассоциации авиационной медицины, на которой обсуждались вопросы покидания самолетов с высокими летно-техническими характеристиками. Ниже приводятся материалы опубликованных докладов.

Условия покидания самолета являются различными в каждом отдельном случае. Они зависят от скорости, высоты, компоновки самолета, системы покидания, географического местоположения, метеоусловий, физиологического и психологического состояния летчика и случайных обстоятельств. Многие из этих факторов не могут контролироваться конструктором самолета.

При лобовой площади катапультируемого кресла от 0,46 до 0,7 м² и весе его вместе с летчиком 145 кг (что соответствует большинству современных катапультируемых кресел) критическая величина отрицательного ускорения (около 40 g) при торможении встречным воздушным потоком получается при индикаторной скорости около 1112 км/час. Эта скорость является верхним пределом допустимой скорости полета в момент катапультирования при существующих типах оборудования и снаряжения. Для более высоких скоростей требуются другие, более усовершенствованные системы покидания. Первым способом является уменьшение отношения лобового сопротивления кресла к его весу вместе с летчиком. Второй способ—создание на кресле тяги в направлении полета, например, с помощью дополнительного ракетного устройства РЭСКУ, модель II, разрабатываемого фирмой «Конвэр». Уменьшая отрицательное ускорение, можно свести общую перегрузку к допустимой величине. Третий способ—применение отделяемой кабины. Однако переход от открытого катапультируемого кресла к отделяемой кабине, очевидно, потребует длительного времени. Этапами развития средств покидания можно считать: прыжок из самолета с парашютом, открытое катапультируемое кресло, кресло, заключенное в обшивку (капсулу), и, наконец, отделяемая кабина, снабженная автономной силовой установкой для кратковременного полета.

Влияние высоты, на которой производится катапультирование, сказывается в уменьшении плотности воздуха, благодаря чему возрастает истинная воздушная скорость, соответствующая допустимому отрицательному ускорению. Так, на высоте 12 000 м истинная скорость 1760 км/час дает то же максимально допустимое отрицательное ускорение 38 g, что и скорость 1112 км/час на уровне моря. Однако кинетическая энергия кресла возрастает пропорционально квадрату истинной воздушной скорости.

В указанном примере кинетическая энергия кресла на высоте в 2,5 раза больше, чем на уровне моря. На погашение этой энергии требуется более длительное время, в результате чего увеличивается продолжительность действия отрицательного ускорения и, следовательно, возрастает зона опасных для жизни перегрузок.

Кроме торможения встречным потоком, катапультируемое кресло подвержено различным вращательным движениям. Комбинированные действия отрицательного ускорения, угловых скоростей, эрозии, местного флаттера

и разброса рук и ног очень трудно поддаются анализу. Самым лучшим решением является стабилизация катапультируемого кресла.

Конструкция самолета и установленного на нем оборудования налагает дополнительные требования на системы покидания. Расположение членов экипажа внутри самолета во многом определяет направление покидания ими самолета. Чтобы избежать столкновения с деталями самолета в момент катапультирования, нужно выбрать направление выброса соответственным образом или же удалить препятствия механическими или взрывными средствами. Для катапультирования членов экипажа, находящихся у пультов в окружении ручек управления приборов и других устройств, им необходимо перебраться в специальные пункты покидания или же все мешающее оборудование должно быть убрано. Нужно предусмотреть возможность покидания самолета запасными членами экипажа на дальних бомбардировщиках.

Статистика результатов катапультирования из самолетов ВМФ и ВВС США дает следующие цифры.

В авиации ВМФ за период с 9.8. 1949 г. по 1.1. 1956 г. имели место 177 случаев катапультирования, в сухопутных ВВС—757 случаев, в том числе (в %):

	ВМФ	ВВС
Без повреждений	} 65	42
С легкими травмами		21
С тяжелыми травмами		14
Со смертельным исходом		23
Пропавшие без вести	4	—
	100	100

Летчики остались живыми при катапультировании, по данным ВМФ:

На скорости ниже 740 км/час	90
» » выше 927 »	55
На высоте выше 1500 м	96
» » ниже 300 м	7

по данным ВВС:

На скорости 185—370 км/час	89
» » 370—463 »	90
» » 463—556 »	97
» » 556—649 »	93
» » 649—741 »	93
» » 741—834 »	79
» » 834—927 »	88
» » более 927 »	70
» » неизвестной	20
На высоте 0—300 м	24
» » 300—600 м	80
» » 600—900 м	83
» » 900—11 660 м	94
» » неизвестной	3

В докладах приведены также другие статистические данные по характеру и причинам повреждений при катапультировании.

Для существующих типов катапультируемых кресел можно считать установленными следующие факты:

1. Максимальное отрицательное ускорение при входе во встречный поток воздуха остается практически постоянным для данной индикаторной скорости вне зависимости от высоты.

2. При возрастании индикаторной скорости в момент катапультирования максимальное отрицательное ускорение возрастает несколько больше, чем пропорционально квадрату скорости.

3. Скорости вращательных движений и длительность действия отрицательного ускорения (оба этих фактора уменьшают величину допустимого для человека максимального отрицательного ускорения) возрастают с увеличением высоты для данной индикаторной скорости, являясь обратно пропорциональными квадратному корню из отношения плотностей воздуха на разных высотах.

4. Хотя увеличение веса и уменьшение аэродинамического сопротивления катапультируемого объекта должно снижать получающееся максимальное отрицательное ускорение, этим путем удастся лишь незначительно повысить максимальную индикаторную скорость безопасного катапультирования. Кроме того, при этом приходится считаться с допустимой длительностью действия отрицательного ускорения.

Все конструктивные трудности систем аварийного покидания самолета определяются ограниченной способностью человеческого тела противостоять окружающему давлению, силам и ускорениям. Обеспечивая стабилизацию катапультируемого кресла, применяя ракетные катапульты и автоматическую фиксацию положения рук, ног и головы, конструкторы рассчитывают воспрепятствовать вращению кресла относительно поперечной оси, уменьшить отрицательное ускорение в момент катапультирования и защитить от их действия конечности тела и снаряжение летчика. Авиационная медицина должна продолжать изучение пределов выносливости человека к этим воздействиям, особенно к комбинированному действию вращения относительно поперечной оси или колебаний совместно с линейным отрицательным ускорением.

Известные преимущества может дать применение стабилизированного катапультируемого кресла, доставляющего летчика до самой земли. В этом случае значительно упростятся привязные устройства, так как отпадет необходимость мгновенного одноточечного отсоединения летчика от кресла. Можно будет применить более совершенные типы кислородного, спасательного и связанного оборудования, так как оно может быть сделано частью кресла, а не снаряжения летчика.

Травмы при приземлении могут быть сведены к минимуму, так как конструкция кресла сможет поглощать энергию удара, распределять нагрузки и защищать летчика, в частности, обеспечивать автоматическую плавучесть при падении в воду. Испытания модели такого «посадочного» кресла показали его принципиальные достоинства и необходимость проведения полномасштабных испытаний.

В дальнейшем самолеты с высокими летными данными должны снабжаться отделяемыми кабинами. Летчик в такой кабине может быть освобожден от большей части защитного и спасательного снаряжения. Отделяемая кабина должна иметь высокое значение отношения массы к аэродинамическому сопротивлению. При отделении ее от самолета на большой скорости и малой высоте остается очень мало времени для торможения ее до допустимой скорости приземления. Но здесь можно использовать ее большой запас кинетической энергии и относительно высокое аэродинамическое качество, благодаря чему она может набрать дополнительную высоту.

На современном самолете все более возрастает количество электронных устройств, предназначенных для ускорения восприятий и реакций летчика. Очевидно, имеет смысл разработать подобное устройство, помогающее летчику своевременно принять решение о моменте покидания самолета. Оно должно содержать вычислитель, непрерывно производящий сравнение положения самолета в пространстве и его путевой скорости с предельными харак-

теристиками маневренности и прочности. Если создавшаяся обстановка полета не дает возможности вывести самолет из опасного режима, то вычислитель должен выдать сигнал покидания. Можно при достаточной надежности этого оборудования полностью автоматизировать систему покидания самолета.

В связи с этим предложением следует провести исследование, в какой мере боязнь ответственности за гибель самолета сказывается на задержке принятия летчиком решения о моменте покидания самолета.

* * *

Экспериментальная проверка пределов выносливости человеческого организма к различным факторам, определяющим действительные условия покидания самолета, проводилась путем изучения действия каждого фактора в отдельности, по возможности исключая действия других факторов. Были получены следующие результаты.

Отрицательное ускорение вследствие торможения встречным потоком. Испытания проводились на ракетной дрезине при положении человека сидя лицом вперед, что соответствует катапультированию вверх или вниз в момент отделения от самолета и до начала вращательных движений. В этом случае пределы выносливости составляют: 1) к скорости изменения ускорения—1500 *g* в секунду при абсолютном значении ускорения 40 *g* и длительности 0,16 сек. или менее; 2) к величине перегрузки—50 *g* при начальной скорости изменения ускорения 500 *g* в секунду и длительности 0,20 сек. или менее; 3) к длительности действия ускорения—25 *g* или более при начальной скорости его изменения 500 *g* в секунду и длительности 1 сек.

Вращения вокруг поперечной и продольной осей тела. При вращениях на платформе человека, лежащего на левом боку, вокруг оси, проходящей через область сердца, бессознательное состояние наступало через 10—12 сек. при 160 об/мин. При скорости вращения 200 об/мин животные, находившиеся в том же положении, погибли через 2 мин.

Изучение действия вращательных движений во время свободного падения с самолета с высот до 13 760 м показало, что при 90 об/мин и менее наблюдались тошнота, рвота и потеря ориентации. Этих явлений можно избежать путем аэродинамической стабилизации (на средних высотах) и направленной тяги (на очень больших высотах).

Давление встречного потока воздуха. При эквивалентном скоростном напоре 3173 *кг/м²* и более нефиксированные части тела (голова и конечности) человека на катапультируемом кресле начинают разбрасываться с силой, превышающей мускульный контроль. Могут иметь место вывихи или повреждения от ударов о кресло. В частности, вывихи и переломы наблюдались при катапультировании вниз на высоте 12 000 м и скорости менее 930 *км/час*. Эксперименты на животных с открытыми мордами на скорости более 1100 *км/час* показали, что через рот и нос в желудок попадает избыточный воздух. Имел место случай, когда у летчика, потерявшего шлем при сверхзвуковом катапультировании, в желудке оказалось 3 л воздуха.

Предел выносливости человека к скоростному напору еще не был достигнут в экспериментах, хотя при испытаниях на ракетной дрезине давление доводилось до 5400 *кг/м²*, а в одном случае сверхзвукового катапультирования ($M=1,05$, высота 1980 м) оно составило по расчету 6054 *кг/м²*, причем голова и лицо летчика были открыты вследствие потери шлема. Нужны дальнейшие эксперименты по установлению этого предела, так как им определяется необходимость перехода к отделяемой кабине, поскольку от действия других факторов можно защититься с помощью высотного костюма и аварийного кислородного оборудования.

Для сверхзвуковых самолетов необходимо строить катапультируемые кресла, рассчитанные на максимальные летные данные самолета. Чтобы обеспечить выброс кресла с летчиком на сверхзвуковой скорости без задевания за фюзеляж или хвостовое оперение, требуется более высокая начальная скорость катапультирования при более коротком ходе стреляющего механизма и резком отделении кресла от направляющих. В этом случае для устранения травм нужно зафиксировать положение головы и тела летчика в кресле. Подушку сиденья следует делать из пенопласта такой толщины, чтобы он мог сжиматься на 5—8 см для поглощения энергии катапультирования и устранения колебаний туловища. Рекомендуется автоматизировать процесс катапультирования.

Различного типа отделяемые кабины обладают рядом преимуществ и недостатков. В числе последних можно упомянуть, что большой вес кабины по сравнению с креслом требует мощной катапульты или ракетного заряда, которые создают ударные нагрузки и ускорения, трудно переносимые человеком. Отделяемая кабина представляет также более крупную цель для поражения ее противником. С конструктивной точки зрения задача быстрого разъединения электрических, гидравлических, пневматических и механических систем в момент отделения кабины является чрезвычайно сложной. Применение отделяемой кабины на малых высотах очень затруднено, тем более что в этом случае трудно понизить скорость самолета перед отделением кабины.

Для одной из разработанных отделяемых кабин было подсчитано, что на высотах 1800 м и менее при полете со сверхзвуковой скоростью возможность благополучного покидания самолета становится ничтожной.

В настоящее время из-за недостатка экспериментальных данных трудно сделать окончательный выбор между открытыми и закрытыми системами покидания самолета. Кроме того, система покидания должна соответствовать типу самолета и условиям боевой задачи. Например, на дальнем тихоходном морском патрульном самолете требуется система покидания в виде отделяемой спасательной лодки. Для многоместного стратегического бомбардировщика более всего подходят сверхзвуковые катапультируемые кресла, выбрасываемые одновременно вверх, вниз или в сторону. Применение здесь одноместных или многоместных отделяемых кабин, обладающих более значительным весом, площадью поперечного сечения и сложностью, может вызвать задержки и усложнить процесс покидания. Для облегченного ближнего перехватчика весовые соображения заставляют выбрать самую легкую систему покидания.

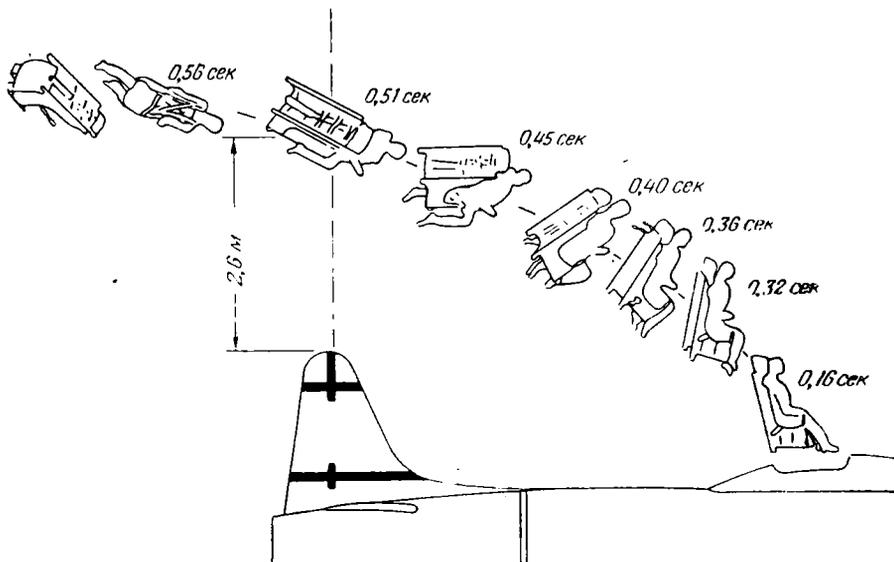
* * *

Для испытания оперативной пригодности и надежности систем покидания применяются специальные самолеты и ракетные дрезины. Для ВВС США недавно была построена в Харрикейн Межа (штат Юта) новая установка с ракетной дрезиной под шифром «проект СМАРТ», на которой можно будет производить испытания систем автоматического катапультирования на сверхзвуковых скоростях. Рельсовая колея длиной 3650 м заканчивается на краю пропасти глубиной 450 м. Отделяемая передняя часть дрезины с испытуемым оборудованием выбрасывается на расстояние более 15 м над этой пропастью, воспроизводя условия катапультирования из самолета.

В ВМС США проводились испытания парашютов в связи с катапультируемыми креслами. Большинство современных американских самолетов с высокими летно-техническими характеристиками снабжено автоматическими механизмами замков плечевых и поясных привязных ремней, срабатывающими немедленно или приблизительно через 1 сек. после катапультирования кресла (фиг. 1). Достоинство раннего отделения летчика от кресла

состоит в том, что сохраняется максимальный запас высоты для гашения скорости перед раскрытием парашюта. С другой стороны, в этом случае парашют и другое вспомогательное оборудование подвергаются опасному действию скоростного напора (давление воздуха достигает 4880 кг/м^2), в результате чего наблюдается преждевременное или неожиданное раскрытие парашюта, которое может сопровождаться повреждением купола.

Дополнительная тяга вперед, сообщаемая креслу при катапультировании на малых высотах, чтобы снизить резкое торможение встречным потоком, отрицательно действует на парашют, плавательные приспособления и другое спасательное снаряжение.



Ф и г. 1. Схема процесса катапультирования при истинной скорости 867 км/час , индикаторной скорости 741 км/час , высоте 3000 м и весе кресла с летчиком 131 кг .

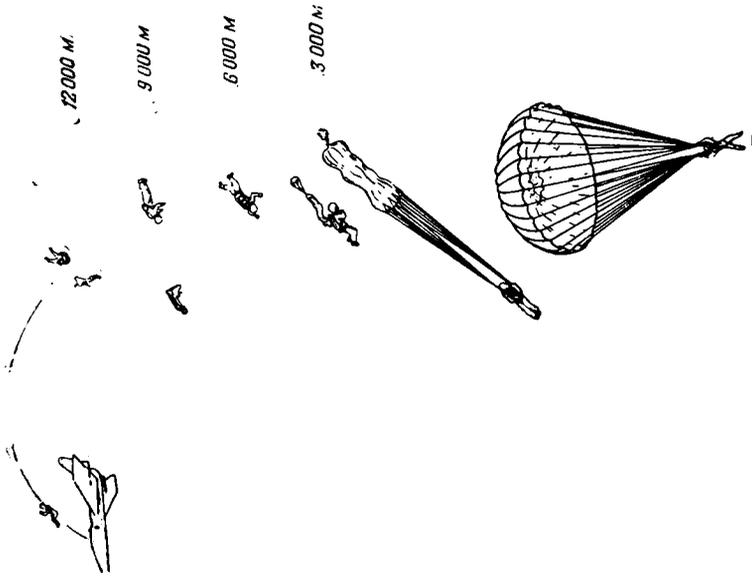
Раньше эти отрицательные эффекты не наблюдались, так как отделение летчика от кресла производилось вручную, на что даже опытные парашютисты затрачивают от 7 до 15 сек. За это время скорость и высота настолько снижаются, что результирующий скоростной напор оказывается безвредным для снаряжения. Предложения по улучшению парашютов и другого оборудования в большинстве случаев отличаются сложностью и трудно выполнимы практически.

Метод применения парашюта на больших высотах был предметом многих исследований и обсуждений.

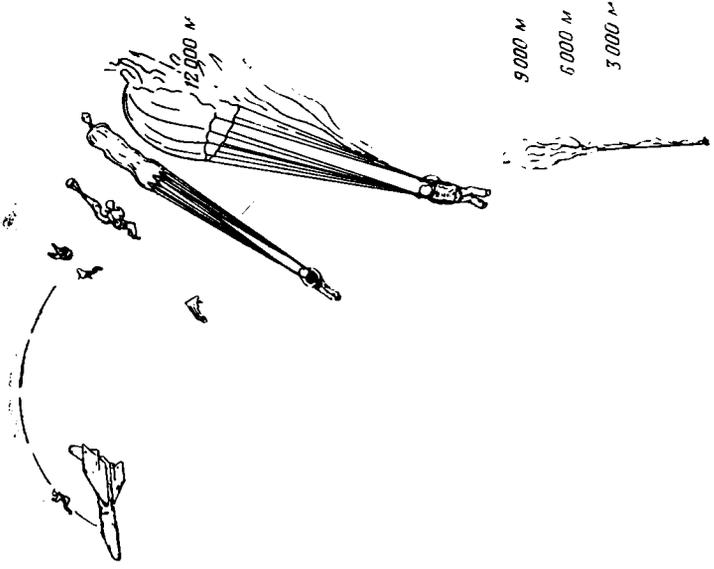
Испытания и практические случаи подтвердили, что раскрытие парашюта на больших высотах является нелогичным и небезопасным (фиг. 2). В настоящее время рекомендуется затяжной прыжок (фиг. 3) и раскрытие парашюта на заданной высоте с помощью барометрического автомата. Кроме того, имеется запасной вытяжной трос.

Известно, что при свободном падении парашютиста могут иметь место быстрые вращения, приводящие к потере сознания, скручиванию строп и т. д.

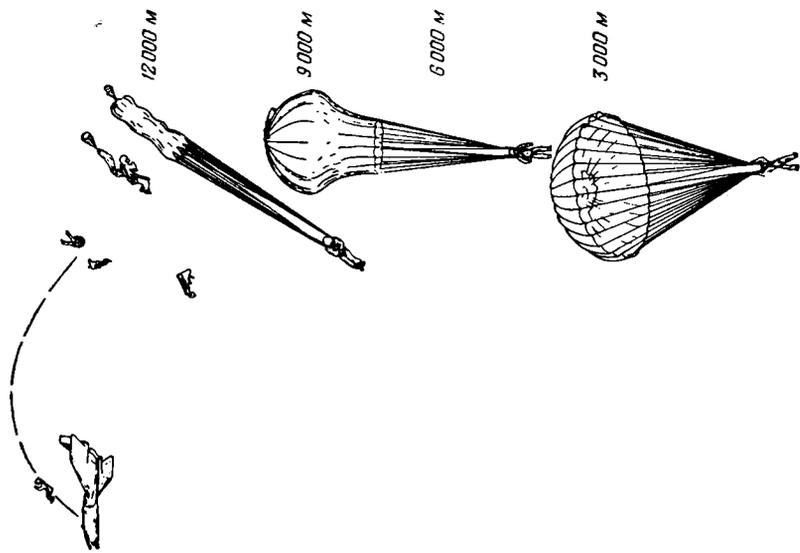
На фиг. 4 показана парашютная система, проходящая испытания в морском парашютном институте ВМФ США. Эта система является более простой, легкой и компактной, чем применяемые сейчас многоступенчатые парашютные системы, и отличается следующими преимуществами:



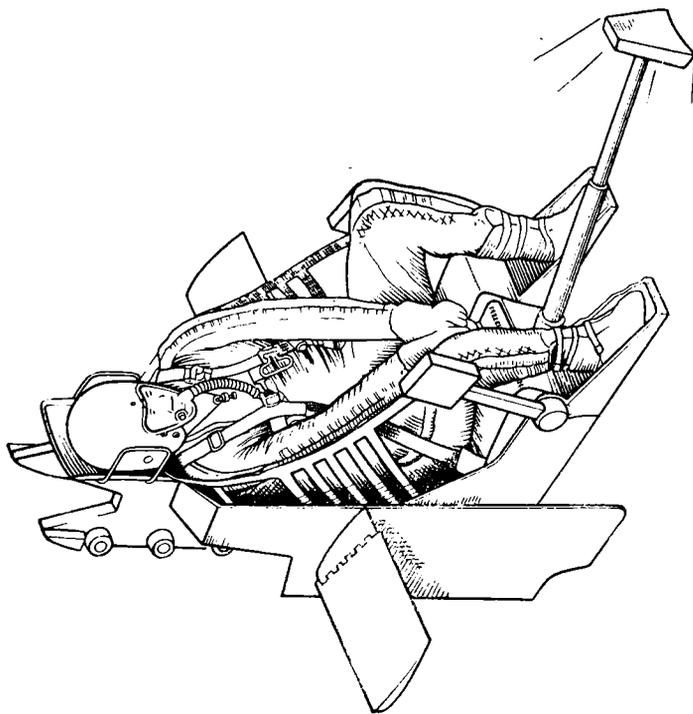
Ф и г. 3. Затяжной прыжок с парашютом с большой высоты может вызвать быстрое вращение тела, сильный динамический удар и потерю сознания.



Ф и г. 2. Раннее раскрытие парашюта на больших высотах может привести к разрыву купола, сильному динамическому удару и гибели летчика.



Ф и г. 4. Специальный парашют, обеспечивающий устойчивое снижение, слабый динамический удар и быстрое раскрытие с постепенным наполнением купола.



Ф и г. 5. Катапультируемое кресло фирмы «Локхид», «Модель D».

- 1) раскрытие парашюта происходит в начальной стадии покидания самолета независимо от высоты;
- 2) первый динамический удар получается небольшим благодаря уменьшенной площади, создающей аэродинамическое сопротивление;
- 3) обеспечивается быстрый стабилизированный спуск на заданную высоту;
- 4) полное наполнение купола производится автоматически;
- 5) окончательный динамический удар очень незначителен;
- 6) раскрытие парашюта на больших скоростях и малых высотах имеет высокую надежность.

При испытаниях отделяемых кабин должно приниматься во внимание выполнение следующих требований:

1. В начальной стадии:

- а) устойчивость отделяемой кабины для избежания физических травм летчика вследствие неконтролируемых вращений кабины;
- б) быстрое стабилизированное снижение с больших высот с целью сокращения времени воздействия окружающих факторов и возможности поражения с самолетов противника;
- в) допустимая величина отрицательного ускорения при минимальной задержке раскрытия главного спасательного парашюта в случае покидания самолета на больших скоростях и малых высотах;
- г) автоматическое раскрытие главного парашюта на заданной высоте (или немного ниже) после выполнения предыдущего требования.

2. В конечной стадии:

- а) устойчивость, скорость снижения и ориентация, необходимые для безопасного приземления;
- б) наличие устройства для отсоединения спасательного парашюта после приземления.

Чтобы получить гашение скорости, соответствующее допустимым скоростям снижения парашюта, отделяемую кабину приходится подвергнуть действию отрицательного ускорения $32g$, которое может причинить серьезные травмы, если в кабине не будут предусмотрены специальные привязные ремни для летчика.

Летчик в отделяемой кабине испытывает перегрузки, подобные перегрузкам во время резкого торможения при аварийной посадке. Усилия сосредоточены в точках привязки летчика к креслу, в то время как на катапультируемом кресле нагрузки распределены более равномерно. До разработки специальных привязных систем нельзя быть уверенным, что на больших скоростях и малых высотах отделяемые кабины будут столь же эффективны, как катапультируемые кресла.

Отделяемую кабину можно рассматривать как логическое развитие системы «человек—самолет» в свете удовлетворения следующим требованиям:

- 1) обеспечение средства покидания самолета;
- 2) стандартизация оборудования;
- 3) централизация средств управления самолетом в пространстве с контролируемыми условиями.

Можно предположить, что в дальнейшем будут разработаны стандартные отделяемые кабины в одноместном и двухместном вариантах, которые могут быть установлены на самолетах любого типа (фиг. 5) в порядке взаимозаменяемости. Кроме того, такие кабины, будучи отделенными от самолетов, могут служить наземными тренажерами, а при установке на учебные самолеты позволят осуществлять подготовку летчиков в условиях действительного полета.

Таким образом, все процессы обучения, тренировки и предполетного инструктажа будут происходить в одной и той же стандартной кабине.

Работы в этом направлении уже ведутся в авиационном отделе научно-исследовательского управления ВМФ США.

Катапультируемое кресло для скоростей, соответствующих $M=3$

Управление ВВС США по исследованиям и усовершенствованиям требует, чтобы на всех самолетах, способных превышать индикаторную скорость 1100 км/час и высоту 15 000 м, обязательно устанавливалась капсула для покидания самолета, снабженная оборудованием, обеспечивающим защиту и сохранение жизни экипажа. Очевидно, что ни один самолет с указанными летными характеристиками, находящийся в эксплуатации с катапультируемым креслом, не может быть модифицирован для установки спасательной капсулы, если капсула не будет выполнена в форме подвижных экранов, установленных на самом кресле.

Фирма «Локхид» объявила о новом катапультируемом кресле, которое, как заявляют, будет обеспечивать безопасность при скоростях до 1480 км/час у земли и при числе M до 3. Хотя в основном кресло является обычным катапультируемым креслом, оно имеет различные устройства, предназначенные для обеспечения защиты от удара воздушного потока и создания устойчивости после катапультирования. Конструкция кресла предусматривает также возможность применения его основных элементов на стандартных креслах путем их доработки с минимальными изменениями.

Новое кресло получило обозначение «модель D» (фиг. 5) и предназначено для катапультирования вниз, вероятно, для самолета F-104. В отличие от обычных американских кресел, механизм которых приводится в действие при помощи спускового устройства, расположенного на подлокотниках, рукоятка катапультирования кресла «модель D» установлена на чашке сиденья спереди. Скобы, расположенные близко по бокам шлема летчика, должны удерживать в устойчивом положении голову и уменьшать нагрузку на шею. Защитные наколенники поднимаются вверх, чтобы предотвратить выворачивание ног, а также для того, чтобы натянуть ременные сетки, стягивающие руки. Автоматические быстродействующие ремни подтягивают ноги на подножки и предотвращают их разбрасывание. Снизу и по бокам кресла выпускаются стабилизирующие поверхности, придающие ему устойчивость в полете; вперед выпускается наклонная пластина для отражения воздушного потока и образования своего рода воздушной капсулы, чтобы уменьшить поперечные перегрузки и воздушный удар. Эти устройства действуют до того, как кресло покинет самолет. Далеко за центром тяжести кресла установлены вертикальные поверхности, которые дают мощный стабилизирующий эффект. Различные проводки, в частности кислородная, с целью уменьшения опасности повреждения их воздушным потоком, переконструированы. Защита лица летчика обеспечивается герметическим шлемом высотного костюма.

После катапультирования летчик спускается до заданной высоты, на которой открывается парашют, и дальнейший спуск происходит обычным образом. На малых высотах и скоростях менее 550 км/час парашют раскрывается немедленно. Кресло «модель D» испытано в аэродинамических трубах и в свободных полетах; в недалеком будущем должны быть проведены натурные испытания на ракетной тележке. Серийный выпуск этих кресел должен начаться в конце 1957 г.

Два случая покидания самолета при сверхзвуковой скорости

В 1955 году отмечены два случая удачного покидания самолета при сверхзвуковой скорости полета; одним из самолетов был серийный истреби-

тель ВВС США фирмы «Норт-Америкен» F-100А «Супер Сейбр», проходивший заводские испытания, вторым—истребитель ВВС Англии Хоукер «Хантер». В обоих случаях самолеты пикировали с нарастающей скоростью из-за потери управляемости, и летчики были вынуждены прибегнуть к катапультированию.

Хотя никакого официального отчета о полете истребителя «Хантер» не было опубликовано, полагают, что летчик этого самолета старший лейтенант Х. Молланд выбросился на высоте 7500 м при скорости полета, соответствующей $M=1,01-1,1$, т. е. при истинной скорости порядка 1140—1230 км/час во время крутого пикирования.

Впоследствии было установлено, что летчик левой рукой подтянул шторку механизма катапультирования, а правой нажал рычаг сбрасывания фонаря кабины. После сброса фонаря летчику не удалось ухватиться правой рукой за шторку, потоком воздуха руку отбросило назад за спину и сломало о кресло. Силой потока, действовавшего на летчика при оставлении самолета, были сорваны перчатки, шлем и кислородная маска. От удара потока в лицо под глазами у летчика образовались синяки.

Механизм автоматического кресла работал нормально: на заданной высоте 3050 м раскрылся парашют, и дальнейший спуск протекал обычным образом. Катапультируемое кресло, по-видимому, полностью выполнило свои основные функции: гашение скорости, обеспечение быстрого устойчивого снижения до высоты раскрытия парашюта и раскрытие парашюта на этой высоте. Однако защита от действия воздушного потока оказалась недостаточной.

В настоящее время фирмой «Мартин-Бейкер» разработано улучшенное кресло, установленное на самолетах Глостер «Джевелин». На этом кресле управление катапультированием и сбрасыванием фонаря заблокировано: пиромеханизм катапультируемого кресла срабатывает через 1 сек. после сбрасывания фонаря кабины, причем летчик выполняет только одну операцию—опускание шторки. Кресло оборудовано, кроме того, автоматическими захватами для ног.

Катапультирование на самолете F-100А несколько отличалось от описанного выше частично вследствие различий в конструкции английского и американского кресел, а частично и потому, что условия катапультирования из самолета F-100А были менее благоприятными.

Летчик—испытатель серийных самолетов фирмы «Норт-Америкен» F-100А Ф. Смит обычным образом набрал высоту, пройдя сквозь облака с включенной форсажной камерой при скорости, близкой к скорости звука. Семь минут спустя самолет находился на высоте 11 300 м и перешел в горизонтальный полет со все еще включенной форсажной камерой. Во время разгона у самолета появилась обычная небольшая тенденция к затягиванию в пикирование, которую летчик не мог преодолеть. Вскоре самолет перешел в крутое пикирование, и управление оказалось зажатым. Пока Смит принимал меры к выравниванию самолета, скорость возросла почти до 1300 км/час, и он передал по радио сообщение о бедствии. Находившийся поблизости другой летчик-испытатель той же компании посоветовал Смиту покинуть самолет. Несмотря на то, что Смит из последних сообщений знал о губельности катапультирования на такой скорости, он решил прибегнуть к этому последнему средству спасения.

Смит опустил козырек своего летного шлема, убрал газ и выпустил воздушные тормоза. Указатель чисел M показывал сверхзвуковую скорость, а скорость снижения составляла около 350 м/сек. Не поставив ноги на подножки кресла и не сделав ничего другого, чтобы занять положение для катапультирования, Смит сбросил фонарь кабины и был немедленно оглушен шумом. Это в значительной степени лишило летчика самообладания, и он накло-

нился вперед, чтобы избавиться от действия шума, поставив себя в еще худшее положение для катапультирования. Пригнув голову почти к коленям, держа ноги на педалях, а левую руку на рычаге газа, Смит нажал рычаг катапультирования на правом предплечье кресла. Момент, когда летчик нажал на рычаг (фактически он даже не помнит, как он это сделал), был, по-видимому, последним моментом сознания, которое вернулось к нему только через пять дней.

В это время в порт возвращалась моторная лодка. Находившиеся в лодке люди увидели фонтан воды, поднявшийся в нескольких сотнях метров за кормой, затем они заметили и рассмотрели в зрительную трубу тело, падавшее с изорванным парашютом. Менее чем через минуту после того, как Смит коснулся воды, судно было рядом с ним, и он был поднят на борт. Одежда Смита была изорвана в клочья, его ботинки, носки, шлем, маска, перчатки, часы и кольцо—все исчезло. Лицо летчика было сильно изранено, желудок был настолько наполнен воздухом, что тело держалось на воде без спасательного пояса до тех пор, пока судно не подошло к месту падения. Сильно потрясенный, в бессознательном состоянии, Смит по пути в госпиталь пробормотал только несколько бессвязных слов.

После того как были извлечены обломки самолета и опрошены очевидцы, было установлено, что Смит выбросился при числе M полета, равном приблизительно 1,05 на высоте 1980 м, что соответствует истинной воздушной скорости 1250 км/час. На летчика действовало торможение воздушного потока с силой, равной —40 g, что примерно эквивалентно весу тела 3630 кг; давление воздуха на него составило ~ 6000 кг/м².

Американское катапультируемое кресло не имеет шторки для защиты лица от действия потока, а управление катапультированием и сбрасыванием фонаря кабины выполнено в виде отдельных рычагов, установленных на откидных предплечьях. Кресло не имеет системы стабилизации и торможения для предотвращения перевертывания кресла и для затормаживания его до момента отцепки от летчика, которая производится автоматически через 2 сек. свободного падения. После отделения летчика от кресла парашютный автомат выпускает парашют на высоте 3050 м. Вследствие отсутствия системы стабилизации кресла Смит беспорядочно падал, кувыркаясь в воздухе, а когда через 2 сек. после отделения кресла раскрылся парашют, то одна треть его оказалась разорванной.

Осмотр в госпитале выявил многочисленные наружные и внутренние повреждения летчика. Глазные яблоки оказались выпученными за веки, кончик носа был оторван маской, все лицо было изранено и изрезано. Сильный удар потока по животу вызвал прилив крови к лицу, раздув его до неузнаваемости, а воздух, сдавивший горло, пришлось впоследствии удалять желудочной помпой. Во время беспорядочного падения Смит ударился о кресло, и все тело его было серьезно изранено; ноги летчика разбросило потоком, и они были сильно растянуты в сухожилиях; тонкие кишки были местами порваны, печень была повреждена; в глазах было обнаружено не менее 20 внутренних кровоизлияний, и некоторое время опасались, что Смит потеряет зрение.

Однако после семимесячного лечения и нескольких операций Смит поправился настолько, что получил разрешение летать на легких самолетах. Зрение его восстановилось, хотя глаза имеют повышенную чувствительность к яркому свету и медленную адаптацию к темноте. Повреждение печени исключает употребление спиртных напитков, временами появляются боли в коленях. До описанного происшествия Смит весил 97,5 кг, в госпитале его вес упал до 68 кг; после выписки из госпиталя вес Смита увеличивается.

Ранения, которые Смит получил при катапультировании, превзошли все то, что наблюдалось при испытаниях на ракетной тележке ВВС США,

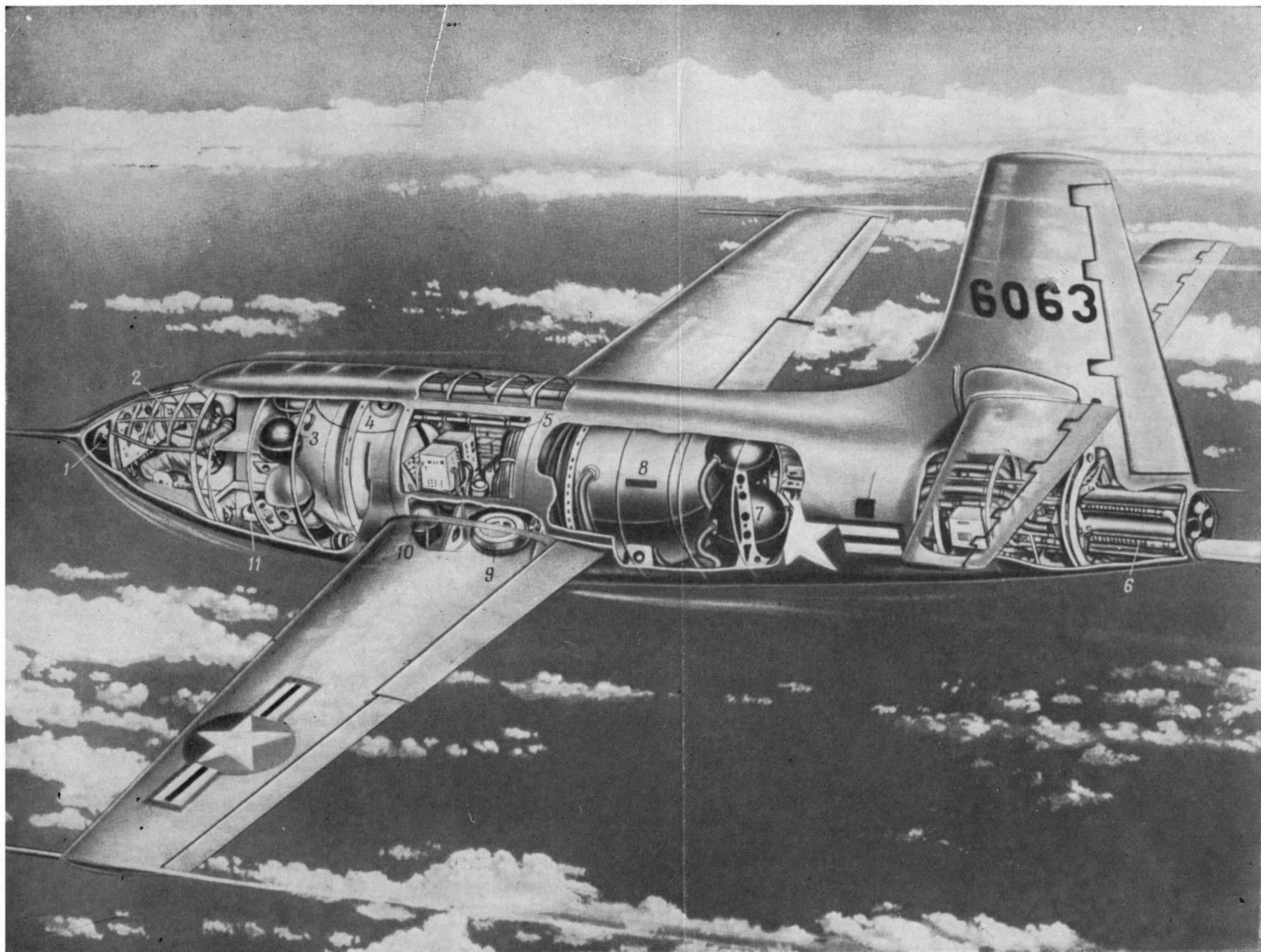
и полагают, что он приблизился к крайним пределам выносливости человеческого организма. Этот случай тщательно изучался многими специалистами авиамедицины, и исследования проблемы защиты при оставлении самолета на больших скоростях были резко усилены, особенно в связи с тем, что самолеты подобного класса широко эксплуатируются в истребительной авиации ВВС США.

Для спасения экипажа самолета при весьма больших скоростях полета, близких к скорости, достигнутой Смитом, делаются попытки разрешить проблему путем отделяемых герметических кабин.

Flight, № 2445, 2.XII.1955; № 2429, 30.XII.1955; № 2497, 30.XI.1956; сокращенный перевод из *Journal of Aviation Medicine*, p. 57—100, February, 1957.

ЧАСТЬ II
**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СВЕРХЗВУКОВЫЕ
САМОЛЕТЫ**

*

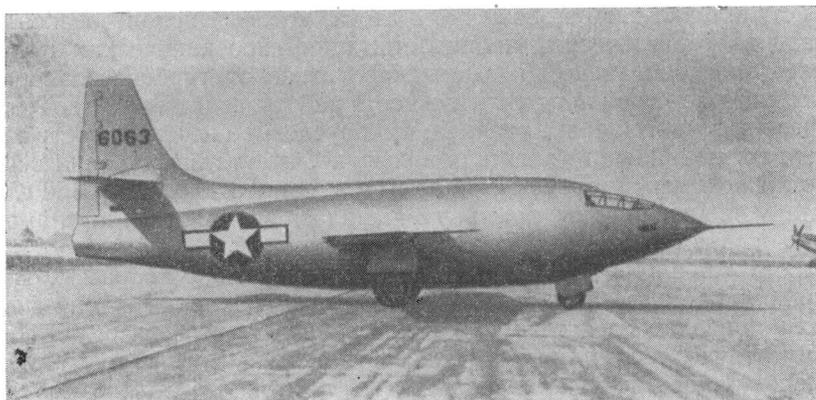


Ф и г. 2. Компоновочная схема самолета Х-1.

1—баллон с азотом; 2—кабина летчика; 3—7 баллонов с азотом; 4—баллон с кислородом емкостью 1200 л; 5—испытательное оборудование; 6—ЖРД Рижкин Моторс 6000С-4; 7—два баллона с азотом; 8—бак с водоспиртовой смесью емкостью 1160 л; 9—колеса главного шасси; 10—два баллона с азотом; 11—носовое колесо.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ БЕЛЛ Х-1

Самолет Белл Х-1 был первым самолетом ВВС США с ракетным двигателем и специально предназначался для исследования проблем сверхзвукового полета; расчетная скорость полета на высоте 24 400 м составляла 2720 км/час. Проектирование самолета было начато в 1943 г. и проводилось фирмой «Белл» совместно с НАСА и ВВС. В 1946 г. был построен первый экземпляр самолета Х-1, имевший обозначение ХS-1.



Ф и г. 1. Экспериментальный самолет Х-1.

Экспериментальный ракетный самолет Белл Х-1 представляет собой свободнонесущий цельнометаллический моноплан (фиг. 1 и 2). Крыло самолета прямое, с обрезанными концами и с относительной толщиной 8%. На концевых частях крыла расположены обычные элероны, а между фюзеляжем и элеронами—посадочные щитки. Обшивка крыла изготовлена из дюралевых плит толщиной более 12,7 мм у корня и около 3,2 мм на концах. Для уменьшения вибраций при больших скоростях для самолета спроектированы специальные демпферы. Конструкция самолета рассчитана на перегрузки от +18 g до -10 g.

Фюзеляж овального сечения, цельнометаллический, с герметической кабиной летчика; вход в кабину расположен с правой стороны перед крылом. Фонарь кабины не выступает из обводов фюзеляжа. По верху фюзеляжа от основания киля до фонаря проходит гребень.

Хвостовое оперение, как и крыло, не имеет заметной стреловидности. Свободнонесущий стабилизатор с относительной толщиной 6% установлен на $\frac{1}{3}$ высоты киля с таким расчетом, чтобы вывести его из зоны турбулентности за крылом. Угол установки стабилизатора может изменяться в полете при помощи винтового подъемника. Рули высоты и направления имеют балансировку, а на руле направления, кроме того, установлен триммер.

Шасси самолета убирающееся, трехколесное. Главные и носовое колеса убираются в фюзеляж. Система уборки пневматическая.

На самолете установлен жидкостный ракетный двигатель Ризкшн Моторс 6000С-4, состоящий из четырех цилиндрических камер сгорания с тягой по 680 кг каждая. Тяга двигателя регулируется путем включения нужного количества камер, что дает возможность получить тягу 680, 1361, 2081 или 2722 кг по желанию; порядок включения камер произвольный. Двигатель работает на двухкомпонентном топливе. Горючим является смесь 5 частей этилового спирта с 1 частью воды, запас горючего на самолете составляет 1360 л. В качестве окислителя применяется жидкий кислород, полный запас которого на самолете равен ~1300 л. Самолет обеспечен топливом при работе двигателя на полной тяге только на 2,5 минуты.

ЖРД весит ~ 95 кг и имеет цилиндрическую форму с диаметром 480 мм и длиной 1420 мм. Выхлопные сопла двигателя расположены на заднем срезе фюзеляжа под килем.

Первоначально предполагалось установить на самолете турбонасос для подачи топлива из баков в камеры сгорания. Однако ко времени постройки самолета турбонасос не был доведен, и для этих целей была использована система подачи топлива под давлением. В этой системе топливо подавалось под действием сжатого обезвоженного азота, который использовался также для надува герметической кабины, питания гироскопических приборов, а также для привода шасси и закрылков. Отказ от турбонасоса привел к уменьшению расчетной продолжительности работы двигателя с 4 до 2,5 минут из-за недостаточного запаса топлива, что обусловило необходимость запуска самолета со специального носителя в воздухе. Отсутствие турбонасоса ограничило также и максимальную скорость на высоте 18 300 м до ~1600 км/час, соответственно скороподъемность уменьшилась до 142 м/сек против расчетной скороподъемности 229 м/сек.

Работа топливной системы происходит следующим образом. Вначале баки наполняются азотом, который используется для поддержания давления в баках и приводит в действие клапаны. Кроме того, чтобы избежать появления внутренней течи или нейтрализовать последствия таковой в случае ее появления, обеспечивается постоянный приток азота через топливные краны и камеры сгорания. Азот на самолете хранится под давлением 350 атм. Как только в системе установится необходимое давление, производится заправка баков. Повышенное давление способствует заправке, так как различные клапаны и блокирующие устройства работают только под давлением. Жидкий кислород заправляется в последнюю очередь с тем, чтобы его потери на испарение были наименьшими.

Питание системы азотом производится при заправке самолета на земле от наземной установки, а в полете—от самолета-носителя. За 30—60 сек. до сброса с самолета-носителя система питания азотом отсоединяется и летчик повышает давление в баке с горючим, а затем—в баке с окислителем. Давление в баке с горючим поддерживается на 0,7—1,0 атм выше, чем давление в баке с окислителем. Это приводит к небольшому обогащению смеси в двигателе, что увеличивает срок службы камер сгорания и облегчает условия запуска и остановки двигателя при некотором увеличении удельного расхода топлива.

Возможен повторный запуск двигателя в воздухе, причем запускаются (или останавливаются) камеры сгорания по очереди. Обычно двигатель выключается перед израсходованием всего топлива. После остановки двигателя летчик сначала сливает остатки горючего, а затем окислителя, чтобы избежать опасности возгорания их снаружи. Баки после слива топлива продуваются, но не очищаются, так как азот уходит через выпускные клапаны в атмосферу.

При испытании на самолете было не менее 450 кг испытательного оборудования. Приборная доска фотографировалась, данные по давлениям, нагрузкам и положению органов управления передавались при помощи телеметрической аппаратуры на землю.

После посадки самолета на базе производится очистка баков, трубопроводов и двигателя при помощи специально оборудованной машины. Вся водо-спиртовая смесь удаляется из системы для предотвращения коррозии, а камеры сгорания проверяются на предмет выявления неровностей или прогаров.

В первом полете самолет X-1 был поднят на специально модифицированном бомбардировщике B-29 и после отделения от него планировал до земли с выключенным двигателем. Посадка была произведена на дно высохшего озера, посадочная скорость составила 290—320 км/час. Запуск с самолета-носителя обеспечивал возможность подъема экспериментального самолета на высоту с полным весом при величине нагрузки на крыло около 420 кг/м², которая исключала его нормальный самостоятельный взлет с существующих аэродромов. В конце 1946 г. начались полеты с работающим двигателем, положившие начало серии широких экспериментальных исследований испытаний в околосвуковой и сверхзвуковой областях.

14 октября 1947 г. впервые в США пилотируемый самолет Белл X-1 достиг сверхзвуковой скорости ($M=1,04$).

До передачи самолета в музей Смитсоновского института на нем было выполнено более 80 полетов. При последнем полете в январе 1949 г. самолет взлетел самостоятельно с половинным запасом топлива; длина разбега при этом составила около 700 м, скорость отрыва—273 км/час. В течение 1 мин. 40 сек. самолет набрал высоту 7600 м и оставался в воздухе 8 мин., хотя двигатель работал меньше 2 мин.

Только в 1953 г. ВВС США официально подтвердили, что в 1948 г. на экспериментальном самолете Белл X-1 на высоте 14 000 м была достигнута скорость 1556 км/час, а в 1949 г.—высота 21 383 м.

Позже были построены еще два самолета X-1: один с толщиной крыла 10% и другой с топливным турбонасосом, работающим на концентрированной перекиси водорода. Переход на подачу топлива насосом позволил увеличить запас жидкого кислорода до 2270 л и спирта—до 2500 л, что обеспечило продолжительность работы двигателя на полной тяге до 4,5 мин. Но в первом же полете вследствие полной утечки азота X-1 загорелся в воздухе, еще на самолете-носителе, и его пришлось сбросить.

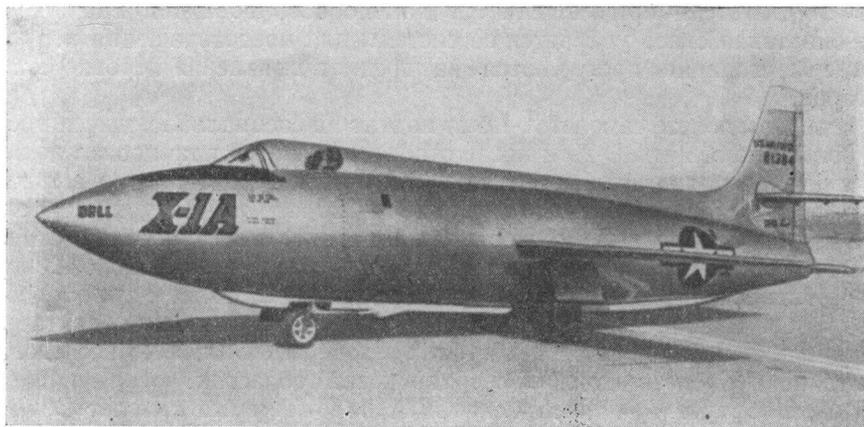
Самолет с толщиной крыла 10% продолжает испытания в НАСА.

Дальнейшее развитие самолета X-1

В 1952 г. были начаты работы над самолетом X-1A, который представлял собой улучшенный вариант третьего экземпляра самолета X-1 и предназначался для проведения исследований при более высоких сверхзвуковых скоростях полета, включая исследования проблемы так называемого «теплого барьера». На проектирование и постройку этого самолета, включая предварительные изыскания, было затрачено 10 млн. долларов. Самолет был построен в 1953 г. и начал проходить испытания в апреле того же года.

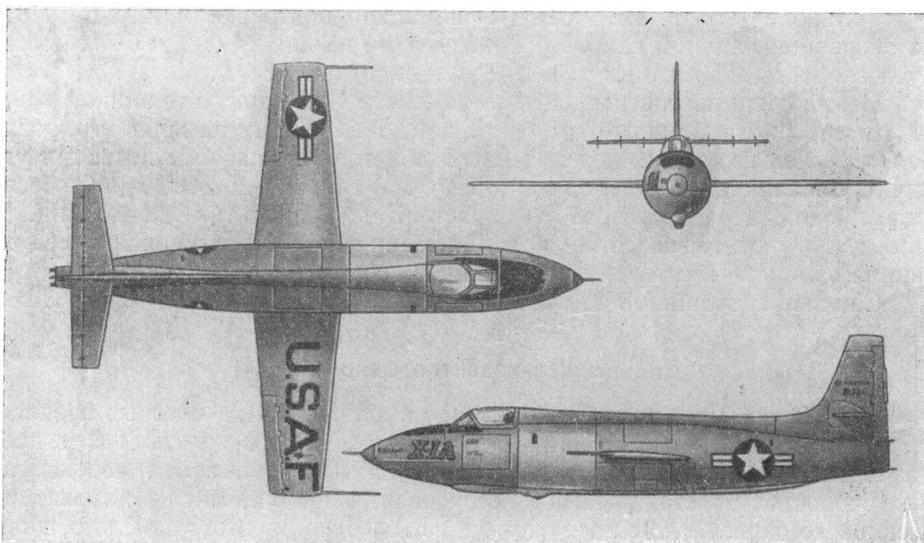
Конструктивно самолет X-1A подобен самолету X-1 (фиг. 3). Существенным внешним отличием является выступающий из обводов фюзеляжа фонарь кабины; длина фюзеляжа увеличена на 2,13 м для размещения дополнительного топлива. Особенностью самолета X-1A является также то, что фюзеляж, за исключением фонаря кабины и обтекателя, идущего от основания киля до фонаря, имеет форму пули калибра 12,7 мм; максимальный диаметр его 1,4 м (фиг. 4).

Основным материалом конструкции является дюраль. Обшивка тщательно отполирована и не имеет никакого покрытия, за исключением нижней поверхности крыла и осевой линии по нижней поверхности фюзеляжа, окрашенных в белый цвет для удобства наблюдения за самолетом в полете.



Ф и г. 3. Экспериментальный самолет X-1A.

Благодаря увеличению длины фюзеляжа и размещению топлива в отсеке, занятом на самолете X-1 испытательным оборудованием, запас топлива возрос до ~ 5000 кг. В связи с этим продолжительность работы двигателя



Ф и г. 4. Схема самолета X-1A.

с полной тягой на самолете X-1A достигла 4,2 мин. Стартовый вес также возрос и превысил восемь тонн (против приблизительно шести тонн у самолета X-1); вес пустого самолета увеличился с 2219 до 3170 кг.

Система подачи топлива сжатым азотом заменена на самолете X-1A более эффективной турбонасосной системой. Турбонасос представляет собой паровой генератор, работающий на перекиси водорода.

Жидкостный ракетный двигатель Рижкин Моторс XLR-11-RM-5 состоит из четырех камер с тягой по 680 кг каждая, которые могут использоваться в любом сочетании по желанию летчика и имеют регенеративное охлаждение. Система охлаждения двигателя является единственной охлаждающей системой на самолете, так как в связи с малой продолжительностью полета нет надобности в охлаждении кабины летчика.

Управление самолетом обычное, без гидроусилителей, органы управления включают элероны, руль направления и управляемый стабилизатор. Крыло имеет сверхзвуковой двояковыпуклый профиль с относительной толщиной 8%.

В качестве самолета-носителя использовался модифицированный бомбардировщик В-29. Система подвески и крепления самолета была изменена по сравнению с соответствующей системой для самолета Х-1: для подвески Х-1А были построены специальные гидравлические подъемники, при помощи которых носитель В-29 поднимался, а Х-1А подводился под него. Подвеска Х-1 производилась из котлована.

В августе 1954 г. было официально объявлено, что 12 декабря 1953 г. самолет Х-1А на высоте более 21 000 м достиг скорости 2650 км/час, что соответствует $M=2,51$. В этом полете Х-1А был сброшен на высоте 9000 м и на трех работающих камерах двигателя набрал высоту 13 600 м, после чего была включена четвертая камера, и самолет на высоте 23 800 м достиг $M=1,9$, после чего он начал разгон с пологим планированием при ускорении $13,85 м/сек^2$, хотя индикаторная скорость при этом составляла всего 700 км/час. Температура наружного воздуха достигала около -57° , но самолет, как сообщают, немного нагрелся от трения о воздух.

Во время этого полета самолет едва не потерпел катастрофу. При резком торможении в момент прекращения работы двигателя самолет потерял устойчивость и стал неуправляемым. Летчик был отброшен к стенке кабины, и самолет в неуправляемом вращении падал в течение 51 сек., снизившись за это время более чем на 15 000 м. На высоте около 6000 м, перед входом в обратный штопор, перегрузка достигала 11 g. В этот момент к летчику возвратилось сознание, и он сумел вернуть самолет в нормальное положение. Слив остатки топлива во избежание нарушения балансировки при планировании, летчик приземлился со скоростью около 250 км/час на дно высохшего озера.

На самолете Х-1А, как заявил министр авиации США, летом 1954 г. была достигнута высота полета около 27 000 м, а позже сообщалось, что рекордная высота составила 27 400 м.

Летом 1955 г. экспериментальный самолет Х-1А взорвался за 17 сек. до отделения от самолета-носителя В-29 на высоте 9000—10 000 м. Предполагают, что причиной взрыва явилось повреждение топливной проводки. Силой взрыва была выведена из строя система слива топлива; ввиду невозможности полностью слить топливо возникла опасность разрушения самолета-носителя, поэтому было принято решение сбросить самолет Х-1А. Администрация НАСА оценивает убытки от потери самолета Х-1А в миллион долларов.

Второй вариант самолета Х-1А отличается только оборудованием и имеет обозначение Х-1В. В 1954 г. этот самолет начал проходить испытания, которые, как сообщают, рассчитаны на несколько лет. Предполагают, что толщина крыла Х-1В составляет 8%. Относительно более толстая обшивка из алюминиевых сплавов использовалась главным образом для получения данных о влиянии нагрева на прочность конструкции. Для этого на самолете имеется 500 термомпар.

Третий вариант самолета Х-1А, имеющий обозначение Х-1Е, является новейшим специальным вариантом с весьма тонким крылом; относительная

толщина крыла этого самолета составляет 4% (строительная толщина крыла в корневом сечении всего 86 мм). На крыле помещены 347 тензометров, более чем в 200 точках поверхности сделаны дренажные отверстия для замера давлений (проводка к этим отверстиям имеет длину ~460 м). Предполагают, что самолет X-1 используется для изучения явлений, связанных с аэродинамическим нагревом в полете, особенно в связи с катастрофой экспериментального самолета Белл X-2. Для подачи топлива и окислителя к ЖРД на самолете X-1E применяется турбонасос, что (наряду с более тонким крылом) позволило значительно увеличить скорости полета этого самолета в сравнении с X-1A.

Существовал также заказ на вариант X-1C, но он был аннулирован до постройки самолета.

Вариант самолета X-1D разрушился в августе 1951 г. до начала летных испытаний. Никаких данных об особенностях самолетов X-1C и X-1D не сообщалось.

Характеристика семейства самолетов Белл X-1

	X-1	X-1A	X-1B	X-1E
Размах крыла, м	8,55	8,55	8,55	8,55
Длина самолета, м	9,45	10,85	10,85	10,85
Высота, м	3,30	3,30	3,30	3,30
Площадь крыла, м ²		11—12		
Максимальный стартовый вес, кг . .	6 354	8 165	7 260	8 300
Вес пустого, кг	2 219	3 170		
Вес топлива, кг	2 310	5 000		
Максимальная скорость полета, км/час	1 556	2 650	2 570	M=3
Максимальный потолок	21 383	27 450		

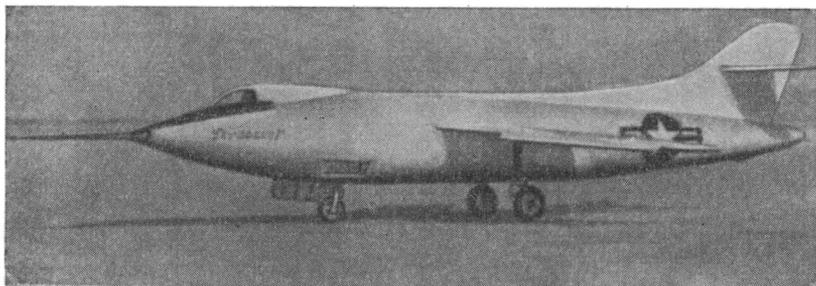
Л И Т Е Р А Т У Р А

- Aviation Week*, № 25, 18.XII.1950; v. 65, № 15, 8.X.1956.
American Aviation, v. 18, № 7, 1954; v. 19, № 11, 1955.
Flight, № 2191, 18. I. 1951; № 2341, 4. XII.1953; № 2466, 27.IV.1956.
Journal of the British Interplanetary Society, v. 13, № 3, 1954; v. 14, № 5, 1955.
JANE's all the World Aircraft, 1955—1956.
Aeroplane, № 2330, 27.IV.1956.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ ДУГЛАС D-558-II «СКАЙРОКЕТ»

Фирма «Дуглас» начала заниматься исследованиями в области сверхзвуковых скоростей с 1945 г. На первом этапе этих исследований совместно с НАСА был спроектирован и построен экспериментальный самолет Дуглас D-558-I «Скайстрик». Самолет D-558-I представлял собой обычный моноплан с низкорасположенным крылом. На нем был установлен ТРД Аллисон J-33-A-23 с тягой 2720 кг. 25 августа 1947 г. на этом самолете была достигнута скорость полета 1047,536 км/час, зарегистрированная в качестве абсолютного мирового рекорда скорости.

Следующим этапом исследований фирмы «Дуглас» явился самолет D-558-II «Скайрокет» (фиг. 1). Самолет предназначался для исследования стреловидных крыльев и получения аэродинамических характеристик на больших скоростях, превышающих скорость звука. Расчетное предельное число M для самолета D-558-II, как сообщалось, составляет $M=2,75$.



Ф и г. 1. Самолет Дуглас D-558-II «Скайрокет».

Полученные данные предполагалось в дальнейшем использовать при проектировании скоростных самолетов.

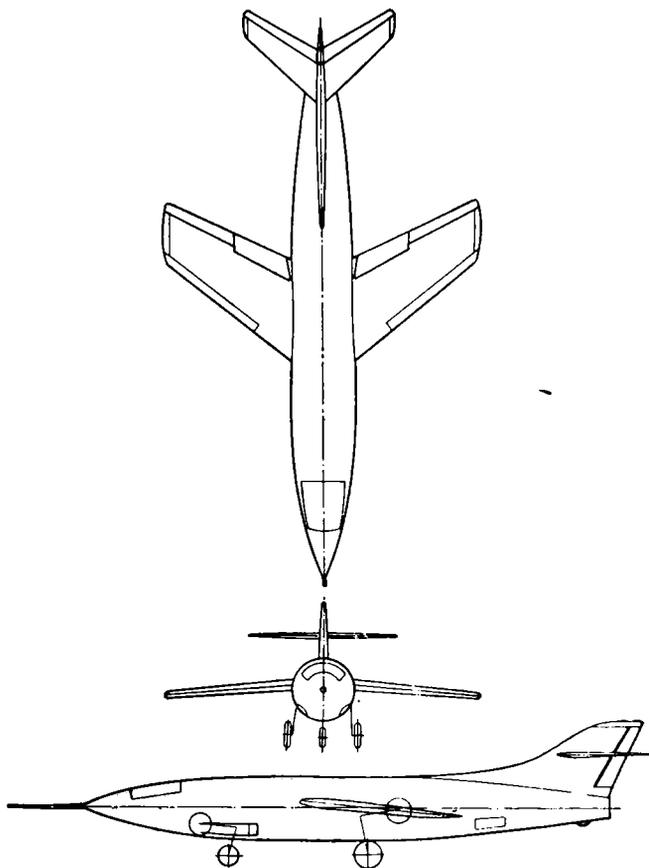
Поскольку ни один из существовавших в то время ТРД не обеспечивал получения скорости полета, при которой могли быть использованы все преимущества стреловидных крыльев, оказалось необходимым установить на самолете дополнительный ракетный двигатель.

Всего было построено три самолета D-558-II, из которых первый поднялся в воздух в начале 1948 года.

Конструктивно экспериментальный самолет Дуглас D-558-II «Скайрокет» (фиг. 2) подобен предыдущему самолету этой фирмы—D-558-I «Скайстрик». Полный вес самолета составляет ~ 9000 кг. Крыло низкорасположенное с углом стреловидности 25° , относительная толщина—около 10%. Профили крыла обычные, дозвуковые со скругленной передней кромкой. Сообщалось, что ВВС флота предполагали определить предельное число M , до которого могут быть использованы обычные профили. На крыле установлены автоматические предкрылки типа Хенли-Пейдж и обычные элероны с весовой компенсацией. В связи с очень малой толщиной крыла внутри него не удалось

разместить топливо и шасси. Основным материалом крыла является алюминиевый сплав 75ST.

Фюзеляж круглого поперечного сечения диаметром 1,525 м (фиг. 3). В носовой части фюзеляжа расположена герметическая кабина летчика, оборудованная системой кондиционирования воздуха; при аварии в воздухе вся носовая часть фюзеляжа с кабиной летчика может быть сброшена с самолета. Фонарь кабины на первом экземпляре самолета для уменьшения

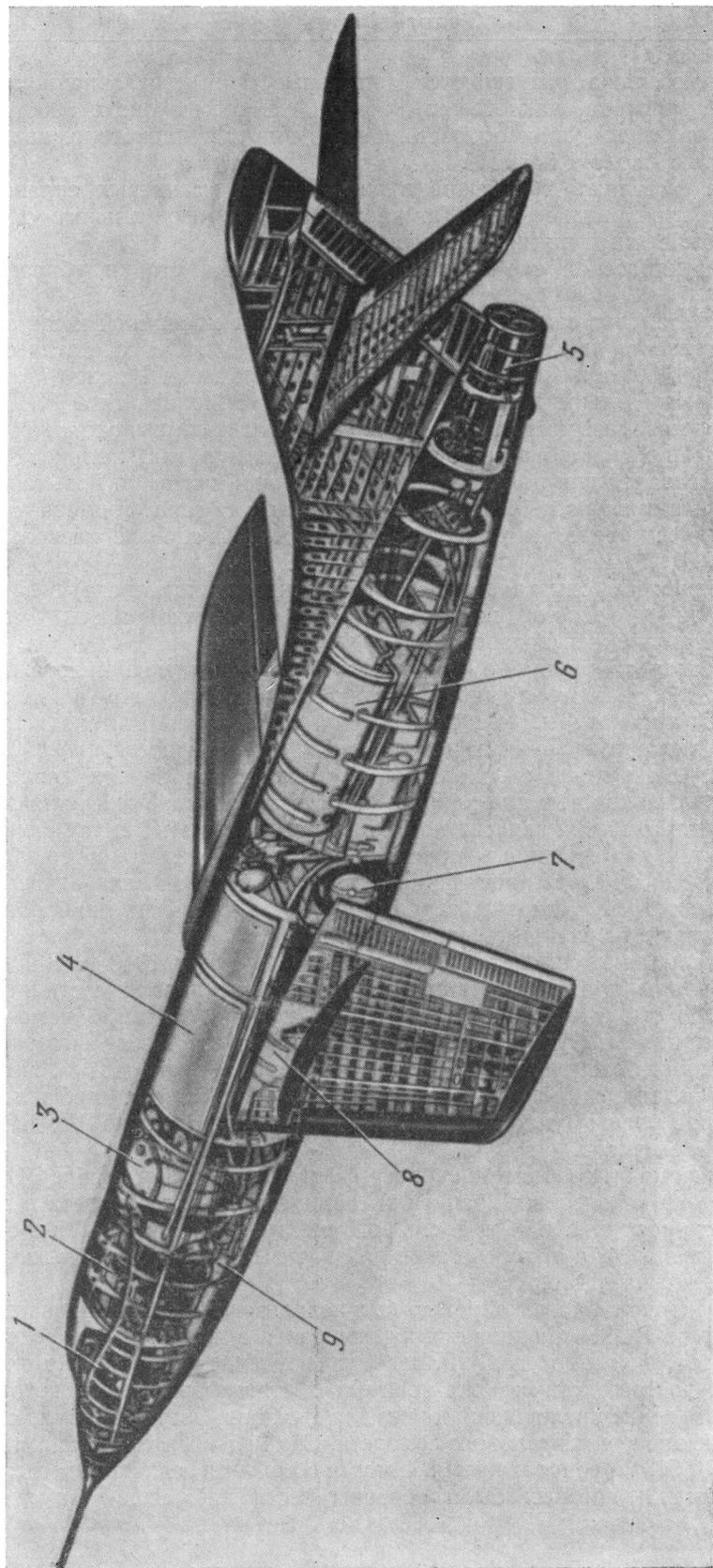


Ф и г. 2. Схема самолета Дуглас D-558-II «Скайрокет».

сопротивления самолета был вписан в обводы фюзеляжа, но оказался неприемлемым из-за плохого обзора для летчика. Позже этот фонарь был заменен нормальным выступающим фонарем, и с ним были сделаны все скоростные полеты.

Приблизительно посередине фюзеляжа установлен ТРД, полуутопленные воздухозаборники которого выходят по бокам фюзеляжа перед передней кромкой крыла. Предполагают, что воздухозаборники ТРД могут закрываться створками. Выхлопные сопла ТРД помещены под фюзеляжем за крылом. Жидкостный ракетный двигатель размещается в хвостовой части фюзеляжа, так как выхлопные сопла ЖРД обязательно должны находиться на конце фюзеляжа.

При первых полетах в околосвуковой области использовался только ТРД; для уменьшения сопротивления, создаваемого срезом фюзеляжа, неработающие сопла ЖРД закрывались обтекателем.



Ф и г. 3. Компонированная схема самолета Дуглас D-558-II (первый вариант).
 1—кабина летчика; 2—автоматическое регистрирующее оборудование; 3—баллон с жидким кислородом; 4—бак с бензином для ТРД; 5—ЖРД Рихкши Моторс 6000С; 6—бак с водо-спиртовой смесью; 7—колеса главного шасси; 8—ТРД Вестингауз J-34; 9—носовое колесо.

Внутри фюзеляжа размещаются топливные баки для авиационного бензина (а не керосина, как обычно для ТРД) емкостью около 1000 л, а также баки с ракетным топливом, состоящим из спирта и жидкого кислорода, общей емкостью около 1,5 т.

Обшивка фюзеляжа выполнена в основном из магниевых сплавов.

Оперение стреловидное (угол стреловидности горизонтального оперения 40°) с обычными рулями без гидроусилителей.

Шасси трехколесной схемы, главные и передняя стойки убираются в фюзеляж.

Силовая установка самолета вначале была комбинированной и состояла из турбореактивного двигателя Вестингауз J-34 (W24C) со статической тягой у земли 1360 кг и жидкостного ракетного двигателя Рижкшн Моторс 6000 С, имевшего четыре камеры с тягой по 680 кг (полная тяга ЖРД на всех высотах оставалась постоянной—2720 кг). Самолет мог выполнять взлет, полет в околозвуковой области и посадку, используя тягу только ТРД, ЖРД предназначался для получения дополнительной тяги при испытаниях в области больших скоростей. Имевшийся на самолете запас топлива обеспечивал при этом продолжительность работы ЖРД в течение нескольких минут.

Подача горючего (спирта) и окислителя (жидкого кислорода) в двигатель производится насосом, подобным насосу немецкой ракеты Фау-2, работающим на перекиси водорода.

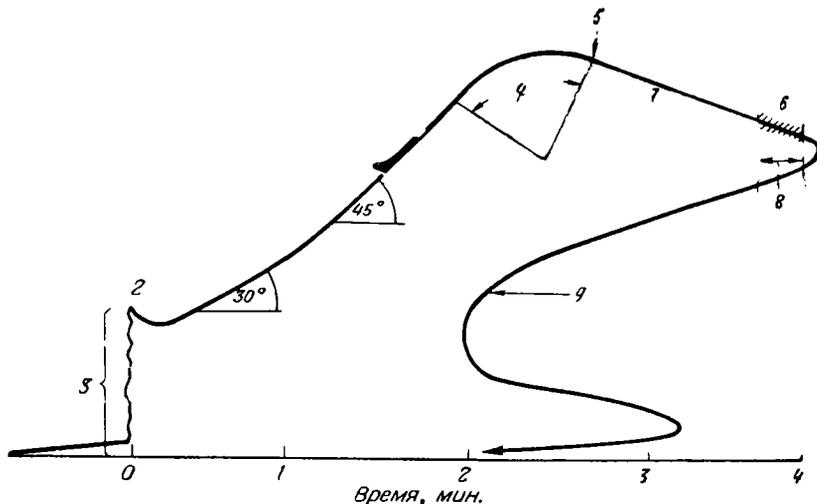
Оборудование самолета, помимо нормального комплекта пилотажных приборов и приборов контроля работы силовой установки, имеет очень много записывающей аппаратуры. Вес специальной аппаратуры для получения необходимых экспериментальных данных первоначально достигал 2830 кг. На самолете установлены специальные манометры для замера давлений в 400 точках поверхностей крыла и хвостового оперения; показания этих манометров автоматически записываются в ходе испытаний. Усилия в системе управления и напряжения в конструкции замеряются при помощи 904 электрических тензометров, показания которых автоматически записываются на осциллографе. Для съемки показаний специальных приборов на самолете устанавливались пять киноаппаратов.

Летные испытания самолета D-558-II были начаты в 1948 г. Вначале проводились полеты для исследования устойчивости и управляемости в околозвуковой области без применения ЖРД. Самолет взлетал с помощью стартовых ускорителей, установленных под фюзеляжем. После выгорания ускорителей они сбрасывались, и самолет набирал высоту до ~ 300 м, где выполнял заданную программу испытаний. В конце 1948 г. сообщалось, что D-558-II при пологом пикировании, используя только тягу ТРД, достиг сверхзвуковой скорости.

Для получения более высоких скоростей фирме «Дуглас» в ноябре 1949 г. было предложено использовать запуск экспериментального самолета в воздухе с самолета-носителя. В 1951 г. с одного из самолетов D-558-II был снят ТРД Вестингауз J-34, а емкость баков для горючего и окислителя за этот счет была увеличена вдвое.

Для запуска самолета «Скайрокет» был использован модифицированный бомбардировщик В-29. «Скайрокет» подвешивался в полуутопленном виде под бомбовым отсеком самолета В-29. Взлет производился нормально. Вскоре после взлета, до того, как самолет-носитель достигал высоты, на которой требуется применение кислородной маски для дыхания, летчик занимал свое место в кабине экспериментального самолета. Самолет-носитель поднимался до высоты ~ 10 500 м, сопровождаемый двумя обычными реактивными истребителями, летчики которых были обязаны вести наблюдение за ходом испытания.

Набор высоты занимал около часа, после чего «Скайрокет» сбрасывался, подобно обычной бомбе, при скорости самолета-носителя около 370 км/час и падал с выключенными двигателями в течение ~10 сек. для удаления от носителя на безопасное расстояние. Затем летчик включал требуемое количество камер ЖРД и после непродолжительного горизонтального полета переходил в набор высоты с углом подъема 30—50° до заданной высоты. На заданной высоте двигатель выключался, и самолет по инерции достигал высшей точки траектории, после чего включались все четыре камеры ЖРД на полную тягу и полет продолжался с небольшим снижением до израсходования горючего. В конце этого участка полета самолет достигал максимальной скорости.



Ф и г. 4. Схема полета самолета D-558-II 20 ноября 1953 г.

2—отцепка от самолета-носителя на высоте 9750 м, включены две камеры ЖРД; 3—набор высоты вместе с самолетом-носителем в течение 1 часа; 4—полет по инерции; 5—включены все четыре камеры ЖРД на высоте 19 800 м; 6—все топливо израсходовано, скорость 2135 км/час, $M=2,01$; 7—температура -55°C ; 8—указатель числа M показывает число M больше 2 в течение 5—10 сек.; 9—планирование в течение 8 мин.

Наибольшая высота, достигнутая на самолете D-558-II в полете 21.VIII. 1953 г., составляет около 25 400 м. После отделения от самолета-носителя на высоте ~10 000 м «Скайрокет» снизился до ~8500 м и перешел в набор высоты с углом ~30°, увеличившимся затем до 40°. На высоте 22 800 м было израсходовано все топливо, и самолет после этого продолжал подъем по инерции в течение 5 сек. до максимальной высоты, равной 25 400 м.

По заявлению NASA, в полете 20.XI.1953 г. самолет D-558-II при пикировании с высоты 18 125 м достиг скорости 2135 км/час, что соответствует числу $M=2,01$. Полет со скоростью 2135 км/час продолжался 5—10 сек. За время набора высоты с 10 000 до 18 250 м в течение трех минут было израсходовано 3 т ракетного топлива. Схема этого полета представлена на фиг. 4.

Снижение самолета после испытательного скоростного полета на высоте производилось с неработающим двигателем в течение 10 мин. Скорость при посадке составляла обычно около 240 км/час.

В ходе испытаний самолета «Скайрокет» во всем диапазоне чисел M получены ценные аэродинамические данные, включающие данные по лобовому сопротивлению, максимальной подъемной силе, критическому режиму, границам бафтинга, изменению устойчивости и управляемости, по распре-

делению давления и т. п. Наибольшую ценность представила возможность сравнения этих натуральных данных с результатами исследований моделей самолета в аэродинамических трубах.

При испытаниях были, кроме того, замерены температуры на обшивке при различных числах M полета, напряжения в конструкции и усилия в системе управления.

Одной из серьезных проблем оказалась проблема устойчивости и управляемости самолета. По отзывам летчика-испытателя У. Бриджмена, самолет имел значительную боковую неустойчивость. При максимальных скоростях наблюдался крен до $\pm 10^\circ$, скорость которого достигала 15° в секунду; руль направления испытывал тряску с амплитудой $\pm 3^\circ$, появлялось рыскание с углами $\pm 1^\circ$. Путем запираания руля направления гидравлическим замком удалось уменьшить боковые колебания и повысить безопасную максимальную скорость. Крен уменьшился до $\pm 3^\circ$, а скорость крена—до 7° в секунду.

До последнего времени все три самолета «Скайрокет» использовались для проведения испытаний в НАСА. Один из самолетов был модифицирован для подвески бомб, топливных баков и других грузов под крылом с целью исследования наружных подвесок при сверхзвуковых скоростях.

Характеристика самолета D-558-II

Размах крыла 7,62 м	Нормальный взлетный вес ~9000 кг
Длина самолета 13,8 м	Расчетное максимальное число M 2,75
Высота на стоянке 3,5 м	Максимальная скорость 2135 км/час
Толщина крыла у корня 10%	Максимальная высота 25 400 м
Стреловидность крыла по линии хорд 35°	Силовая установка четырехкамерный ЖРД
Удлинение крыла 3,57	Риэксн Моторс, 6000 С, тяга 2720 кг

ЛИТЕРАТУРА

- Aeroplane*, № 2086, 13.VII.1951; № 2127, 25.IV.1952; № 2200, 18.IX. 1953.
Aeronautical Engineering Review, v. 11, № 2, 1952.
Flight, № 2340, 27.XI.1953; № 2341, 4.XII.1953.
Interavia Air Letter, № 3264, 16.VII.1955.
Journal of the British Interplanetary Society, v. 13, № 3, 1954.
 Грин У. и Кросс Р., Реактивные самолеты мира, Издательство М., 1957.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ ДУГЛАС Х-3

Контракт на проектирование и постройку экспериментального самолета, способного достичь числа $M=3$, был заключен с фирмой «Дуглас» в 1947 г.

Работы над постройкой самолета, получившего обозначение Х-3, продолжались пять лет. В процессе изысканий фирма «Дуглас» изучила более 60 вариантов разнообразных схем самолета со всеми возможными типами силовых установок: ТРД, ПВРД и ЖРД — по отдельности и в различных сочетаниях. Для постройки был принят вариант с двумя ТРД Вестингауз J-40, дающими суммарную тягу около 7700 кг.

Постройка самолета была закончена в ноябре 1951 года, но из-за трудностей с двигателями, которые давали значительно меньшую тягу, чем было заявлено в проспекте, летные испытания задержались почти на целый год. В октябре 1952 года состоялся первый полет самолета Дуглас Х-3, в сообщении о котором приводились весьма скудные сведения о самолете и подчеркивалось, что «делаются все усилия для того, чтобы сохранить секретность этого самолета, который сыграет важную роль в увеличении воздушной мощи США». Однако постепенно завеса секретности, окружавшая Х-3, была немного приподнята, несмотря на запрещение публиковать какие-либо сведения о данных этого самолета.

Дуглас Х-3 представляет собой моноплан обычной схемы с нормальным оперением (фиг. 1, 2, 3). Крыло самолета прямое, трапециевидное, с относительной толщиной у корня около 3%; профиль крыла ромбовидный с максимальной толщиной $\sim 70\%$ хорды. Считают, что площадь крыла без подфюзеляжной части составляет 9,3—10,2 м². На крыле имеются обычные элероны, щелевые закрылки, опускающиеся носки и перегородки для предотвращения стекания пограничного слоя. Для подвески элеронов и носков установлены наружные узлы, в связи с чем под крылом имеются длинные обтекатели. В связи с большими нагрузками (порядка 1000 кг/м²) высказывалось предположение, что крыло изготовлено из стали или даже из титана и имеет сплошное сечение (за вычетом каналов для проводок управления).

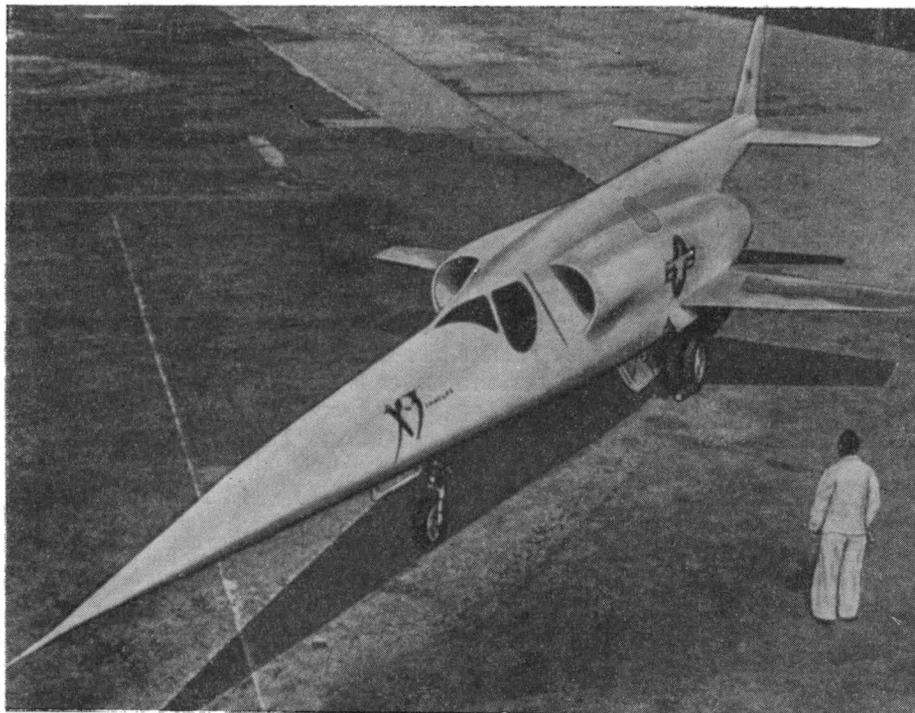
Фюзеляж самолета отличается весьма большим удлинением (длина его втрое больше размаха крыла) и заостренным носом, который красиво переходит в низкий фонарь с острыми гранями. В угоду хорошему обтеканию пришлось поступиться удобствами летчика, который сидит в слегка наклоненном положении с левой стороны кабины.

Оперение самолета обычное: киль небольшой площади имеет руль направления, горизонтальное оперение целиком поворотное. Все органы управления, очевидно, снабжены необратимыми гидроусилителями. Возможно, что имеется демпфер рыскания.

По бокам фюзеляжа размещаются два ТРД Вестингауз J-34-17 с форсажной камерой, между которыми установлен топливный бак. Воздухозаборники помещены в верхней части фюзеляжа, непосредственно за кабиной; выхлопные сопла выходят под фюзеляжем сзади крыла. Геометрия

воздухозаборников весьма обычна, хотя указывается на их высокую эффективность; воздухозаборники снабжены щелями для отсасывания пограничного слоя.

Самолет Х-3 является, в сущности, летающей аэродинамической лабораторией, и поэтому на нем установлено большое количество испытательного и экспериментального оборудования, специально разработанного НАСА. В фюзеляже размещено около 550 кг экспериментального оборудования, на поверхностях самолета имеется 850 дренажных отверстий для



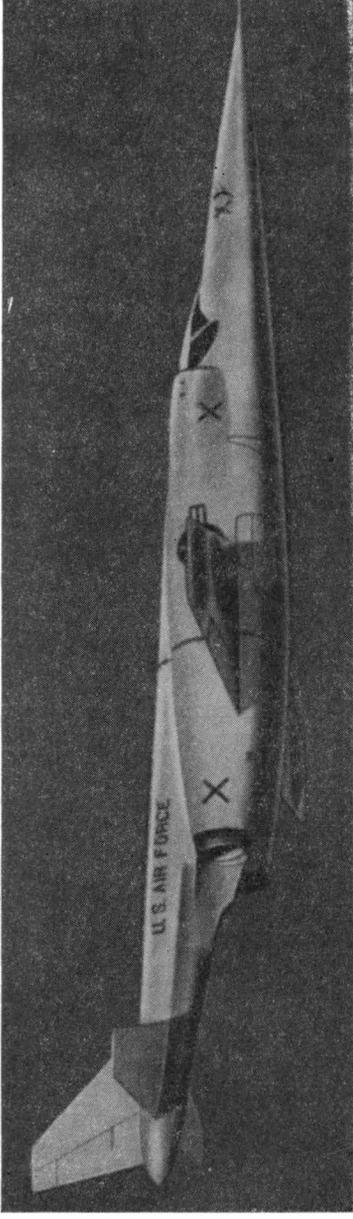
Ф и г. 1. Экспериментальный самолет Дуглас Х-3.

замера давления, 185 электротензометров измеряют воздушные нагрузки и напряжения, в 150 точках замеряются и регистрируются температуры на обшивке.

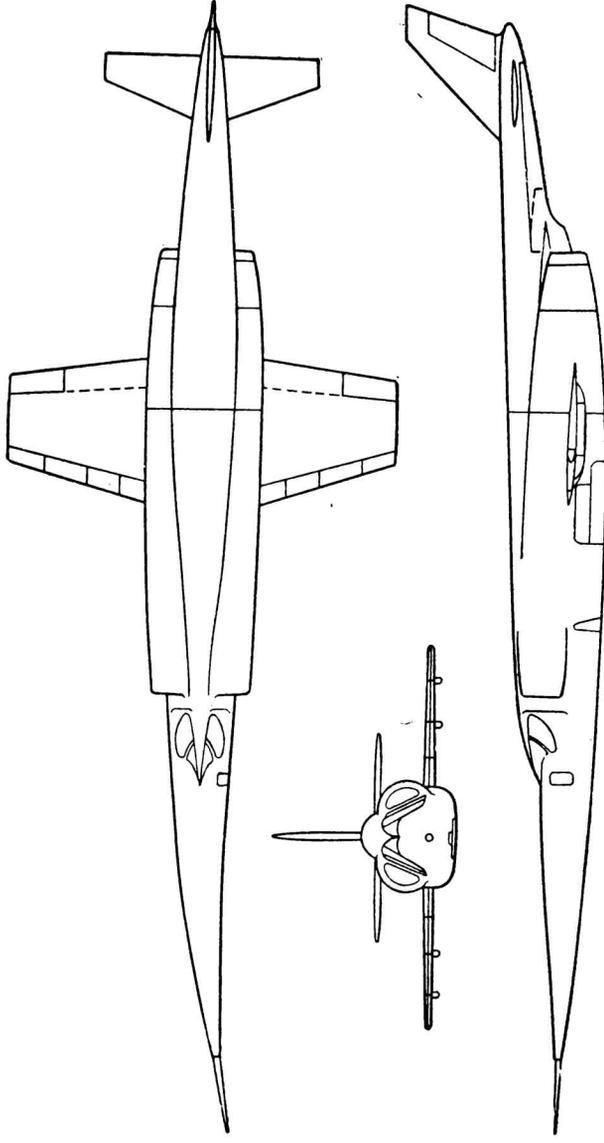
При расчетной скорости температура самолета должна была значительно повышаться. Для создания нормальных жизненных условий в кабине на самолете установлена мощная система кондиционирования воздуха (фиг. 4). Носовая часть фюзеляжа охлаждается топливом, циркулирующим под обшивкой.

Система спасения летчика, разработанная фирмой «Дуглас» для самолета Х-3, состоит в основном из катапультируемого вниз кресла со стабилизирующими поверхностями. На высоте 4500 м летчик автоматически отделяется от кресла и опускается до земли на обычном парашюте. Если покидание самолета происходит на меньших высотах, летчик отделяется от кресла через три секунды после выбрасывания.

Установленные на самолете Х-3 двигатели не обеспечивали получения расчетной скорости ($M=3$), поэтому предполагалось установить более мощные ТРД J-40 с суммарной тягой 7700 кг и, возможно, также и ЖРД. Од-

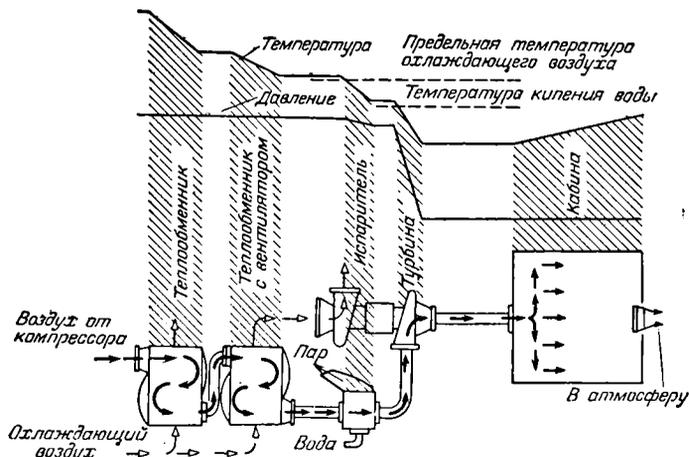


Ф и г. 2. Экспериментальный самолет Дуглас Х-3 в полете.



Ф и г. 3. Схема самолета Дуглас Х-3.

нако эти модификации на самолете проведены не были. С двигателями J-34 при одном из испытательных полетов X-3 достиг скорости, соответствующей $M=1,25$, хотя подробности этого полета не сообщаются. В соответствии с программой проведения специальных испытаний на самолетах серии «X» самолет Дуглас X-3 использовался в NASA для испытаний на бафтинг при околосуперзвуковых скоростях.



Ф и г. 4. Система охлаждения воздуха с воздушным циклом, использующая водяной испаритель, установленная на самолете Дуглас X-3.

Осенью 1956 г. NASA закончил испытания самолета X-3 и передал его ВВС США для дальнейшего использования. С самолета было снято 545 кг испытательного оборудования. Указывалось, что из-за ограниченности тяги двух ТРД самолет может быть использован только для экспериментов при околосуперзвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях.

Характеристика самолета Дуглас X-3

Размах крыла	~6,8 м	Максимальное число M 1,25
Длина	~20,3 м	Посадочная скорость 320 км/час
Высота	~3,8 м	Длина разбега 4600 м
Площадь крыла без подфюзеляжной части	~9,3—10,2 м ²	Силовая установка 2ТРД
Максимальный полетный вес	~13 600 кг	Вестингауз J-34-17 с форсажной камерой, суммарная тяга
Вес пустого	~6800 кг	4100 кг

ЛИТЕРАТУРА

- Aeroplane*, № 2210, 27.XI.1953; № 2211, 4.XII.1953.
Aviation Week, v. 61, № 22, 29.XI.1954.
Flight, № 2339, 20.XI; № 2340, 27.XI; № 2341, 4.XII.1953.
Interavia Air Letter, № 3264, 16.VII.1955; № 3291, 24.VIII.1955; № 3556, 8.IX.1956.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ БЕЛЛ Х-2

В соответствии с программой совместных исследований в области сверхзвуковых скоростей фирма «Белл», НАСА и ВВС США в 1949 г. приступили к проектированию еще одного экспериментального самолета Х-2 (фиг. 1).

Самолет Х-2 предназначался для проведения аэродинамических и термодинамических исследований до скоростей, соответствующих $M = 3$.



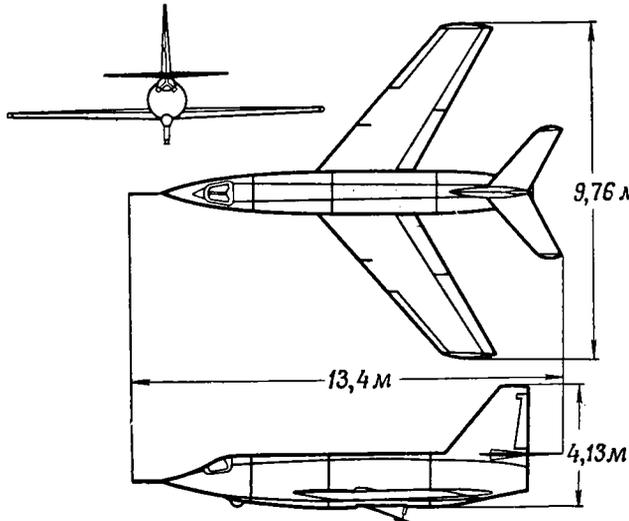
Ф и г. 1. Самолет Белл Х-2 на земле.

Предполагалось, что Х-2 в окончательно доведенном виде, при установке ЖРД с тягой около 900 кг, сможет достигать высот 30—60 км. Возможность достижения очень больших высот полета объяснялась тем, что у самолета Х-2 в конце полета с работающим двигателем, когда в баках остается еще некоторое количество топлива, тяга превосходит вес. Это позволяет самолету на последнем этапе полета подниматься вертикально. При этом указывалось, что полный взлетный вес Х-2 достигает 13 т, а вес пустого самолета лежит в пределах 7,3—8,2 т.

Постройка самолета Х-2 была закончена в 1952 г., и в 1953 г. начались его испытания.

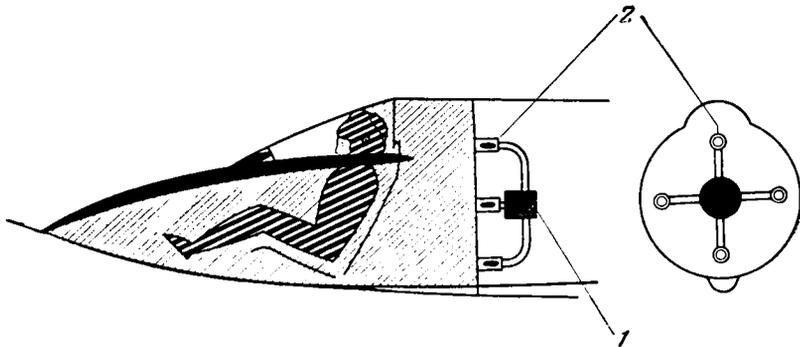
В отличие от предыдущих самолетов серии «Х» Х-2 имеет нормальную схему с низкорасположенным стреловидным крылом с острой передней кромкой (фиг. 2). Размах крыла около 7,6 м; на верхней поверхности его, на расстоянии около $\frac{1}{3}$ полуразмаха от фюзеляжа, установлены небольшие перегородки. Элероны снабжены большими триммерами, выступающими за заднюю кромку. Обшивка крыла изготовлена из нержавеющей стали.

Стреловидное оперение обычное, с небольшим углом стреловидности. Предполагают, что продольное управление осуществляется при помощи поворотного стабилизатора, но тем не менее и на стабилизаторе и на киле установлены обычные рули. Для изготовления оперения применена нержавеющая сталь.



Ф и г. 2. Схема самолета X-2.

Фюзеляж самолета длиной около 12 м образован цилиндрической средней частью и коническими хвостовой и носовой частями. На верхней и нижней поверхностях фюзеляжа имеются довольно большие продольные выступы; верхний выступ служит, очевидно, для размещения различных проводок из кабины летчика, в нижний выступ убирается лыжное шасси.



Ф и г. 3. Предположительная схема отделяемой кабины самолета X-2.
1—центральная пирокамера; 2—четыре шпильки.

В связи с очень большими скоростями и высотами полета для спасения летчика при аварии применена отделяемая кабина, предположительная схема которой показана на фиг. 3. Кабина прикреплена к фюзеляжу в четырех точках по окружности и отделяется от самолета нажатием кнопки. В результате нажатия кнопки сбрасывания происходит воспламенение заряда в центральной пирокамере, расположенной за днищем кабины; давление газов от центральной камеры передается по трубопроводам к четырем

шпилькам, удерживающим кабину, и выталкивает кабину вперед. После отделения от самолета с помощью вытяжного парашюта раскрывается основная ленточный парашют, на котором кабина снижается до безопасной высоты. На небольшой высоте летчик покидает кабину выбрасыванием в люк и спускается на индивидуальном парашюте. Катапультируемого кресла в кабине нет.

Кабина защищена от нагрева и охлаждения мощной теплоизоляцией. Для остекления фонаря применено стекло, которое не только сохраняет все свои физические и механические свойства до температуры 540°C , но и поглощает инфракрасные лучи (на очень больших высотах). Необходимость поглощения инфракрасных лучей вызвана опасностью солнечных ожогов летчика на расчетных высотах полета самолета X-2.

Обшивка фюзеляжа выполнена из монель-металла¹. Для увеличения теплопередачи в атмосферу весь самолет снаружи окрашен в белый цвет.

На самолете установлен 8-камерный ЖРД Кертисс-Райт XLR-25CW, основной особенностью которого является возможность плавного изменения тяги, а также выключения и включения в полете. Величина максимальной тяги двигателя, по различным данным, колеблется от 5440 до 7250 кг. В качестве топлива для ЖРД используются спирт и жидкий кислород. Подача топлива производится насосами вместо ранее применявшейся подачи под давлением.

Система управления самолетом—бустерная.

Шасси рассчитано только на посадку, что позволило значительно уменьшить его габариты и вес путем замены главных колес лыжами с очень узкой колеей.

Аналогично самолетам X-1 и X-1A для испытательного полета X-2 поднимался на большую высоту на самолете-носителе Боинг В-50 (фиг. 4), потом сбрасывался и выполнял заданную программу. Первые полеты производились без включения двигателя, и пилотажные качества самолета проверялись при планировании.

В одном из полетов, во время которого должен был включаться ЖРД, — 12 мая 1953 г.—произошла катастрофа, надолго задержавшая работы по программе X-2. Самолет находился еще в бомбовом отсеке В-50, и когда были закончены последние приготовления к отцепке, на нем вспыхнул пожар, сопровождавшийся взрывом. X-2 был сброшен и сгорел в воздухе. От взрыва погибли два члена экипажа, находившиеся в бомбовом отсеке. По неофициальным неполным данным, причиной катастрофы было переполнение баков X-2 топливом перед отцепкой его от носителя.

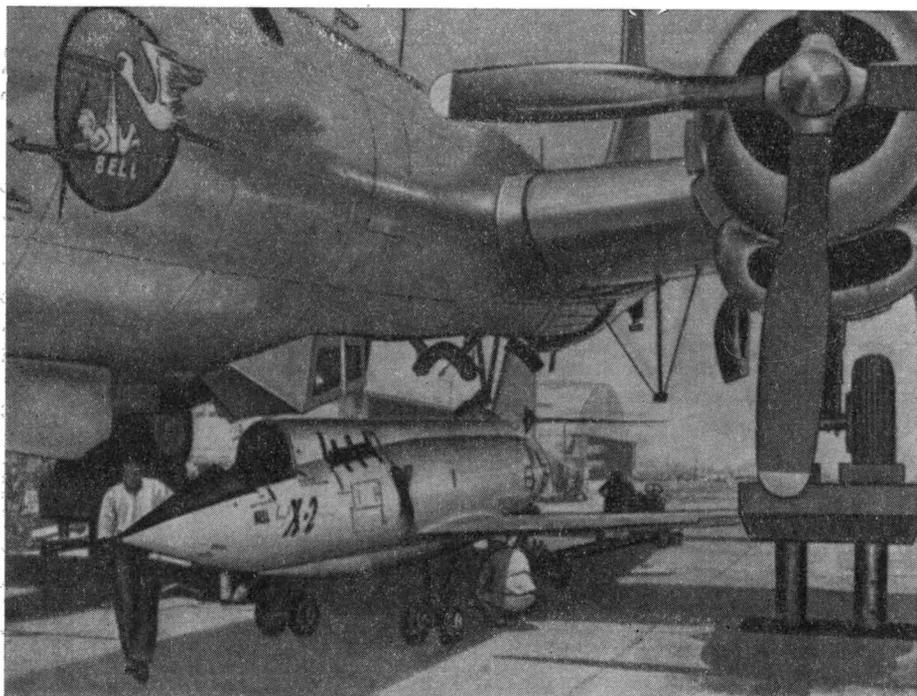
Первый самолет X-2 был единственным, и испытания поэтому задержались до конца 1953 г., когда был построен второй экземпляр самолета (фиг. 5). Наземная отработка ЖРД Кертисс-Райт XLR-25 потребовала очень длительного времени, и за полтора года самолет сделал только четыре полета (без двигателя). В ноябре 1955 г. X-2 совершил пятый по счету и первый полет с работающим двигателем. Как обычно, X-2 был сброшен с носителя В-50 и пролетел на тяге собственного двигателя около 6 минут. В этом полете X-2 достиг скорости, близкой к скорости звука.

В связи с неполадками ЖРД, потребовавшими дополнительных доводочных работ, летные испытания были прерваны и возобновились только весной 1956 г.

Во время испытательного полета 25 июля 1956 г. самолет X-2 достиг скорости более 3000 км/час, а в начале сентября—высоты 38 400 м. От официального подтверждения этих цифр, опубликованных в прессе, ВВС США отказались.

¹ Молибдено-никелевая сталь.

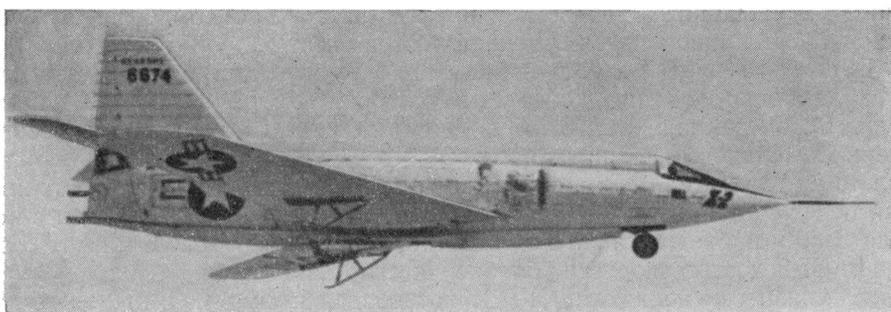
27 сентября второй экземпляр самолета Х-2 потерпел катастрофу. Потеря самолета Х-2, который оценивался в 3 млн. долларов, прервала



Ф и г. 4. Подвеска самолета Х-2 на бомбардировщик В-50.

исследования, проводимые ВВС США и НАСА с помощью экспериментальных самолетов в области больших скоростей и высот полета.

Причины катастрофы самолета Х-2 установить не удалось. Известно только, что после отделения от самолета-носителя Боинг В-50 на высоте



Ф и г. 5. Второй экземпляр самолета Х-2 заходит на посадку после испытательного полета. Выпущено шасси, видны наклеенные шелковинки для наблюдения за обтеканием.

9150 м полет проходил нормально до того момента, когда летчик сообщил по радио о выгорании топлива (через ~140 сек. работы двигателя) и о своем намерении возвратиться на базу. После этого связь прекратилась. Лет-

чик начал разворот через 5—6 сек. после выгорания топлива. В этот момент возникли продольные и боковые колебания чрезвычайно большой интенсивности. Фотографирование кабины, которое производилось с интервалами в 1 сек., показало, что летчика начало бросать по кабине, однако ему удалось дотянуться до рычага сбрасывания кабины, установленного на полу между ногами. Последние кадры показывают, что летчика резко отбросило назад при отделении кабины; после этого съемки прекратились, так как фотоаппарат при сбрасывании кабины отключается от источника питания.

К моменту отделения кабины высота полета самолета уменьшилась с $\sim 21\,000$ до $\sim 13\,500$ м. Через 2—3 сек. свободного падения должен был раскрыться тормозной парашют кабины. Скорость снижения составляла 200—240 м/сек. Оставшийся после отделения кабины самолет приземлился на днище фюзеляжа, и из него было извлечено все приборное оборудование.

Кабина упала примерно через 4 мин. со скоростью около 56 м/сек. Тело летчика было найдено внутри кабины. Летчик успел отстегнуть привязные ремни, но выбраться из кабины и спуститься на индивидуальном парашюте ему не удалось.

В ранних неофициальных сообщениях указывалось, что самолет X-2 в последнем полете достиг скорости 3380 км/час. Возможность достижения такой скорости объясняется весьма удачным выходом самолета в нужное положение после сброса, а также тем, что летчику удалось увеличить на 6 сек. время работы двигателей по сравнению со всеми предыдущими полетами.

Сообщают, что постройка третьего экземпляра самолета X-2 не планируется. Оставшиеся невыполненными исследования будут проведены по возможности на экспериментальных самолетах Белл X-1B и X-1E, а в дальнейшем на экспериментальном самолете Норт-Американ X-15.

Самолет X-15 будет построен в трех вариантах. Скорость первого варианта соответствует числу $M=5$ —6 на высоте 76 000 м. Второй и третий варианты рассчитываются на число $M=10$ и высоту до 22 800 м. В качестве самолета-носителя будет использован бомбардировщик Конвэр В-36.

Характеристика самолета X-2

Размах крыла 9,76 м	Расчетное число $M=3$
Длина фюзеляжа 12,0 м	Максимальная скорость ~ 3380 км/час
Взлетный вес 13,0 т	Силовая установка—восьмикамерный ЖРД
Вес пустого 7,3—8,2 т	Кертисс-Райт XLR-25CW с тягой 5440—7250 кг

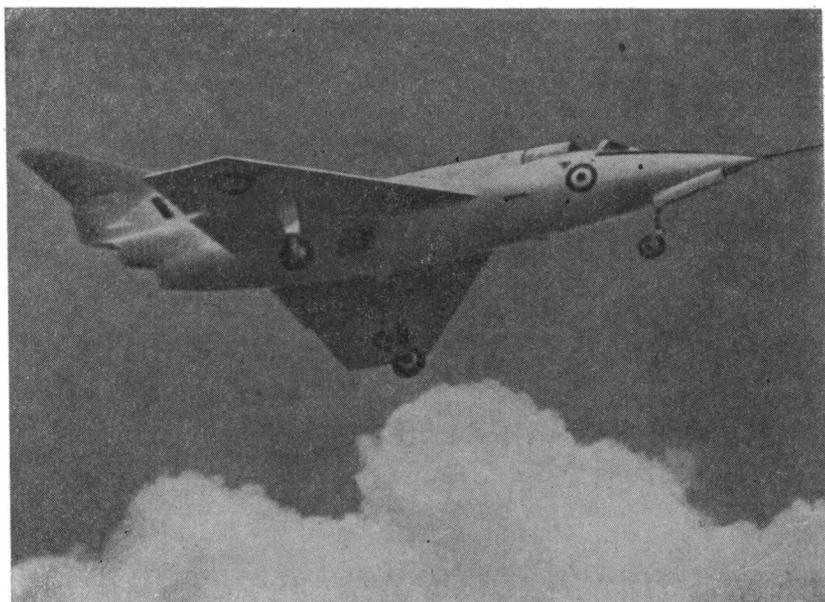
ЛИТЕРАТУРА

- American Aviation*, v. 20, № 6, 13.VIII.1956; v. 19, № 7, 29.VIII.1955.
Aviation Week, v. 65, № 15, 8.X.1956; v. 65, № 19, 5.XI.1956.
Flight, № 2430, 19.VIII.1955.
Jet Propulsion, v. 26, № 3, 1956.
Interavia Air Letter, № 3489, 6.VI.1956; № 3532, 4.VII.1956; № 3542, 18.VIII.1956; № 3571, 29.XI.1956; № 3618, 5.XII.1956.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК САУНДЕРС Ро SR. 53

Самолет SR. 53 проектировался в соответствии с тактико-техническими требованиями ВВС Великобритании к истребителю-перехватчику со смешанной силовой установкой. Изучением возможностей создания таких самолетов фирма «Саундерс Ро» начала заниматься с 1951 г., а в 1953 г. уже официально приступила к разработке проекта.

Первый полет самолета SR. 53 состоялся 16 мая 1957 г. (фиг. 1). Основным двигателем первого самолета SR. 53 является ЖРД «Спектр» фирмы «Де Хэвилленд» с тягой 3630 кг, вспомогательным ТРД Амстронг Сиддли



Ф и г. 1. Опытный самолет SR.53 в первом полете.

«Вайпер» с тягой около 800 кг. Особенностью ЖРД является возможность плавного изменения тяги; в качестве горючего используется керосин; в качестве окислителя—концентрированная перекись водорода. ЖРД используется на взлете, наборе высоты и при полете на больших высотах и скоростях; крейсерский полет с небольшими скоростями возможен при работе только ТРД.

ЖРД размещен внизу в хвостовой части фюзеляжа. ТРД установлен сверху и закрыт большими панелями. Воздухозаборники ТРД расположены по бокам фюзеляжа сзади фонаря кабины и не имеют никаких специальных устройств на входе для образования системы косых скачков при сверхзвуковых скоростях.

Аэродинамическая компоновка самолета обычная, с умеренно тонким треугольным крылом, имеющим срезанные концы, и с большим горизонтальным оперением треугольной формы, установленным на коротком киле (фиг. 2). Утверждают, что самолет SR. 53 проектировался в соответствии с «правилом площадей».

Крыло самолета имеет отрицательное поперечное V , перегородки на крыле отсутствуют. Передняя кромка крыла на посадке опускается, на задней кромке установлены посадочные щитки и элероны. Оперение снабжено обычными рулями. Система управления—бустерная.

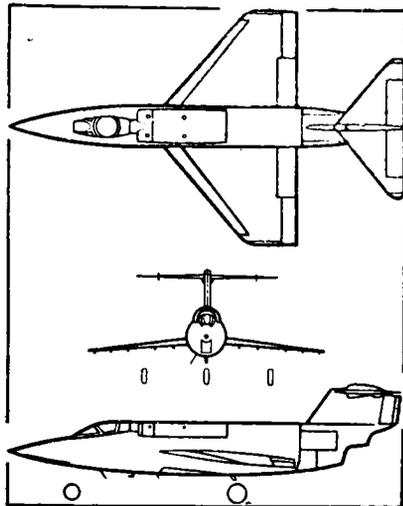
Шасси самолета трехколесной схемы, пневматики высокого давления бескамерного типа. Главные стойки убираются в крыло.

На хвостовой части фюзеляжа установлены воздушные тормоза, помещенные по бортам фюзеляжа, внизу размещен посадочный парашют.

По некоторым сообщениям, самолет имеет максимальную скорость порядка 2400 км/час и потолок более 27 000 м. Сообщалось, что самолет SR.53 набирает высоту 18 000 м за 3,5 мин. Самолет вооружен двумя управляемыми снарядами «Файрстрик», подвешенными на концах крыла.

Прорабатывается модификация самолета SR. 53 с более мощным ТРД Де Хэвилленд «Джуниор», имеющим тягу более 3630 кг. Это потребует значительного изменения воздухозаборников и компоновки их на самолете.

По решению английского правительства, самолет SR. 53 не будет строиться в боевом варианте и не будет заказан серийно. Построенные два образца самолета и последующие (если они будут построены) предназначены для использования в качестве экспериментальных самолетов. Возможно, что эксперименты с самолетом SR. 53 приведут к созданию на его базе более совершенного боевого самолета.



Фиг. 2. Схема самолета SR.53.

ЛИТЕРАТУРА

- Aeroplane*, № 2315, 2.XII.1955; № 2386, 24.V.1957.
Flight, № 2484, 31.VIII.1956; № 2522, 24.V.1957.
Intervia Air Letter, № 3707, 13.IV.1957; № 3730, 18.V.1957; № 3732, 22.V.1957; № 3733, 23.V.1957.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ ФЭЙРИ FD-2

10 марта 1956 г. в Англии был установлен рекорд скорости, равный 1822 км/час. Эта скорость была достигнута на экспериментальном самолете Фэйри FD-2 (фиг. 1) и почти на 500 км/час превышала мировой рекорд скорости, установленный на истребителе Норт Америкен F-100С «Супер Сейбр» в августе 1955 г. Рекордный полет выполнялся на 15-километровой базе в соответствии с новыми правилами для сверхзвуковых полетов, и его результат был утвержден ФАИ (Международная авиационная федерация) в качестве официального мирового рекорда скорости.

Самолет пролетел над базой на высоте 11 600 м в двух направлениях со скоростями 1798 и 1846 км/час; среднее для двух пролетов число М составило 1,731. Высота 11 600 м была выбрана как оптимальная с точки зрения характеристик самолета, а также из-за удобства наблюдения (самолет на этой высоте оставлял след конденсации).

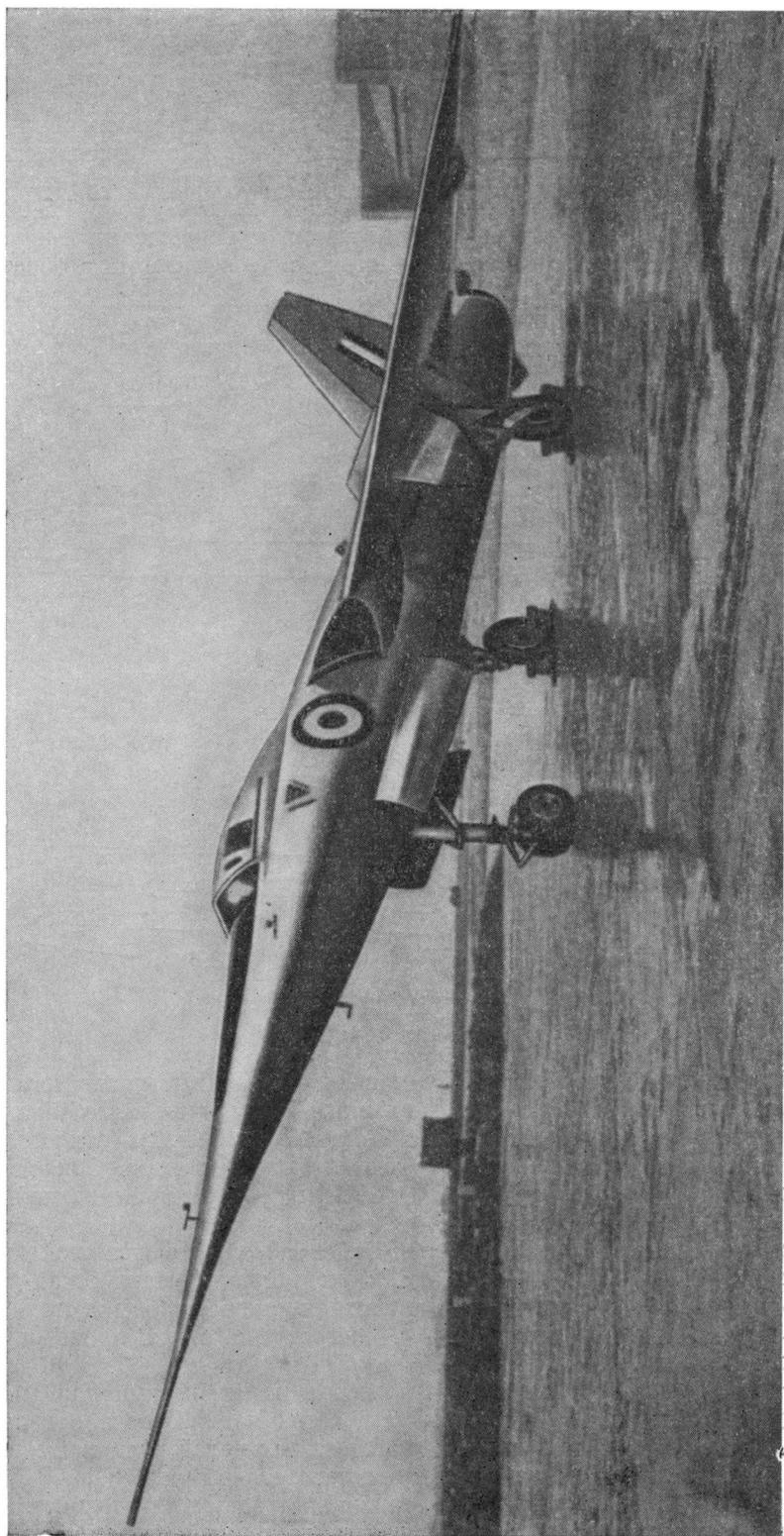
Для записи прохождения самолета над линиями старта и финиша и для подсчета достигнутой скорости было создано специальное фотографическое и электронное оборудование. Радиолокационные станции регистрировали траекторию полета и передавали летчику самолета указания о направлении и высоте; последнее было особенно необходимо в связи с тем, что по существующим правилам изменение высоты при рекордном полете не должно превышать 100 м. Весь полет от момента взлета до посадки продолжался 23 мин., в течение которых самолет пролетел 386 км. Несмотря на кратковременность полета, кабина самолета начала нагреваться от трения. В то время как температура воздуха на высоте 11 600 м составляла -60° , на обшивке была зарегистрирована температура выше 50° .

Фирма «Фэйри» начала заниматься проблемами скоростных треугольных крыльев еще в конце второй мировой войны. Вначале проводились работы по исследованию вертикального взлета и был построен экспериментальный самолет FD-1, но впоследствии фирма приступила к изучению возможностей треугольных крыльев в сверхзвуковой области.

Первые результаты работ над экспериментальным самолетом FD-2 с треугольным крылом были получены в 1950—1951 гг. По первоначальному замыслу FD-2 должен был явиться экспериментальным околозвуковым самолетом, но для возможности исследований в области сверхзвуковых скоростей толщина крыла была уменьшена до минимума, который обеспечивался конструктивными и технологическими средствами.

Самолет FD-2 (фиг. 2)—бесхвостой схемы, с треугольным крылом, имеющим стреловидность по передней кромке 60° и относительную толщину 4—5%. Концы крыла срезаны; корневые части утолщены, и в них размещаются воздухозаборники двигателя и колодцы для уборки шасси. На задней кромке крыла имеются отдельные элероны и рули высоты; механизмы управления выступают под нижней поверхностью крыла и закрыты обтекателями. На верхней поверхности установлены две большие перегородки.

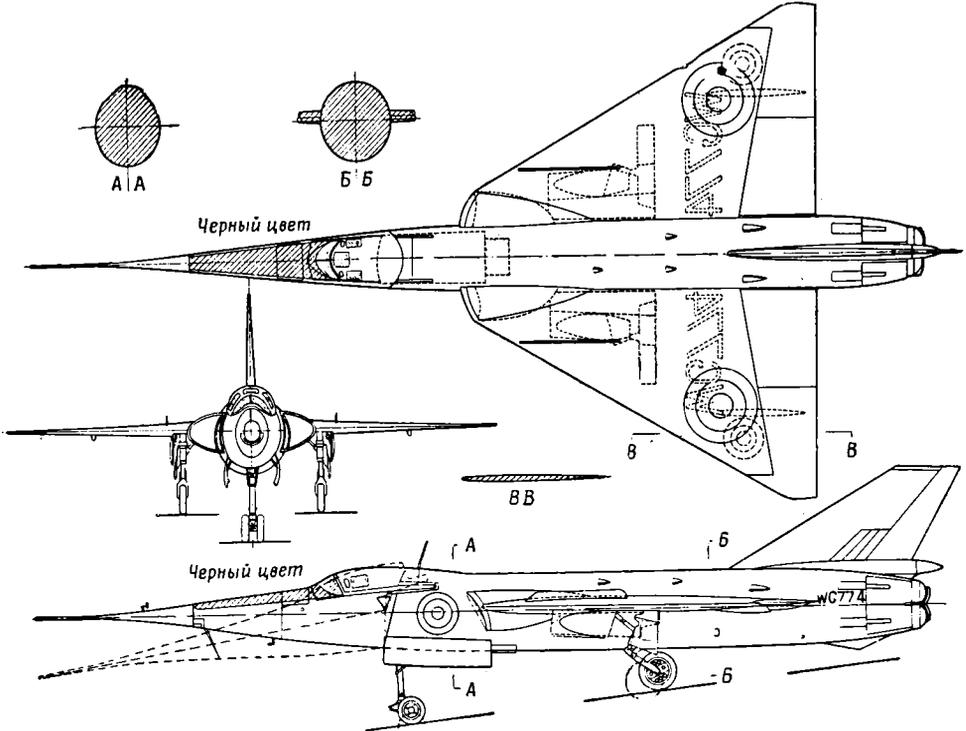
В конструкции крыла применены большие панели, изготовленные путем механической обработки из крупногабаритных заготовок, и очень



Ф и г. 1. Самолет FD-2.

толстые обшивки. Часть панелей крыла имеет сотовую конструкцию. Внутренняя полость крыла используется для заливки топлива; фирме удалось хорошо решить проблему герметизации топливных отсеков.

В конструкции рулей высоты и элеронов использована склейка или точечная сварка. Киль довольно большой площади имеет значительный угол стреловидности. Фюзеляж почти по всей длине, от места установки двигателя до кабины летчика, имеет постоянную высоту около 1,2 м, но ширина его по мере приближения к кабине заметно уменьшается, и круглое сечение переходит в овальное. Носовая часть конической формы с обратной



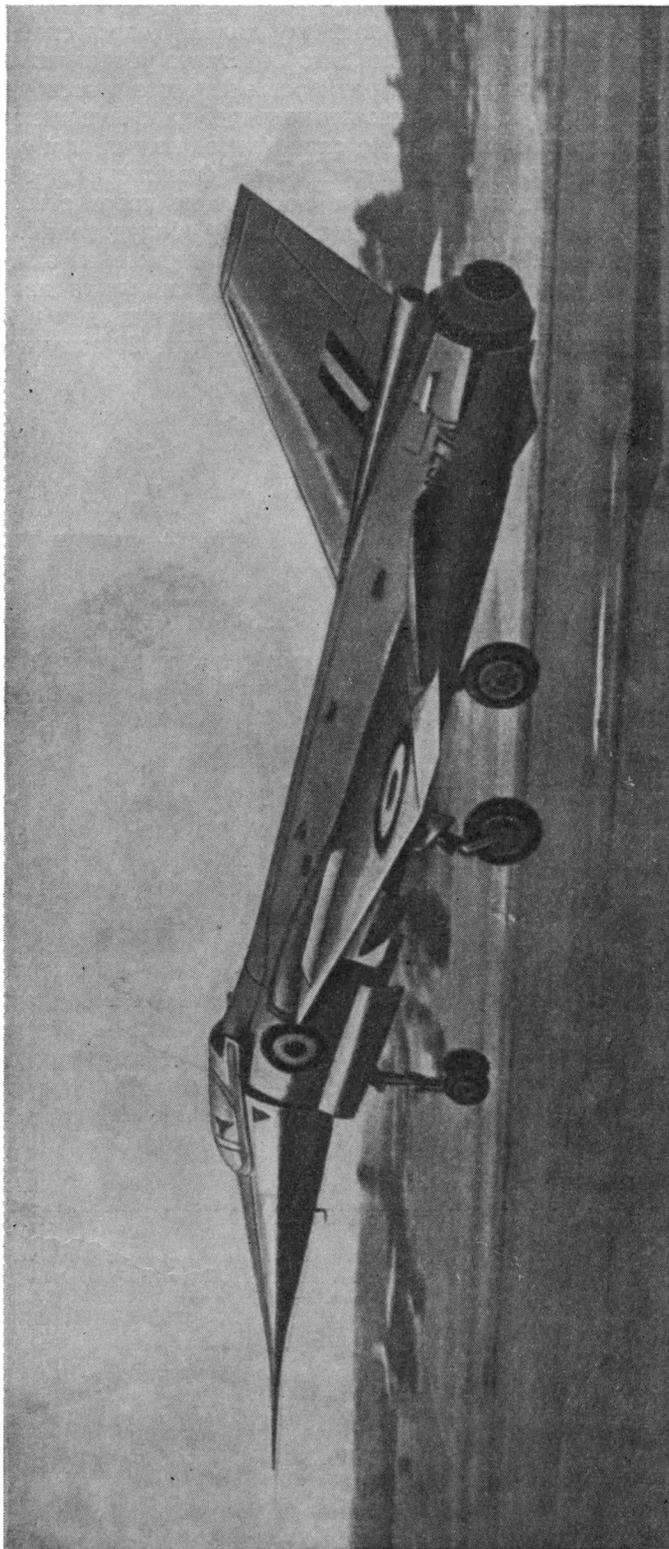
Ф и г. 2. Схема самолета FD-2.

кривизной в начале. Фонарь кабины летчика почти не выступает из обводов фюзеляжа; площадь остекления невелика. Для улучшения обзора при посадке носовая часть фюзеляжа вместе с кабиной летчика отклоняется вниз примерно на 10° при помощи гидравлического цилиндра. Отклонение кабины позволило сократить размеры фонаря и дало уменьшение полного сопротивления самолета (фиг. 3).

На самолете установлен ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» с форсажной камерой (предполагают, что это—R.A.14); максимальная статическая тяга двигателя без форсажа около 4500 кг. Форсажная камера снабжена стандартным регулируемым выхлопным соплом. Запуск двигателя производится электростартером.

Боковые воздухозаборники с острыми передними кромками примыкают к корневым частям крыла и снабжены устройствами для отвода пограничного слоя. Воздухозаборники для вспомогательных целей расположены на верхней поверхности фюзеляжа и выступают за его обводы.

Обеспечение управляемости самолета явилось одним из сложных конструктивных вопросов, который был решен путем применения дублированного бустерного управления (без перехода на управление без бустеров).



Ф и г. 3. Самолет FD-2 на посадке. Носовая часть фюзеляжа отклонена.

Главное шасси имеет рычажную подвеску колес. Колеса снабжены узкими пневматиками высокого давления, что облегчает уборку их в тонкое крыло. Для уменьшения габаритных размеров элементов шасси применена весьма прочная сталь. Тем не менее створки колодцев на крыле имеют наружные выступы. Носовое шасси снабжено спаренными колесами и убирается в фюзеляж поворотом назад. В хвостовой части фюзеляжа в обтекателе у основания кия размещены тормозные посадочные парашюты.

На FD-2 установлены различные новые виды оборудования. В частности, например, проведены испытания серебряно-цинковых аккумуляторов фирмы «Веннер» емкостью 40 ампер-часов, рассчитанных на напряжение до 120 вольт. Аккумулятор имеет также секцию напряжением в 28 вольт для электрообслуживания самолета и может обеспечить 20 запусков двигателя без перезарядки.

Характеристика самолета FD-2

Размах крыла	8,20 м
Длина	15,90 »
Высота	3,40 »
Колея шасси	2,30 »
Максимальная скорость на высоте 11 600 м	1822 км/час
Силовая установка	ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» с форсажной камерой, статическая тяга без форсажа около 4500 кг

ЛИТЕРАТУРА

- Aeroplane*, № 2305, 23.IX.1955; № 2313, 18.II.1955; № 2327, 6.IV.1956; № 2341, 13.VII.1956.
Air Pictorial and Air Reserve Gazette, v. 17, № 8, 1955.
Flight, № 2434, 16.IX.1955; № 2458, 2.III.1956; № 2460, 16.III.1956; № 2461, 23.III.1956; № 2464, 13.IV.1956.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ НОРД 1402 «ЖЕРФО» 1

Проектирование этого первого во Франции сверхзвукового самолета было начато фирмой SFECMAS в сентябре 1952 г. При проектировании самолета «Жерфо», кроме обычных исследований в аэродинамических трубах, проведены испытания экспериментальных деревянных планеров Арсенал Aгs.1301 и Aгs. 2301. На планере Aгs. 1301 стреловидное крыло было заменено треугольным и проведены испытания как с балансировочной горизонтальной поверхностью, так и без нее.

Самолет «Жерфо» представляет собой моноплан с низкорасположенным треугольным крылом и горизонтальным оперением, установленным на киле. Вдоль задней кромки крыла расположены рули высоты и элероны, не имеющие аэродинамической компенсации и управляемые необратимой бустерной системой Жакотта-Ледюк (фиг. 1).

Для самолета были построены два крыла: скоростное с размахом 6,5 м и площадью 19 м² и нескоростное с размахом 7,5 м и площадью 26 м². Оба крыла с профилем NACA 6500A имеют стреловидность 57°30' и относительную толщину 5,5%.

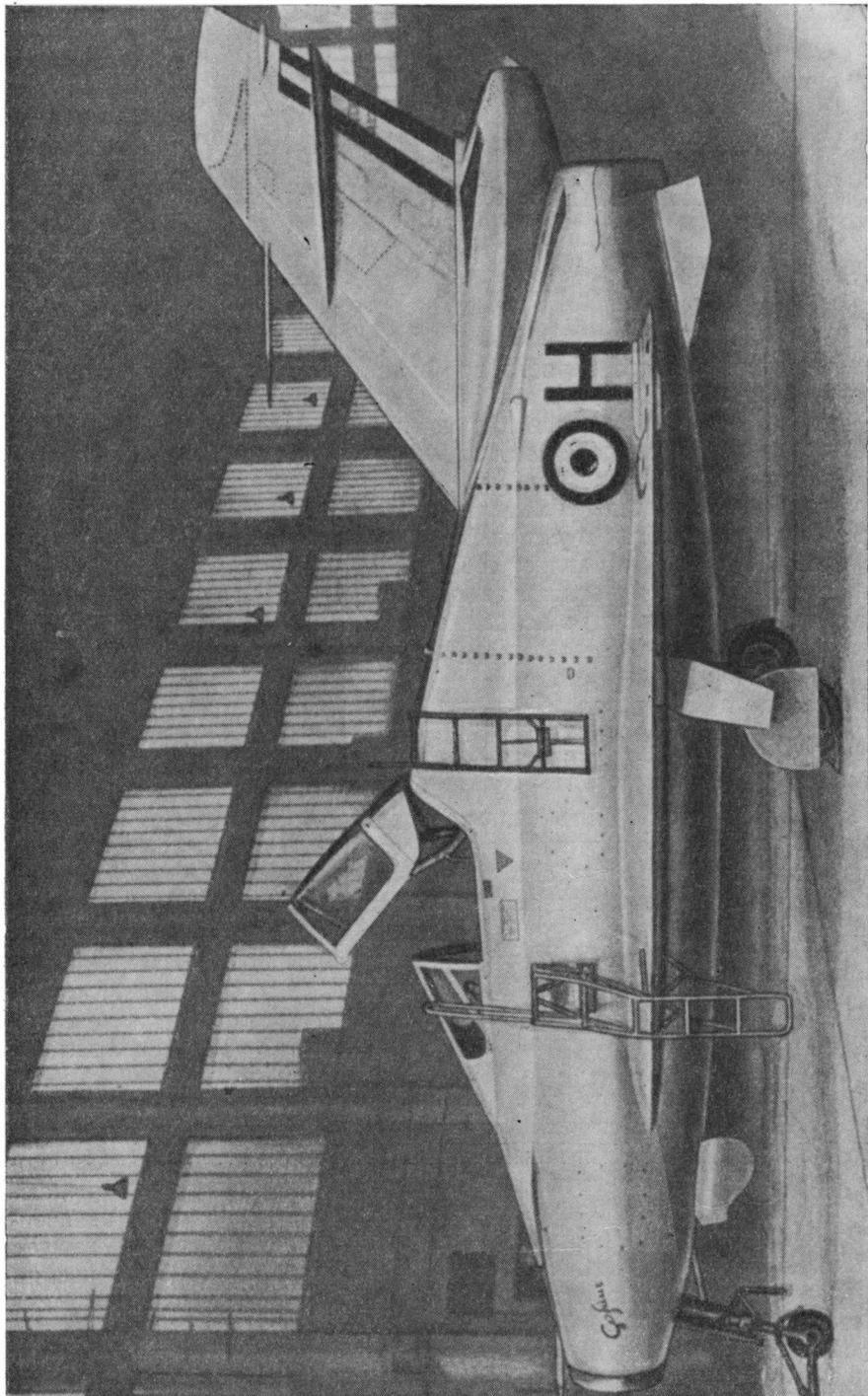
Предполагалось выполнить первые полеты с большим крылом, более надежным с точки зрения управляемости самолета на малых скоростях, особенно при взлете и посадке, а потом установить меньшее крыло. Однако из-за задержки в производстве первые полеты были проведены с малым крылом.

Конструкция крыла довольно простая, двухлонжеронная. Первый лонжерон проходит под углом 28° к поперечной оси, второй—под углом 6°; между лонжеронами в корневой части крыла помещается колодец для уборки шасси. В носке и в хвостовой части крыла установлены дополнительные стенки.

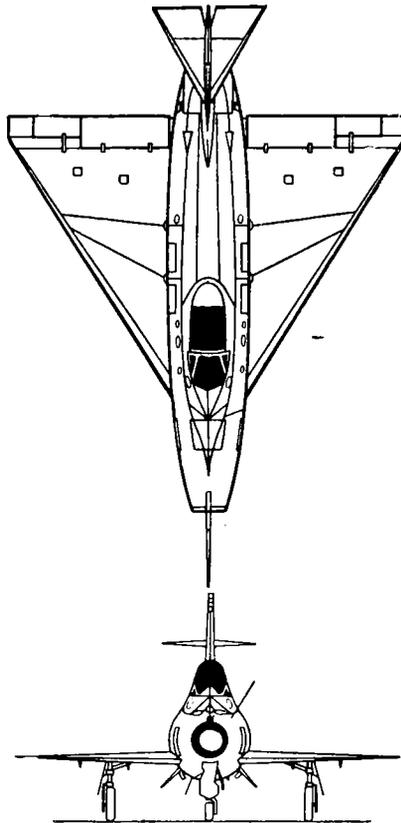
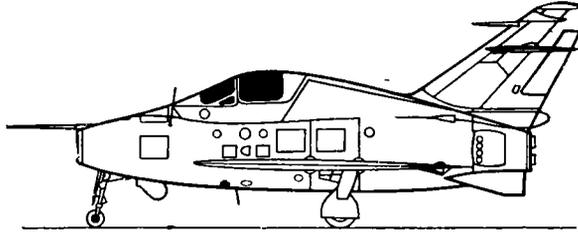
Первый вариант самолета «Жерфо» 1А с малым крылом был построен в сентябре 1953 г. и начал полеты в январе 1954 г. После проведения первой фазы испытаний, во время которой была достигнута сверхзвуковая скорость, в августе 1954 г. на самолете было установлено новое крыло, «дающее возможность получить лучшие характеристики». Вариант с увеличенным крылом—«Жерфо» 1В начал летать в январе 1955 г. и вскоре превзошел скорость звука в горизонтальном полете. Сообщалось также об улучшении взлетно-посадочных характеристик самолета и об установке на нем тормозного посадочного парашюта.

На самолете «Жерфо» 1В был установлен ТРД SNECMA Атар 101D, снабженный форсажной камерой.

Над выхлопным соплом ТРД установлены обтекатели, в которых помещаются тормозные парашюты. Под хвостовой частью фюзеляжа расположены под углом 120° одна к другой две продольные поверхности для улучшения путевой устойчивости, они же предохраняют от повреждения сопло двигателя при ударе о землю хвостовой частью фюзеляжа (фиг. 2).



Ф и г. 1. Экспериментальный самолет «Жерфов». Обращает на себя внимание установка двух рядов вихреобразователей на фюзеляже.



Ф и г. 2. Схема самолета «Жерфо» 1.

Характеристика самолета «Жерфо» 1В

Размах крыла	7,5 м
Длина фюзеляжа	9,9 »
Высота на стоянке	4,1 »
Площадь крыла	26,2 м ²
Удлинение крыла	2,16
Стреловидность по передней кромке	57° 30'
Относительная толщина крыла	5,5%
Емкость топливных баков	850 л
Вес пустого самолета	3900 кг

Полетный вес	4750 кг
Максимальное число М	1,05
Силовая установка	ТРД SNECMA Атар-101 D с форсажной камерой, взлетная тяга без применения форсажа 2800 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

Air Pictorial and Air Reserve Gazette, v. 18, № 4, 1956.

Flight, № 2464, 13.IV.1956.

Interavia Air Letter.

ЧАСТЬ III

**БОЕВЫЕ СВЕРХЗВУКОВЫЕ
САМОЛЕТЫ**

*

ИСТРЕБИТЕЛЬ НОРТ-АМЕРИКЕН F-100 «СУПЕР СЕЙБР»

Самолет Норт-Америкен F-100 «Супер Сейбр» (фиг. 1) является первым в США сверхзвуковым истребителем, поступившим в эксплуатацию.

Проектирование этого самолета было начато в 1949 г. ВВС США в 1951 г. заказали два опытных экземпляра самолета.

Первый опытный экземпляр самолета F-100-YF-100A поднялся в воздух 25 мая 1953 г. и в первом же полете превзошел скорость звука. В одном из полетов в октябре 1953 г. на нем был установлен рекорд скорости на малой высоте—1215 км/час.

Несмотря на недостаточную путевую устойчивость на больших скоростях, первый серийный самолет F-100A в сентябре 1954 г. поступил в эксплуатацию. К этому времени был подготовлен запуск в производство следующих модификаций самолета F-100C и F-100D. Первый F-100C был испытан в полете 17.I. 1955 г., а 14.VII. 1955 г. был передан ВВС США. В августе 1955 г. на самолете F-100C был установлен новый мировой рекорд скорости 1323,1 км/час на высоте 10 700 м, который был первым сверхзвуковым рекордом скорости. Достигнутая скорость соответствовала $M=1,24$.

Самолет F-100A является многоцелевым тактическим истребителем. Следующая серийная модификация самолета—F-100C—отличается значительно бóльшим весом (17 700 кг против 13 100 кг у F-100A) и представляет собой истребитель-бомбардировщик. Он оборудован средствами для заправки топливом в полете, имеет шесть держателей для наружной подвески реактивных снарядов и бомб и снабжен прицельными устройствами для бомбометания с пикирования и кабрирования (фиг. 2).

Опытная модификация самолета F-100B, получившая обозначение F-107, значительно отличается от основного серийного самолета (фиг. 3). На этом самолете вместо двигателя Пратт-Уитни J-57 установлен более мощный ТРД Пратт-Уитни J-75 и применен регулируемый вход. ВВС США первоначально заказали девять опытных экземпляров самолета F-107, но впоследствии уменьшили заказ до трех самолетов. В октябре 1956 г. были начаты летные испытания первого опытного самолета F-107. В ноябре 1956 г. на нем была достигнута скорость, соответствующая числу $M=2$. По сообщениям прессы, самолет F-107, спроектированный как истребитель-бомбардировщик, на вооружение принят не будет, так как в серийное производство запущен самолет Рипаблик F-105B, имеющий примерно такие же летно-технические данные.

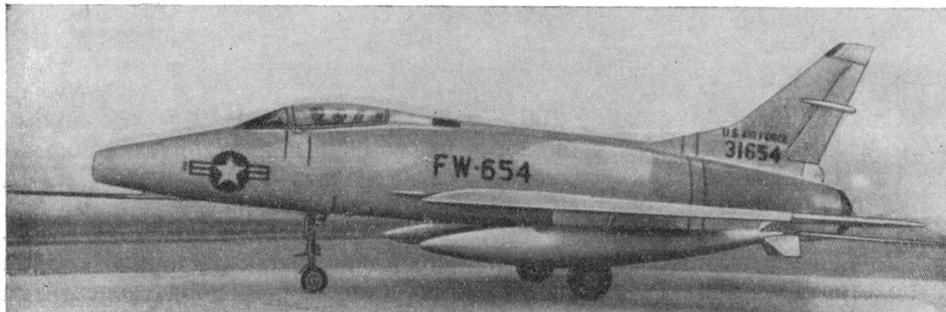
В феврале 1956 г. были начаты летные испытания очередной модификации самолета «Супер Сейбр»—истребителя-бомбардировщика F-100D. На этом самолете установлен автопилот, предусмотрено его использование в качестве истребителя сопровождения бомбардировщиков.

В конце лета 1956 г. появились сообщения об окончании летных испытаний двухместного варианта «Супер Сейбр»—самолета F-100F, который предназначен для тренировки летчиков, но может также выполнять боевые задачи (вооружен двумя пушками калибра 20 мм).

Самолет F-100 «Супер Сейбр» является логическим развитием конструкции самолета F-86 «Сейбр». Поэтому неудивительно, что фирма стара-

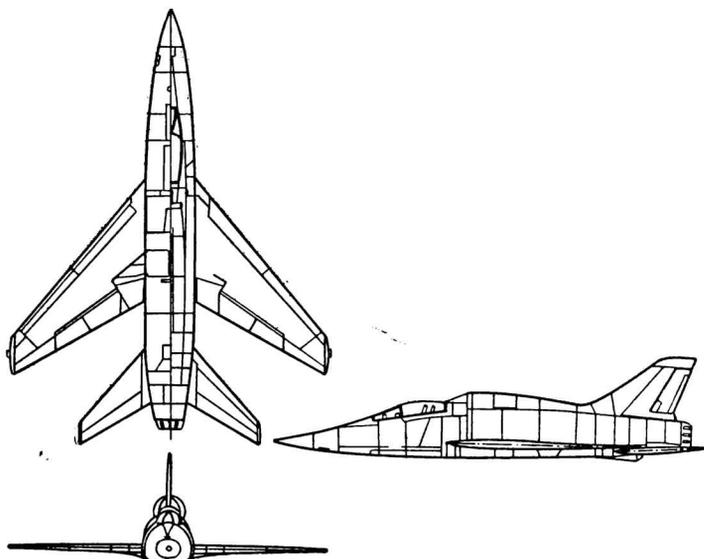
лась, где это было возможно, придерживаться проверенных характеристик F-86 и использовать его в качестве основы.

С самого начала F-100 был задуман как сверхзвуковой истребитель. Такой самолет по необходимости должен был значительно отличаться от F-86, и его проектирование представило серьезную проблему.



Ф и г. 2. Самолет Норт-Америкен F-100С.

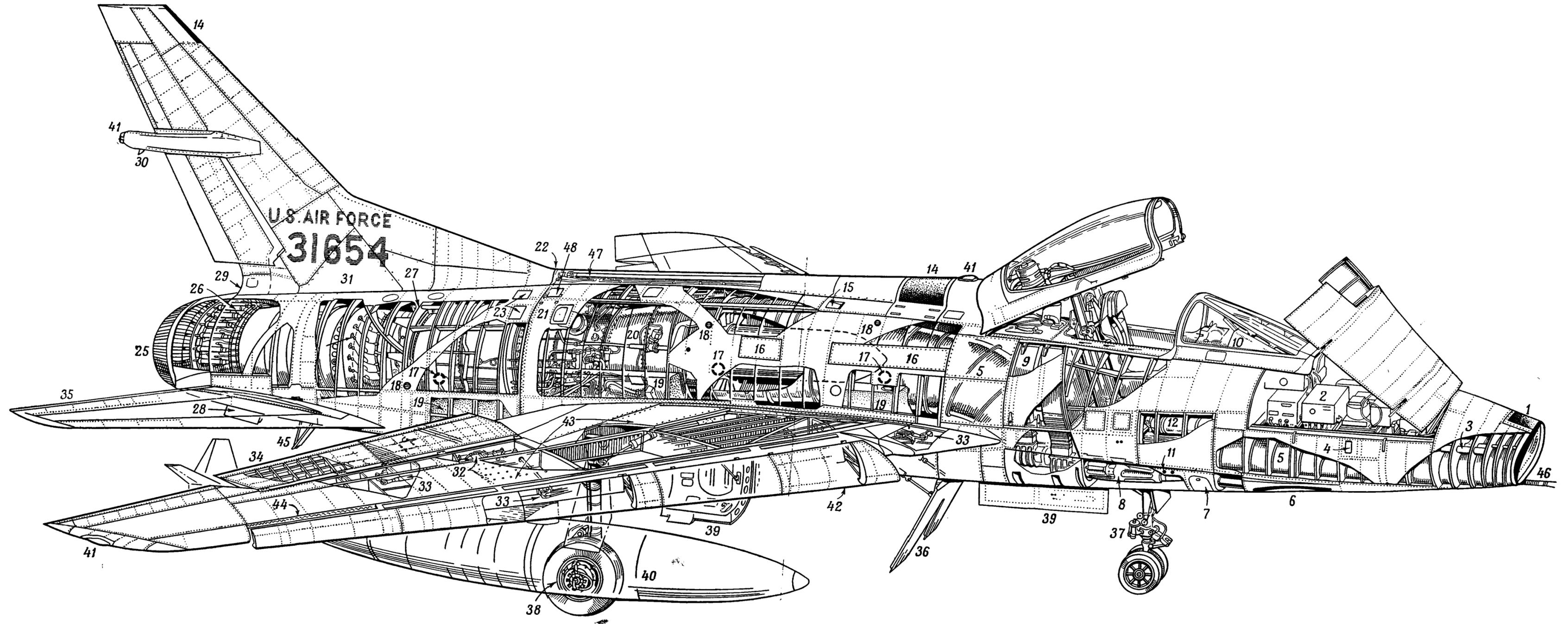
В проектировании самолета F-100 в течение 4 с лишним лет принимали участие больше 1000 инженеров (включая аэродинамические исследования, проектирование моделей, работу в трубах, летные испытания и связанное с ними обслуживание, испытательные установки и т. д.). На проектирование



Ф и г. 3. Схема самолета Норт-Америкен F-107.

самолета до момента первого вылета затрачено 4040 тыс. часов, а всего в течение 1951—1955 гг. (т. е. до сдачи ВВС 200-го самолета) затрачено 4800 тыс. часов. Только на аэродинамические исследования по самолету F-100 потребовалось затратить 200 тыс. часов; были построены и испытаны восемь моделей для семи аэродинамических труб.

В процессе предварительного проектирования было рассмотрено значительное количество компоновочных схем, но в окончательном виде была



Ф и г. 1. Компоновочная схема самолета «Супер Сейбр».

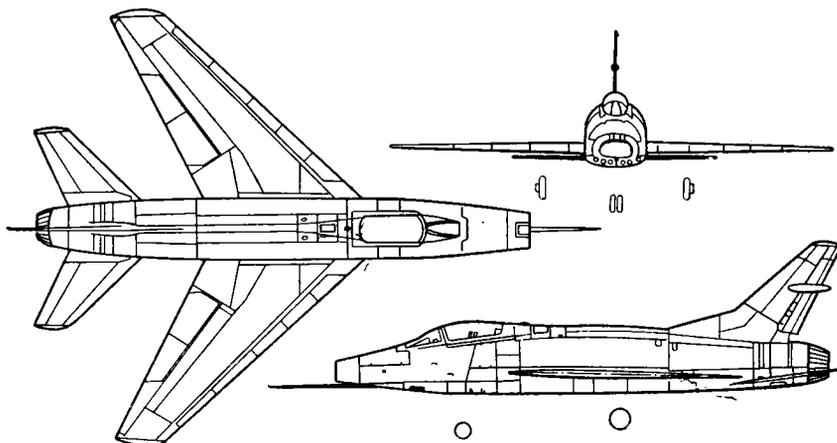
1—антенна радиолокационного дальномера; 2—электронное оборудование; 3—отвод охлаждающего воздуха из канала; 4—выпуск охлаждающего воздуха; 5—воздушный канал; 6—жолоб наружной пушки; 7—опора ствола пушки; 8—20-мм пушка M-39; 9—снарядные ящики и рукава питания; 10—кожух автоматического убирающегося прицела; 11—наружные кнопки открывания фонаря; 12—кислородный баллон, люк для доступа к гидроусилителям; 13—клапан избыточного давления в кабине; 14—антенны радиоконюаса; 15—выпуск воздуха; 16—доступ к гидроусилителям; 17—заливные горловины баков на 1320, 815 и 1350 л; 18—точка заземления при

заправке; 19—топливный бак; 20—двигатель; 21—отбор воздуха от компрессора; 22—разъем фюзеляжа; 23—доступ к стыковым узлам; 24—форсунки камеры дожигания; 25—сопло переменного сечения; 26—цилиндры регулирования сопла; 27—задняя опора двигателя; 28—место укладки тормозного парашюта; 29—точка крепления троса тормозного посадочного парашюта; 30—дренаж топлива; 31—доступ к гидроусилителю руля направления; 32—гидроусилитель элерона; 33—проводка управления элеронам; 34—элерон; 35—управляемый стабилизатор; 36—воздушный тормоз; 37—управляемая носовая стойка шасси; 38—главные колеса шасси с тор-

мозами, убираются в фюзеляж; 39—створки люка шасси, нормально закрытые при убранных колесах; 40—сверхзвуковые подвесные баки емкостью по 1040 л топлива; 41—навигационные огни; 42—предкрылки (из пяти секций на каждом полукрыле); 43—толстая обшивка корневой части крыла; 44—шомпольная подвеска крыла; 45—убирающаяся хвостовая опора; 46—трубка приемника воздушного давления (показана частично); 47—проводка трубопроводов и тяг управления в надфюзеляжном гребне; 48—опорные точки и смотровые люки для установки приспособления, поддерживающего двигатель на самолете со снятой хвостовой частью фюзеляжа.

принята обычная схема самолета со стреловидным крылом и нормальным оперением (фиг. 4).

На самолете применено крыло со стреловидностью по передней кромке 45° , стреловидность по задней кромке составляет 25° . С аэродинамической точки зрения крыло совершенно обычное, имеет простую геометрию и небольшое удлинение. Площадь крыла— $35,8 \text{ м}^2$, относительная толщина— 6% . Крыло имеет отрицательное поперечное V , равное— $1^\circ 30'$. Кромки крыла прямые и не имеют никаких изломов.



Ф и г. 4. Схема самолета F-100С.

Рассмотрев различные возможности, инженеры фирмы «Норт-Америкен» решили применить необычную схему органов поперечного управления. Элероны были установлены близко к оси самолета, на большей части задней кромки крыла, в том месте, которое обычно бывает занято посадочными щитками.

При таком размещении элеронов на задней кромке крыла не остается места для закрылков. Для стреловидного крыла с большой удельной нагрузкой эффективность закрылков при небольшом их размахе явно недостаточна. С другой стороны, размещение элеронов по середине полуразмаха крыла позволяет уменьшить закручивание крыла при отклонении элеронов и повышает их эффективность при больших скоростях. В случае размещения элеронов на концах стреловидного крыла деформируются участки крыла, расположенные за центром тяжести самолета, и это, помимо реверса элеронов, приводит к возникновению продольного момента. Элероны при размещении ближе к продольной оси самолета воздействуют на более жесткий участок крыла, и их реверс практически маловероятен. Уменьшение плеча при подобной схеме размещения элеронов лишь незначительно сказывается на эффективности поперечного управления. Кроме того, на самолете «Супер Сейбр» уменьшение плеча элеронов частично компенсировано увеличением их площади.

Элероны обеспечивают максимальную скорость крена $360^\circ/\text{сек}$.

Предкрылки самолета «Супер Сейбр» не отличаются от предкрылков самолета F-86. Предкрылки, образующие при отклонении щель, занимают почти весь размах крыла. При выдвигании предкрылок одновременно опускается и становится почти перпендикулярно передней кромке крыла. Каждый из предкрылков состоит из пяти секций, перемещающихся по направляющим. Предкрылками создается дополнительное увеличение подъемной силы крыла при больших углах атаки, необходимое для самолета со стреловид-

ным крылом как при взлете, так и при посадке. Увеличение подъемной силы не сопровождается существенным увеличением лобового сопротивления. Это обстоятельство представляет особую ценность при взлете, и если при этом не совсем удовлетворяется требование увеличения лобового сопротивления при посадке, то это достигается за счет других устройств: воздушного тормоза и тормозного парашюта. Относительная хорда предкрылка достигает 21%, а хорда элеронов составляет 25% хорды крыла, считая по потоку. Наличие предкрылков с автоматическим управлением обеспечивает хорошую управляемость самолета при больших углах атаки и постоянную эффективность элеронов, что весьма существенно для сверхзвукового самолета. Несмотря на то, что критическая скорость самолета достаточно умеренная—240 км/час (благодаря наличию щелевых предкрылков), при посадке приходится увеличивать скорость до 287 км/час во избежание контакта хвостовой части фюзеляжа с дорожкой при больших углах атаки.

Для уменьшения посадочной скорости на новейших модификациях самолета (начиная с серии F-100D) применены посадочные щитки со сдувом пограничного слоя.

Конструкция крыла F-100 близка к монолитной и состоит всего из 36 частей, соединенных с помощью 264 крепежных деталей. Такая конструкция позволяет наладить относительно простое и быстрое производство на заводе, оборудованном мощной оснасткой. Основные нагрузки воспринимаются двумя проходящими по всему размаху лонжеронами, которые вместе с чрезвычайно толстой обшивкой переменной толщины, установленной на винтах, образуют мощный кессон, расположенный между 20 и 60% хорды крыла. Между основными лонжеронами установлены четыре продольных элемента полной высоты и нервюры, подкрепленные вертикальными элементами. Эти четыре дополнительных лонжерона доходят только до $\frac{2}{3}$ полуразмаха, так что концевые части крыла представляют собой сравнительно легкую конструкцию. Обшивка доходит до конца крыла и на последней трети полуразмаха приклепана потайными заклепками. Носки и хвостики крыла представляют собой значительно более легкую конструкцию; на передней кромке верхнего пояса переднего лонжерона так же, как на самолете F-86, имеется шомпольная подвеска, на которой установлен носок, открывающийся для доступа к внутренним системам.

Каждый элерон состоит из двух секций, которые могут отклоняться независимо одна от другой. Отклонение элеронов производится при помощи необратимых гидроусилителей, установленных на болтах на стенке заднего лонжерона. Проводка управления проходит к передней кромке в точку, расположенную против места крепления цилиндра гидроусилителя. Нигде на самолете нет кабанчиков. Щитки, расположенные на передней кромке крыла, разрезаны на пять секций. Они перемещаются по массивным кованым направляющим, которые охватываются каретками, имеющими по два ролика. Кованые направляющие не проходят в вырезы в стенке лонжерона, как это сделано на самолете F-86. Угол отклонения щитков изменяется при помощи трубчатых тяг, прикрепленных с внутренней стороны у передней кромки в местах расположения основных узлов подвески.

В корневой части крыла расположена мощная кованая нервюра двутаврового сечения, которая проходит от заднего лонжерона и выходит за передний лонжерон. Эта нервюра изогнута и в задней части врезается в фюзеляж. Нагрузки основного лонжерона передаются через фюзеляж при помощи сквозных элементов; в нижней части фюзеляжа имеется также большой вырез, в котором размещаются сквозной элемент заднего лонжерона, дополнительная балка меньшей стреловидности за вторым лонжероном и между ними—колеса шасси.

Фюзеляж отличается характерной плоской нижней поверхностью. Он легко делится на две части в сечении, расположенном за крылом. При снятии задней части фюзеляжа обеспечивается беспрепятственный доступ ко всему двигателю, включая камеру сгорания (фиг. 5). При сборке самолета двигатель устанавливается на передней части фюзеляжа, причем около 4,5 м двигателя и форсажной камеры остаются висеть в виде консольной балки, закрепленной на перегородке по месту разъема фюзеляжа. Весь агрегат затем поднимается мостовым краном и опускается на крыло; хвостовая часть фюзеляжа и оперение устанавливаются позже. Когда устанавливается задняя часть фюзеляжа (при помощи самоцентрирующихся соединений), она несет на себе заднюю часть форсажной камеры, и двигатель перестает быть консольной балкой. Во время гонки двигателя на земле со снятой хвостовой частью фюзеляжа двигатель поддерживается специальной стяжкой, которая устанавливается наверху на фюзеляже и предохраняет двигатель от раскочки.

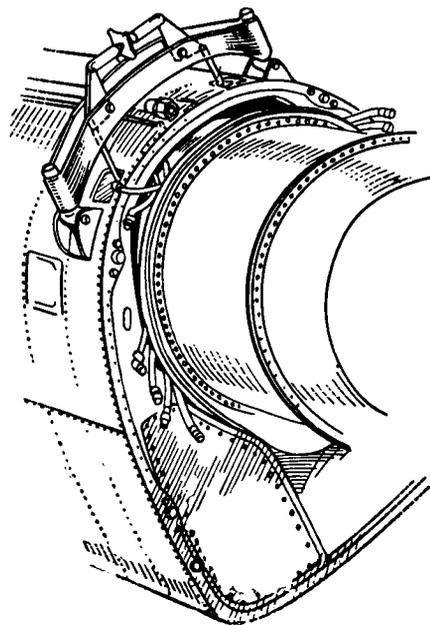
На самолете F-100 применен воздухозаборник с обычным осевым входом без центрального тела, эффективность которого, как известно, сохраняется до чисел M не более 1,3—1,5.

Воздухозаборник имеет характерное почти овальное сечение, и канал остается сплюснутым на значительном расстоянии—от входа до передней кромки крыла. Эта передняя часть канала проходит под отсеком радио- и электронного оборудования, между пушками, расположенными под полом кабины, и через узкое сечение, остающееся между ящиками для снарядов и колдунцем для уборки шасси. Затем поперечное сечение канала резко увеличивается и становится круглым, верхняя стенка канала поднимается почти до верхнего обвода фюзеляжа и идет после этого горизонтально до двигателя. Такая диффузорность сечения канала должна приводить к потерям и при некоторых условиях может даже быть причиной отрыва потока от стенок. Угол диффузорности, очевидно, ограничивается ящиками для снарядов.

Топливо (керосин JP-4) размещается в больших баках, занимающих весь объем под двигателем и в центральной части фюзеляжа, а в хвостовой части фюзеляжа—под форсажной камерой. Горловина для заправки под давлением расположена с левой стороны в хвостовой части фюзеляжа. Фюзеляжные баки соединены системой дренажа, которая проходит по бортам фюзеляжа к продольной трубе, расположенной в надфюзеляжном гребне. Вывод системы дренажа устроен над рулем направления, далеко от двигателя, в относительно невозмущенном потоке.

Запас топлива во внутренних баках на самолете F-100С равен 4520 л. При установке двух подкрыльных баков емкостью 1040 л каждый и двух баков емкостью по 750 л общий запас топлива составит почти 8000 л.

При необходимости получить максимальную дальность полета на самолет подвешиваются четыре бака. Два из них, расположенные ближе к фю-



Фиг. 5. Установка двигателя на самолет F-100.

зеляжу, расходуются при взлете и наборе высоты, а затем, перед разгоном на сверхзвуковую скорость, сбрасываются. Два других бака, подвешенные ближе к консолям крыла, могут оставаться на самолете и при сверхзвуковом полете.

Симметрично установленные подвесные баки оказывают незначительное влияние на аэродинамические характеристики крыла, определяющие поперечную устойчивость и управляемость, т. е. на поперечные моменты, вызванные скольжением, и на поперечные моменты, вызванные отклонением элеронов.

Однако поперечная управляемость ухудшается, так как при установке баков поперечный момент инерции самолета возрастает, а увеличение момента инерции увеличивает время достижения заданного угла крена. Это затрудняет точное пилотирование самолета.

При несимметричной подвеске баков для обеспечения поперечной балансировки оказывается необходимым отклонять элероны; потребный угол отклонения элеронов зависит от скорости полета, веса баков и поперечных моментов, создаваемых баками и элеронами. Отклонение элеронов вызывает момент рыскания, величина которого возрастает при увеличении числа M , одновременно возникает момент рыскания и от лобового сопротивления несимметрично расположенных баков, который также возрастает при увеличении числа M . На некоторых режимах полета моменты рыскания от элеронов и от баков, имеющие противоположные знаки, уравнивают друг друга; на остальных режимах полета эти моменты не сбалансированы, и путевая балансировка обеспечивается соответствующим отклонением руля направления. Так, при числе M немного больше 0,96 и на высоте 4600 м руль направления должен отклоняться, а при сверхзвуковой скорости на высоте около 11 000 м полет возможен и с нейтральным рулем.

Подвесные баки ухудшают также продольную устойчивость, так как, во-первых, баки расположены впереди центра тяжести самолета и, во-вторых, горизонтальное оперение находится в потоке, завихренном баками. Уменьшение запаса продольной устойчивости за счет влияния баков приводит к более медленному возвращению самолета в сбалансированное положение после действия возмущения.

Путевая устойчивость также немного ухудшается, так как баки, расположенные перед центром тяжести самолета, создают при скольжении дестабилизирующую боковую силу.

На всех вариантах самолета F-100 установлен ТРД Пратт-Уитни J-57 с двухкаскадным компрессором и с форсажной камерой, который официально относится к классу двигателей с тягой 4540 кг. Это справедливо для двигателя J-57-P-7 на самолете F-100A, но двигатель J-57-P-21, установленный на F-100C, имеет, вероятно, номинальную тягу около 5300 кг и тягу с форсажной камерой до 8100 кг.

ТРД J-57 имеет два компрессора, соответственно с девятью и восемью ступенями, и трубчато-кольцевую камеру сгорания. Передний компрессор низкого давления изготовлен в основном из титана. Благодаря высокой степени повышения давления в компрессоре (12,5) удельный расход топлива двигателя J-57 составляет всего $\approx 0,77$ кг/кг тяги час. С другой стороны, двигатель очень велик (особенно с длинной камерой дожигания) и приблизительно на полтонны тяжелее английских двигателей сравнимой мощности. Обычно агрегаты двигателя устанавливаются снизу, но самолет F-100 оборудован воздушно-турбинным стартером, прикрепленным к передней части компрессора низкого давления. Камера дожигания имеет большое количество отдельных топливных инжекторов; площадь выходного сечения сопла изменяется при помощи 24 гидравлических цилиндров,

которые передвигают в продольном направлении створки, скользящие по изогнутым направляющим.

Только около 20% воздуха, проходящего через двигатель, используется для сгорания; это позволяет впрыскивать большое количество топлива в форсажную камеру и получать до 50% прироста тяги при удельном расходе топлива около 1,8 кг/кг тяги час. Применение форсажной камеры автоматизировано: при отклонении сектора газа за фиксатор перед тем, как будет подано и зажжено топливо, открывается регулируемое выхлопное сопло.

Когда тяга составляет 92% или больше от номинальной тяги (94% максимальной тяги, или 9400 об/мин), летчику достаточно приложить усилие в 4 кг на сектор газа, и форсажная камера включается через 2 сек. Во избежание случайного выключения камеры для ее отключения требуется приложить усилие к сектору газа в 8 кг. При взлете форсажная камера включается вскоре после отпускания тормозов.

Тягу, развиваемую двигателем при форсировании, можно регулировать в пределах 50% сектором газа, что обеспечивает возможность взлета соединением и полет в тесном строю с применением форсажа. Управление дроссельной заслонкой в период разгона двигателя возможно с любой скоростью. Переход от режима номинальной тяги длится 9 сек.

Запуск двигателя J-57 осуществляется сжатым воздухом, подаваемым от небольшой турбины, установленной на аэродромной тележке, по брезентовому рукаву к пневмостартеру. Процедура запуска медленная и требует, по-видимому, двух-трех человек, кроме летчика. Рукав подсоединяется через приемник, расположенный за левым колесом главного шасси. Механик, стоящий у корневой части крыла, пальцами показывает число оборотов, развиваемое двигателем, пока, наконец, двигатель не наберет 4000 об/мин, необходимых для устойчивой работы, после чего рукав отсоединяется и люки закрываются. Двигатель вполне надежен, и, как сообщается, был успешно осуществлен запуск его на высоте 12 000 м.

Срок службы двигателя до первой переборки, как показал опыт эксплуатации самолета в Германии, составляет 400 час. Однако предполагается увеличить его до 800 час., когда в Германию будет доставлено оборудование, необходимое для обслуживания и осмотра двигателя.

На самолете F-100 так же, как и на других американских самолетах, применяется полностью автоматизированная система подачи топлива.

Шасси самолетов F-100 нормальной трехколесной схемы, убиение производится гидравлически. На хвостовой части фюзеляжа установлена предохранительная пята. Колеса главного шасси тормозные, с наружными многодисковыми тормозами; с целью сокращения размеров колес применены пневматики высокого давления, рассчитанные на 20 посадок. Носовая стойка управляемая и снабжена спаренными колесами для уменьшения их диаметра при расчетных динамических нагрузках до величины, обеспечивающей уборку без ущерба для канала воздухозаборника.

Самолеты F-100 рассчитаны на эксплуатацию со стандартных аэродромов НАТО, имеющих взлетно-посадочные полосы длиной 2400 м. В связи с этим в качестве стандартного оборудования при каждой посадке применяется ленточный тормозной парашют; шасси оборудовано специальным устройством, чувствительным к скольжению колес при их торможении. Тормозной парашют рассчитан на максимальную посадочную скорость до 333 км/час. Воздушный тормоз при посадке сравнительно мало эффективен, поэтому применять его не рекомендуется (хотя при больших скоростях он является сильным средством торможения самолета и может выпускаться даже при сверхзвуковой скорости полета, не приводя при этом к изменению балансировки).

Стабилизатор и киль имеют двухлонжеронную конструкцию, угол стреловидности оперения примерно равен углу стреловидности крыла. Большой киль (увеличенный по высоте после запуска самолета в серийное производство в связи с затруднениями с устойчивостью) имеет много расположенных по хорде стенок и покрыт изготовленной на обтяжном прессе обшивкой с острым носком. На конце киля установлена антенна, закрытая обтекателем, изготовленным из радиопрозрачного материала. Внутри киля размещается гидроусилитель, который приводит в движение относительно небольшого руля направления, подвешенный в верхней и нижней точках и имеющий значительную осевую компенсацию. Стабилизатор представляет собой целую поверхность (без руля высоты), которая поворачивается при помощи гидроусилителей в диапазоне 20° . Максимальная строительная высота стабилизатора очень мала и составляет всего 75 мм.

На самолетах F-100 для гашения боковых колебаний устанавливаются демпферы рысканья. Демпфер не увеличивает статическую путевую устойчивость самолета, но величина аэродинамического демпфирования путевых колебаний возрастает. В систему такого демпфера входит гироскоп, который дает электрические сигналы под влиянием изменений угловой скорости рысканья; эти сигналы усиливаются, а интенсивность их изменяется в соответствии с высотой полета, так как величина демпфирования существенно зависит от плотности воздуха. Через гидравлический привод осуществляется необходимое для демпфирования отклонение руля направления. При постоянной скорости рыскания (например, при нормальном развороте) демпфер рыскания не работает.

Система позволяет устанавливать одну из трех степеней демпфирования; эта операция производится на земле.

При взлете, посадке и полете на высотах до 900 м демпфер не включается, так как сам самолет имеет очень хорошее демпфирование на малых высотах. Работа демпфера была проверена во всем диапазоне скоростей и высот полета самолета; применение его облегчает пилотирование и повышает точность ведения огня.

При пикировании с больших высот с полными оборотами двигателя или при полете с большими скоростями у самолета F-100 возникают продольные колебания, затрудняющие пилотирование и снижающие точность стрельбы. Для устранения этого явления на самолете установлен разработанный фирмой «Норт-Америкен» демпфер тангажа. Этот демпфер состоит из гироскопа, который воспринимает изменение угловой скорости тангажа и передает электрические сигналы через усилитель на гидравлический бустер, который управляет углом отклонения стабилизатора. Сигналы от постоянной угловой скорости тангажа при маневрах самолета на бустер не передаются.

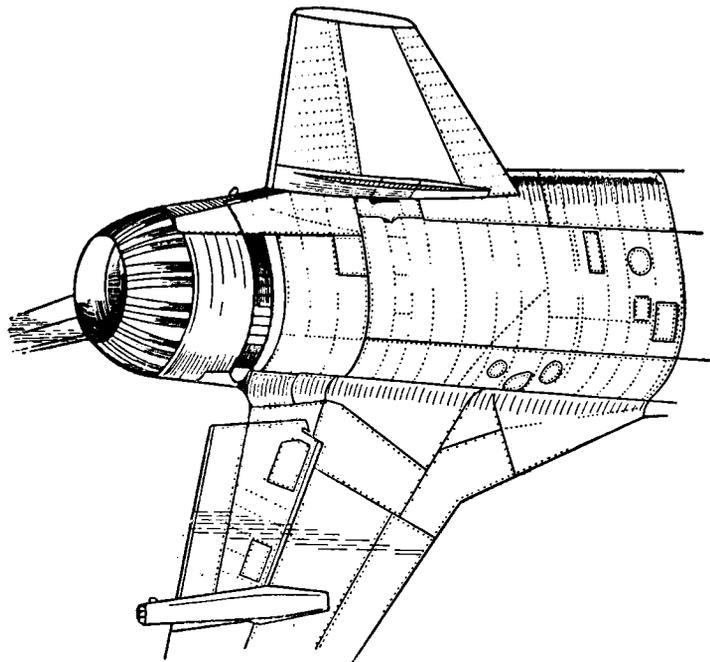
Демпфер тангажа включается на высотах больше 900 м; на взлете, посадке и при малых скоростях полета демпфер должен быть выключен, так как он может вызвать нежелательное для летчика изменение углов атаки. На самолете имеется автомат, корректирующий работу демпфера тангажа в зависимости от высоты полета. Включение и выключение демпфера не приводит к нарушению балансировки самолета.

При одном из испытаний на высоте 10 700 м при максимальных оборотах двигателя самолет выполнял «горку» с набором высоты 150 м и входил в пикирование под углом 10° к горизонту. Отклонением ручки управления «на себя» достигалась перегрузка порядка 2—3, после чего ручка резко бросалась. С выключенным демпфером тангажа самолет возвращался в нормальное сбалансированное положение после 3—5 полных продольных колебаний. С включенным демпфером тангажа продольные колебания при тех же условиях затухали при первом цикле.

В системе демфера тангажа имеется устройство, ограничивающее перегрузку в безопасном диапазоне; при выходе из строя этого устройства демпфер тангажа автоматически выключается.

Во время летных испытаний демпфер тангажа был проверен при выполнении всех фигур высшего пилотажа и при имитации воздушного боя.

Нижняя поверхность фюзеляжа на всей длине от носа до хвоста почти плоская. Это не только увеличивает располагаемые объемы для топлива, но и облегчает задачи сочленения фюзеляжа со стабилизатором. Корневое сечение стабилизатора прочно связано с фюзеляжем при всех углах отклонения. Под стабилизатором расположен контейнер тормозного парашюта,



Ф и г. 6. Хвостовая часть фюзеляжа самолета F-100.

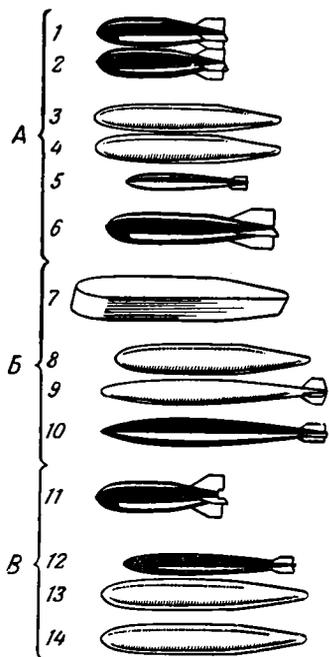
закрытый двумя створками. При открывании створок парашют вываливается вниз, а трос вытягивается из жёлоба на левой стороне фюзеляжа, закрытого большим количеством пружинных щитков (фиг. 6). Узел крепления троса тормозного парашюта расположен у основания кия.

Под фюзеляжем установлен большой воздушный тормоз (фиг. 1), управление которым осуществляется при помощи двух гидравлических цилиндров, соединенных с гидравлической тормозной системой колес.

Большая часть электронного оборудования размещена в приборном отсеке перед кабиной, где обеспечено охлаждение при помощи системы, питающейся воздухом из воздухозаборника двигателя. Фирма «Норт-Америкен» считает, что установка наружных воздухозаборников для вспомогательных систем совершенно недопустима на сверхзвуковом самолете, и поэтому все воздухоснабжение вспомогательных агрегатов производится путем отбора воздуха из канала двигателя. Вывод воздуха в атмосферу производится индивидуально в различных местах поверхности фюзеляжа. Воздух высокого давления берется от компрессора двигателя для вспомогательной турбины и для наддува кабины. Компрессор двигателя имеет также большой предохранительный клапан перепуска, который связан

непосредственно с наружным выпускным отверстием на правом борту фюзеляжа.

Гидравлическая система самолета питается от двух помп, установленных на двигателе. Аварийная гидросистема, применяемая при вынужденной посадке с неработающим двигателем или при работе его с малым числом оборотов, питается от воздушной турбины, работающей от скоростного напора. С целью обеспечения достаточной производительности аварийной гидросистемы при вынужденной посадке устанавливается скорость захода на посадку не менее 408 км/час, при которой, кроме того, самолет имеет хорошую управляемость.



Ф и г. 7. Основные варианты наружной подвески на истребитель-бомбардировщике F-100.

Расстояния узлов подвески от продольной оси самолета: А—3940 мм, Б—2740 мм, В—1400 мм. 1 и 2—340-кг фугасные авиабомбы; 3, 8 и 13—340-кг напалмовые зажигательные баки; 4—химический бак М=26 или М=28; 5—225-кг фугасная авиабомба Ех-12; 6—900 кг фугасная авиабомба; 7—45-ствольная установка для стрельбы неуправляемыми реактивными снарядами; 9—1040-л подвесной топливный бак; 10—900-кг фугасная авиабомба Ех-11; 11—450-кг фугасная авиабомба; 12—900-кг фугасная авиабомба Ех-10; 14—750-л подвесной топливный бак.

Вооружение самолетов F-100 состоит из четырех пушек М-39 калибра 20 мм, установленных в нижней носовой части фюзеляжа. Эти пушки созданы на базе немецкой пушки военного времени MG-213С с вращающейся казенной частью и отличаются весьма большой скорострельностью, доходящей до ≈ 1500 выстрелов в минуту. Начальная скорость снаряда составляет 1040 м/сек. Ящики для снарядов напоминают ящики самолета F-86, где они передвигаются по горизонтальным направляющим. Ящики очень велики и занимают всю ширину фюзеляжа; передние ящики наклонены, чтобы обеспечить продольный зазор между двумя пушками с каждой стороны. Боекомплект на одну пушку состоит из 200—250 снарядов.

Помимо пушечного вооружения, на самолете предусмотрено применение различных наружных подвесок на шести пилонах под крылом. Общий вес груза, который может быть подвешен под самолетом F-100С, равен 3380 кг.

На каждой половине крыла предусмотрено по три узла для подвески различной нагрузки и вооружения. Узлы оборудованы двумя сбрасывателями типа МА-3 с двойными поршнями, развивающими в момент сбрасывания усилие 15 т. Первый узел подвески расположен близко от носка крыла, у начала предкрылка. Грузы для подвески на этом узле должны иметь умеренную длину, чтобы не мешать уборанию шасси. На этом узле можно подвесить бомбу весом 340 кг, резервуар с напалмом весом 340 кг, топливный бак М-26 или М-27, бомбу Ех-12 весом 225 кг или бомбу весом 900 кг.

На средний узел можно подвесить контейнер с реактивными снарядами типа «воздух—воздух» калибра 70 мм со складывающимся оперением, резервуар с напалмом весом 340 кг, бомбу Ех-11 весом 900 кг или топливный бак емкостью 1040 л для полета со сверхзвуковой скоростью.

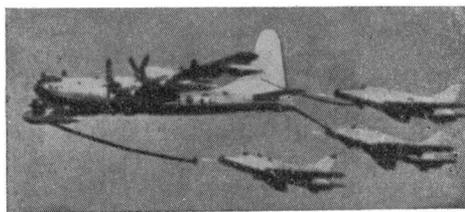
Наконец, третий узел подвески может нести бомбу Ех-10 весом 454 кг, топливный бак емкостью 740 л или резервуар с напалмом весом 240 кг.

Кроме этого, самолет может нести реактивные снаряды крупного калибра и другое вооружение. Некоторые варианты наружной подвески

изображены на фиг. 7. Предусмотрена подвеска контейнеров со сбрасываемыми отражателями для создания помех радиолокационным станциям противника.

Самолет снабжен универсальным прицелом А-4 с радиодальномером. Этот прицел обеспечивает возможность прицельной стрельбы из пушек, бомбометания с пикирования и стрельбы неуправляемыми реактивными снарядами. Оборудование самолета включает также аппаратуру, необходимую для бомбометания по команде с земли при отсутствии видимости цели.

Самолет F-100 может быть использован в качестве носителя атомной бомбы, которая подвешивается под левое полукрыло и уравнивается эквивалентным грузом под другим полукрылом. Сбрасывание атомной



Ф и г. 8. Заправка 3 самолетов F-100С от заправщика Боинг KB-50.

бомбы производится с кабрирования или с петли, чем обеспечивается максимальное удаление самолета в момент взрыва от его эпицентра. Для осуществления прицельного сбрасывания атомной бомбы самолет оборудован специальной аппаратурой.

Самолеты F-100 последних модификаций имеют оборудование, необходимое для заправки топливом в воздухе от самолета-заправщика KB-50, который может одновременно заправлять три истребителя (фиг. 8). Разработанная система заправки истребителя от истребителя-заправщика, который имеет подкрыльную gondolu с заправочным оборудованием, выпускаемым при заправке. Наличие автопилота на самолетах F-100С делает продолжительный полет и процесс заправки менее утомительными.

Три самолета F-100С ВВС США весной 1957 г. пролетели 10 600 км без посадки из Лондона в Лос-Анжелос. Полет продолжался 14 час. 05 мин., во время перелета были сделаны три заправки топливом: над Атлантическим океаном, над Виргинией и над Техасом.

Характеристика самолета Норт-Америкен F-100С

Размах крыла	11,8 м
Полная длина самолета	14,4 м
Высота на стоянке	4,6 м
Площадь крыла	35,75 м ²
Колея шасси	3,66 м
База шасси	4,2 м
Максимальный полетный вес	17 700
Максимальная скорость на высоте 12 000 м	1 320 км/час
Достигнутое число М (при пикировании)	1,6
Практический потолок	16 500 м
Дальность полета с подвесными баками	3 500 км
Посадочная скорость	259—333 км/час
Длина разбега	1 375 м

Л И Т Е Р А Т У Р А

- Aeroplane*, № 2335, 1.VI. 1956; № 2337, 15. VI. 1956; № 2356, 26. X. 1956; № 2357, 2. XI. 1956.
- Aircraft Production*, v. 18, № 12, XII.1956.
- American Aviation*, v. 19, № 18, 13.II.1956; v. 20, № 4, 16.VII.1956.
- Flight*, № 2417, 20.V.1955; № 2435, 23.IX.1955; № 2438, 14. X.1955; № 2466, 27.IV.1956.
- Flying Safely*, II.1956.

ИСТРЕБИТЕЛЬ МАК-ДОННЕЛ F-101 «ВУДУ»

Самолет Мак-Доннел «Вуду» является самым тяжелым одноместным сверхзвуковым истребителем за рубежом. Он проектировался в качестве истребителя сопровождения для бомбардировщиков Боинг В-47 и В-52 стратегической авиации ВВС США. Предусмотрено его использование в варианте истребителя-бомбардировщика. В варианте разведчика этот самолет можно применять для разведки в глубоком тылу, так как он имеет весьма большую для истребителя дальность полета. Самолет F-101 разработан также в варианте двухместного дальнего истребителя-перехватчика.

Фирма «Мак-Доннел» приступила к проектированию истребителя F-101 в начале 1952 г. Постройка первого экземпляра опытного истребителя XF-101 «Вуду» была закончена летом 1954 г., и 29 сентября 1954 г. самолет совершил первый полет. С целью ускорения проведения испытаний к началу 1956 г. была построена опытная партия самолетов F-101 в количестве 20 штук и развернулось серийное их производство.

К концу 1955 г. фирма «Мак-Доннел» имела заказ от ВВС США на сумму более 330 млн. долларов на постройку трех вариантов истребителя F-101:

F-101A—дальнего истребителя сопровождения,

F-101B—дальнего истребителя ПВО и

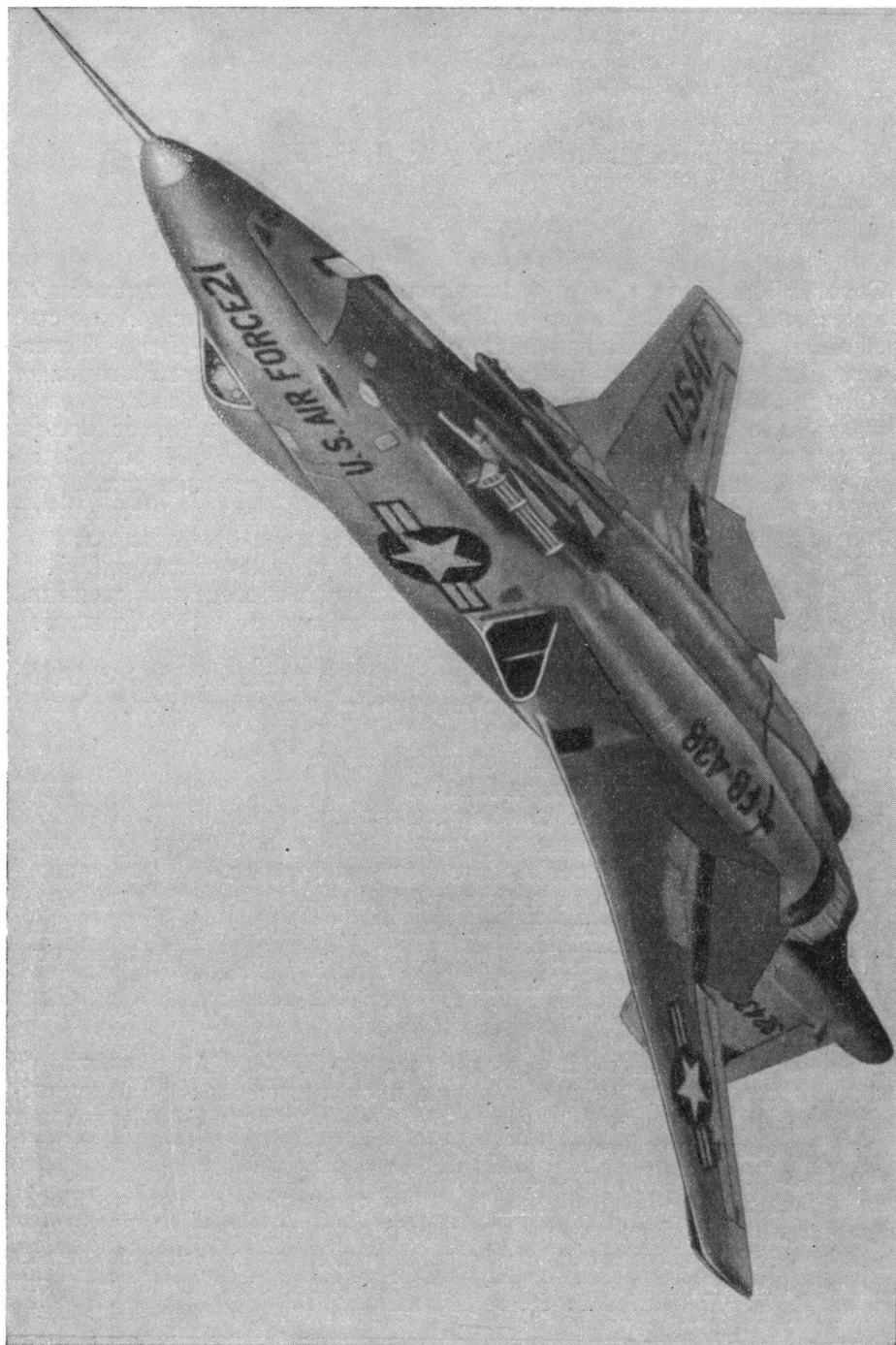
RF-101A—фоторазведчика для стратегической авиации.

В варианте фоторазведчика в удлиненной носовой части фюзеляжа размещается большая полностью автоматическая установка фотоаппаратуры. В варианте дальнего истребителя ПВО самолет оборудуется двухместной кабиной и более мощными двигателями Пратт-Уитни J-75. Первый полет самолета F-101B состоялся в марте 1957 г. Его расчетная скорость превышает $M=2$. В январе 1957 г. ВВС США подписали с фирмой «Мак-Доннел» дополнительный контракт на сумму 150 млн. долларов на производство истребителей F-101B.

В апреле 1957 г. пресса сообщила о том, что ВВС США отказались от истребителя сопровождения для дальних и стратегических бомбардировщиков. В связи с этим все выпущенные ранее самолеты F-101A должны быть переделаны в разведывательный вариант RF-101A. Серийное производство самолетов F-101B продолжается. Неофициально сообщалось, что серийный самолет F-101A несколько раз летал со скоростью более 1685 км/час и, по крайней мере, один раз со скоростью более 1765 км/час. В сентябре 1956 г. истребитель-бомбардировщик испытывался с большими дополнительными баками для увеличения дальности; бак, длина которого почти равна половине длины самолета, подвешен под фюзеляжем. Цель этих испытаний состоит также в определении способности самолета нести «специальное вооружение».

С января 1956 г. четыре самолета F-101 были выделены для эксплуатационных испытаний в условиях холодной погоды, которые рассчитаны на 18 мес.

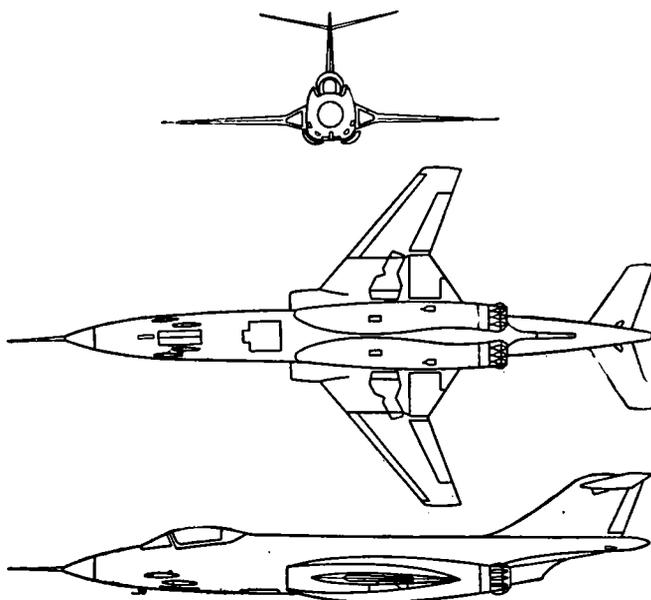
В основу конструкции планера истребителя F-101 положена конструкция истребителя «проникновения» (т. е. рассчитанного на полеты в глубь



Ф и г. 1. Истребитель сопровождения Мак-Доннел F-101 «Вуду».

территории противника) Мак-Доннел XF-88, выпущенного в 1946 г. На истребителе XF-88 были установлены два ТРД Вестингауз J-34 в нижней части фюзеляжа с воздухозаборниками в корневой части крыла.

Истребитель F-101 имеет нормальную схему с низкорасположенным стреловидным крылом и стреловидным оперением (фиг. 1, 2). Крыло имеет угол стреловидности около 35° и относительную толщину от 6% у корня



Ф и г. 2. Схема самолета F-101.

до 4,5—5% на концах; площадь крыла около 45 м^2 . Благодаря большому наплыву в центральной части крыла (задние кромки имеют отрицательную стреловидность) корневые хорды имеют значительные размеры, что обеспечивает достаточные строительные высоты для размещения воздухозаборников двигателей и колдцов для убирания главных стоек шасси. На верхней поверхности крыла около середины полуразмаха установлены небольшие перегородки.

На некотором расстоянии от концов крыла помещены элероны, а ближе к корню—большие щитки неправильной формы, которые могут служить также и воздушными тормозами. Сообщают, что на самолете применяется сдувание потока на закрылках с целью увеличения коэффициента подъемной силы и сокращения длины разбега, который должен иметь значительную величину из-за большой нагрузки на крыло, превышающей 488 кг/м^2 .

В конструкции крыла применены большие монолитные панели переменного сечения с подкрепляющими элементами.

Вертикальное оперение небольшого удлинения и с очень малым сужением. Ближе к концу киля установлено горизонтальное оперение, представляющее собой целую поверхность без руля высоты и имеющее значительный угол поперечного V. Горизонтальное оперение имеет большой диапазон углов отклонения.

Фюзеляж больших размеров с очень длинной заостренной носовой частью, закрытой обтекателем из радиопрозрачного материала. Фонарь кабины летчика имеет лобовое стекло, установленное с большим углом

наклона. В обтекателе хвостовой части размещается тормозной парашют. На хвостовой части фюзеляжа установлены воздушные тормоза.

Шасси обычной трехколесной схемы. Главные стойки шасси убираются в корневые части крыла поворотом в сторону корня, передняя стойка убирается в фюзеляж. Убирание шасси производится при скорости 462 км/час. На самолете установлено два ТРД Пратт-Уитни J-57-P-3 с двухкаскадным компрессором и с форсажной камерой. Тяга двигателя без форсажа 4540 кг, с применением форсажа тяга у земли достигает 6460—6800 кг (по некоторым источникам — 7250 кг). Двигатели расположены снизу по бокам фюзеляжа, как на XF-88, но, несмотря на подобие в расположении двигателей и воздухозаборников, сами воздухозаборники полностью переделаны и отодвинуты на несколько сантиметров от борта фюзеляжа, чтобы выйти из зоны мощного пограничного слоя. Одним из преимуществ расположения двигателей близко к оси самолета является возможность полета на одном работающем двигателе без каких-либо затруднений, вызванных асимметрией тяги. За счет выключения одного двигателя может быть увеличена продолжительность полета самолета.

Топливные баки в фюзеляже имеют емкость более 9600 л, кроме того, предусмотрена подвеска трех сбрасываемых топливных баков большой емкости под крылом и фюзеляжем. На самолете обеспечивается применение гибкой и жесткой систем заправки топливом в полете.

Основное вооружение самолета состоит из трех управляемых реактивных снарядов GAR-98 «Фолкон» и двух кассет, в каждой из которых размещается по шесть оперенных ракет «воздух—воздух». Кроме того, на самолете оставлено стрелковое вооружение, состоящее из четырех пушек М=39 калибра 20 мм со скорострельностью 1500—1600 выстрелов в минуту. Пушки установлены, по-видимому, внизу по бокам фюзеляжа, примерно под кабиной летчика. В качестве вооружения перехватчика F-101В предусмотрены управляемые реактивные снаряды «Динг-Донг» с атомной боевой частью.

Оборудование, установленное на самолете F-101, обеспечивает выполнение боевых операций в любую погоду. Ракетное отделение фирмы «Мак-Доннел» разработало автоматический вычислитель сноса, который дает возможность летчику вести самолет на большое расстояние без получения информации с земли о направлении и скорости ветра. Вычислитель работает совместно с указателем координат AN/ASN-6, который на приборной доске летчика дает текущие широту и долготу местонахождения самолета.

На самолете установлены автомат продольной балансировки и сигнализация опасных углов тангажа (звуковая и световая); при выпущенных щитках и шасси автомат выключается. Оборудование включает в себя, кроме того, автопилот MB-1, радионавигационное оборудование ARN-14, систему управления огнем MA-7 с радиолокационным и оптическим прицелами и систему бомбометания с малых высот MA-2.

В конструкции самолета широко применен титан, из которого изготовлены шпангоуты фюзеляжа, обшивка в зоне выхлопных струй от ТРД, стенки, подкрепляющие элементы и узлы крепления крыла. Для хвостовых отсеков стабилизатора и руля направления использована конструкция с сотовым наполнителем. Хвостовой отсек стабилизатора имеет длину около 2,4 м, ширину у корня 0,46 м и на концах 0,3 м. Наибольшая строительная высота составляет около 76 мм. Сотовый наполнитель изготовлен из алюминиевой фольги толщиной 0,05 мм; размер ячейки 6,35 мм. Обшивка из листов алюминиевого сплава 24ST толщиной 0,5 мм приклеена к наполнителю клеем «Нармко 102».

Для производства самолетов F-101 фирма «Мак-Доннел» кооперируется с другими фирмами. Известно, например, что фирма «Нортроп» в начале 1955 г. получила заказ на производство центральных отсеков фюзеляжей.

Характеристика истребителя F-101A

Размах крыла	12,1 м
Длина самолета	~20,5 м
Высота	5,5 м
Площадь крыла	~45 м ²
Максимальная скорость полета	1770 км/час
Практический потолок	16 750 м
Дальность полета:	
без подвесных баков	3 200 км
с подвесными баками	4 800 км
Скороподъемность у земли	200 м/сек
Посадочная скорость при посадке:	
с запасом топлива 1360 кг	278 км/час
с одним работающим двигателем	~306 км/час
Скорость снижения при посадке	5,1 м/сек
Минимальная скорость	225 км/час
Взлетный вес (максимальный)	22 200 кг
Вес в конце полета	12 700 кг
Нормальный запас топлива	9 600 кг
Силовая установка	2 ТРД Пратт-Уитни J-57 с форсажными камерами
Тяга двигателя:	
номинальная	5 450 кг
с применением форсажа	6 800 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

American Aviation, 7.V.1956.

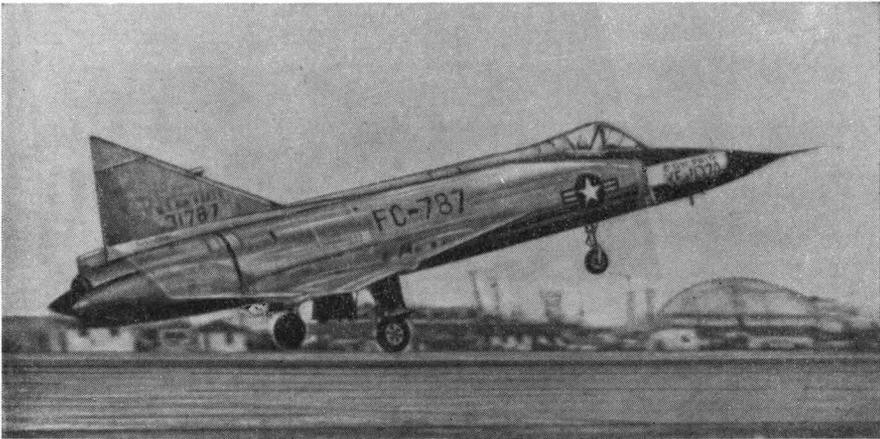
Aviation Magazine, № 202, 13.IX.1956.

Flight, № 2436, 30.IX.1955; № 2439, 21.X.1955; № 2454, 3.II.1956; № 2459, 9.III.1956;
№ 2464, 13.IV.1956; № 2438, 31.VIII.1956.

Flying Safety, v. 13, 1957.

ВСЕПОГОДНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК КОНВЭР F-102А «ДЕЛЬТА ДЭГГЕР»

Истребитель Конвэр F-102А является дальнейшим развитием экспериментального самолета той же фирмы XF-92А, впервые поднявшегося в воздух 18 сентября 1948 г. Это был самолет бесхвостой схемы с треугольным крылом со стреловидностью 60° по передней кромке, имевший большой киль с рулем направления и элевоны. На самолете был установлен ТРД Аллисон J-33-А-23 с тягой (с впрыском воды) 2450 кг; взлетный вес составлял около 5900 кг. Самолет XF-92А был предназначен для исследований в области околосвуковых скоростей.



Ф и г. 1. Самолет YF-102А на взлете.

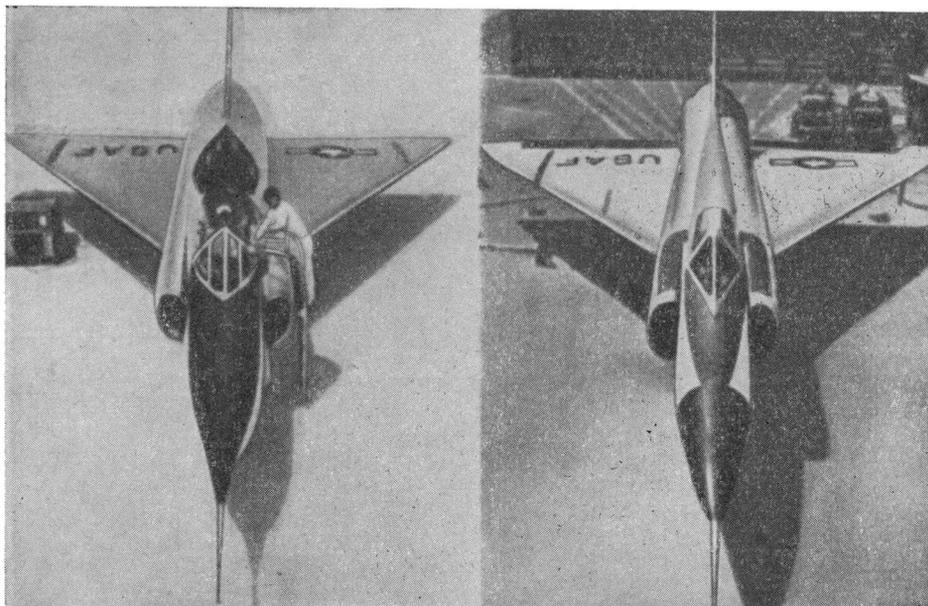
Работы над сверхзвуковым истребителем F-102 фирма «Конвэр» начала в 1951 г. В начале 1952 г. ВВС США объявили о заключении контракта с фирмой «Конвэр» на постройку двух опытных реактивных истребителей с очень большой скоростью полета. Контрактом предусматривалась также постройка оснастки для серийного производства.

Этим работам предшествовали длительные испытания самолета XF-92А и исследования в аэродинамических трубах. Проектирование и постройка первого опытного самолета заняли полтора года (проектирование и подготовка производства — 13 месяцев и постройка самолета — 5 месяцев).

Первый полет опытного самолета YF-102 с ТРД Пратт-Уитни J-57 состоялся 23 октября 1953 г. Однако вскоре первый опытный самолет погиб, разбившись вследствие отказа двигателя на взлете. В декабре 1953 г. был построен второй экземпляр опытного самолета, а в январе 1954 г. были начаты его летные испытания. Самолет немного отличался от первого, и различные затруднения с устойчивостью и управляемостью, которые считались одно время очень серьезными, на этом самолете были в значительной степени преодолены. Однако к весне стало очевидно, что фирме и на этот

раз не удалось создать сверхзвуковой истребитель. Поскольку одно из основных требований ВВС—заданная скорость—не выполнялось, вся программа работ по самолету F-102 находилась под угрозой срыва. Единственным возможным способом решить проблему скорости являлось уменьшение сопротивления самолета, так как на увеличение тяги двигателя рассчитывать не приходилось.

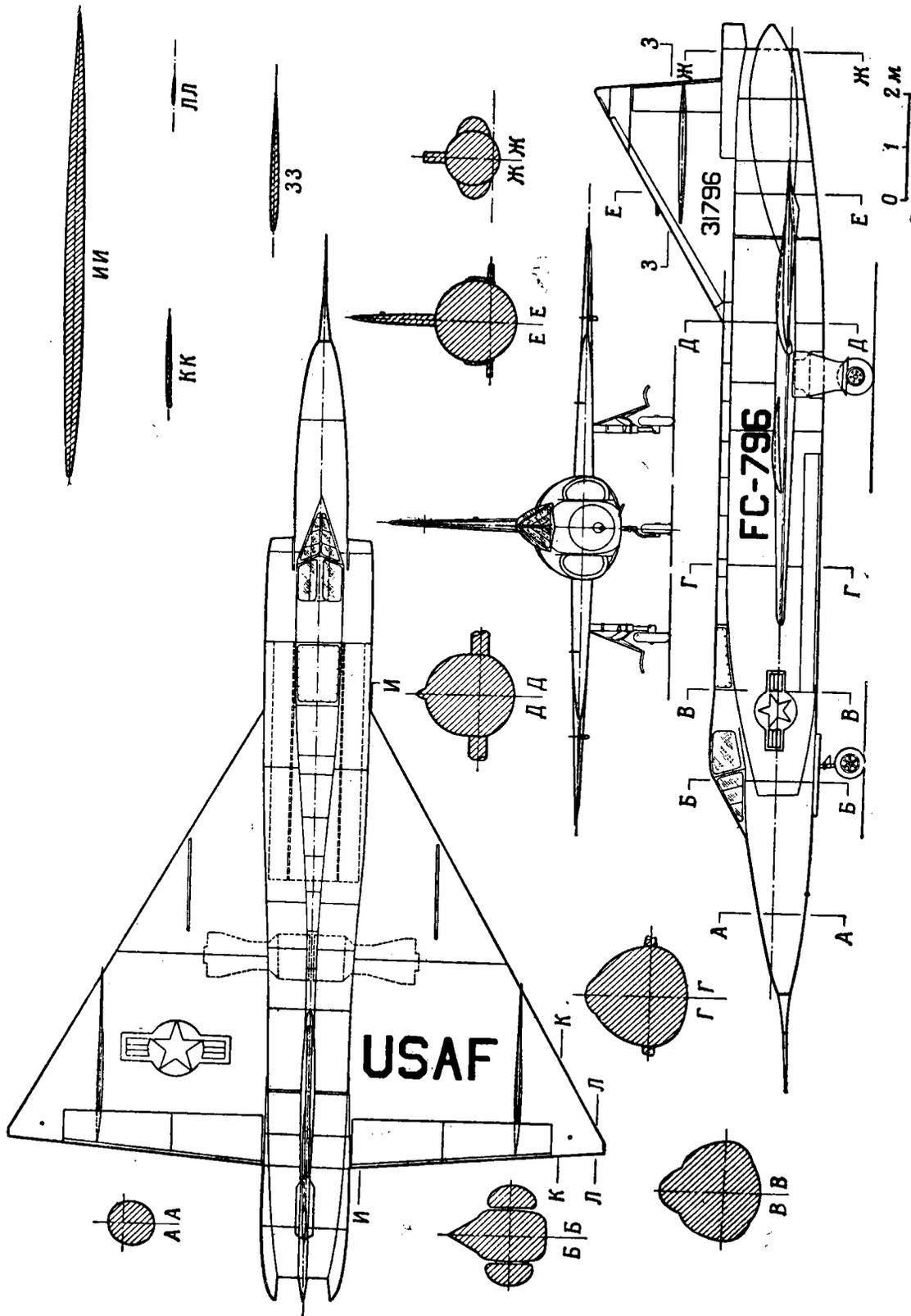
Уменьшение сопротивления было достигнуто путем перекомпоновки самолета в соответствии с открытым тогда «правилом площадей». С этой целью на самолете YF-102 были проведены следующие изменения:



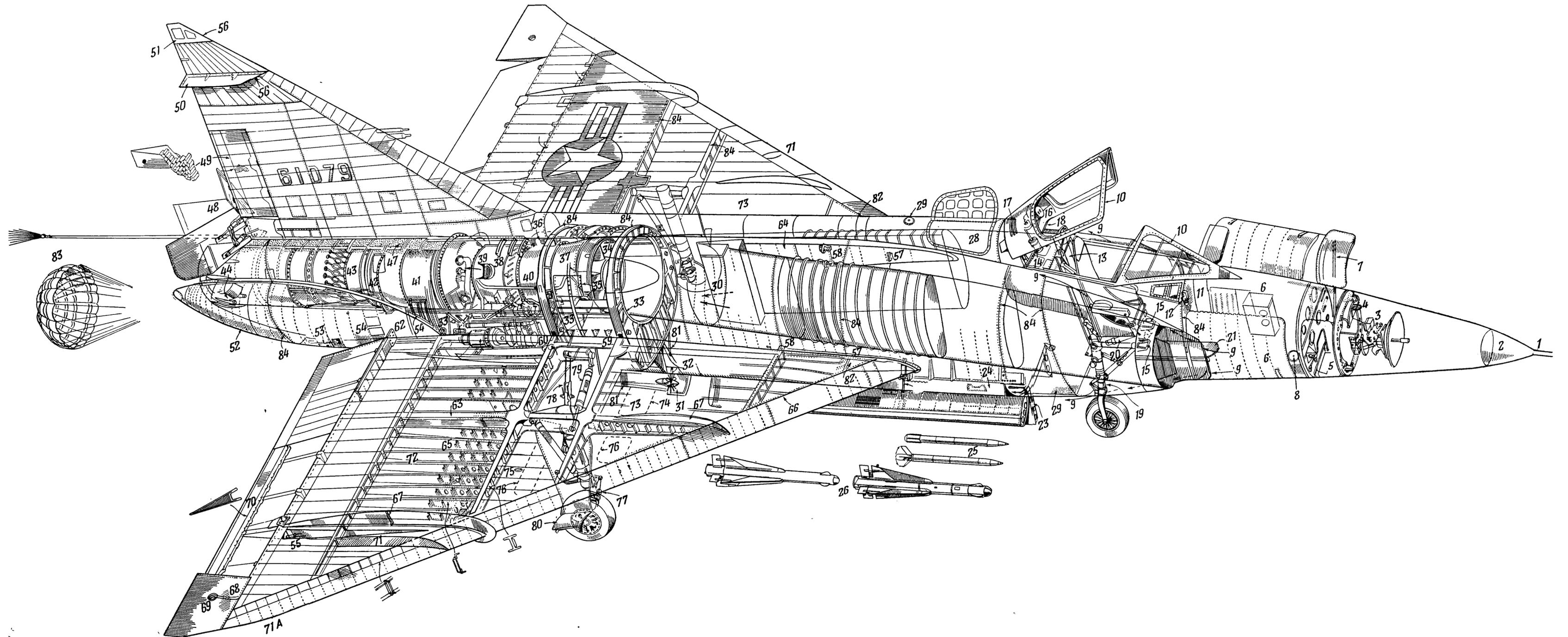
Ф и г. 2. Сравнение самолетов YF-102 и F-102A.

- уменьшен мидель фюзеляжа в районе крыла и установлены большие обтекатели по бокам хвостовой части фюзеляжа;
- применена коническая кривизна на носке крыла (постепенное увеличение кривизны носка крыла от корня к концам);
- увеличена длина фюзеляжа, заострен и опущен нос;
- изменен фонарь кабины, уменьшена его ширина и применены плоские стекла для боковых панелей;
- изменены воздухозаборники.

Одновременно были произведены улучшения конструкции, оборудования и условий эксплуатации (улучшены доступ к оборудованию и обзор из кабины при больших углах атаки и т. д.). С целью создать лучшие условия для массового производства планер самолета был переделан таким образом, чтобы обеспечивались раздельная сборка и испытание основных подборок со всеми системами оборудования. Эти работы по модификации заняли 117 рабочих дней. По существу, истребитель после всех переделок стал совершенно новым самолетом, и ему было дано обозначение YF-102A (фиг. 2). 20 декабря 1954 г. новый самолет впервые поднялся в воздух, а во втором полете—21 декабря—превзошел скорость звука в горизонтальном полете на высоте около 10 000 м.



Фиг. 3. Схема самолета F-102A.



Ф и г. 4. Компоновочная схема самолета F102-A.

1—трубка приемника воздушного давления; 2—носик фюзеляжа из диэлектрического материала; 3—главная радиолокационная антенна; 4—антенна глицеридного приемника; 5—передний отсек оборудования; 6—передний главный отсек системы управления огнем; 7—створки люков системы управления огнем; 8—отверстие статического давления; 9—слив пограничного слоя; 10—литой каркас фонаря из магниевого сплава; 11—передняя герметическая перегородка; 12—регулятор перегрева остекления; 13—катапультируемое кресло; 14—цилиндр открывания фонаря; 15—подножки катапультируемого кресла; 16—редукционный клапан кабины; 17—жалюзи выхода воздуха из кабины; 18—герметизация кабины; 19—носовое шасси; 20—гидравлический подъемник; 21—створка люка носового шасси (вниз); 22—створки центрального отсека электронного оборудования; 23—створки отсека управляемых ракет с гнездами для неуправляемых реактивных снарядов;

24—боковые щитки отсека управляемых ракет; 25—неуправляемые реактивные снаряды калибра 70 мм со складным оперением; 26—управляемые ракеты «Фолкон»; 27—быстродействующий цилиндр управления створками; 28—левая и правая створки отсека электронного оборудования; 29—антенна системы опознавания в гребне на фюзеляже; 30—место соединения раздельных каналов воздухозаборника; 31—аварийная турбина, работающая во внешнем потоке; 32—гидробак и гидроаккумулятор; 33—штампованные рамы из алюминиевого сплава; 34—вход в двигатель; 35—передний узел подвески двигателя и смотровой люк; 36—масляный бак; 37—компрессор низкого давления; 38—компрессор высокого давления; 39—отверстие для перепуска воздуха; 40—воздух для противообледенительной системы входа; 41—кольцевая секция камеры сгорания; 42—трехступенчатая турбина; 43—топливопроводы форсажной камеры; 44—цилиндры управления соплом

(8 шт.); 45—отсек вспомогательных агрегатов; 46—генератор переменного тока с приводом постоянных оборотов; 47—титановый экран со штампованными лунками; 48—тормозные щитки с дублированным приводом; 49—руль направления сотовой конструкции; 50—антенна в форме перегородки; 51—конец киля из диэлектрического материала (в 50 и 51 размещены антенны системы опознавания, УКВ станции, всеволновая, направленная и пассивная); 52—обтекатели в соответствии с правилом площадей; 53—указатель нейтрального положения элевона; 54—доступ к приводу внутреннего элевона; 55—привод внешнего элевона; 56—передняя кромка киля с покрытием против эрозии; 57—опора носка крыла; 58—узел крепления носка крыла; 59—крепление штампованного лонжерона длиной 2,4 м; 60—крепление штампованного лонжерона длиной 3,05 м; 61—крепление штампованного лонжерона длиной 4,2 м; 62—корневая часть лонжерона элевона из

титана; 63—силовая нервюра; 64—бортовая нервюра; 65—нервюры; 66—механически обработанный носок крыла; 67—перегородки с сотовым наполнителем; 68—концевые части крыла сотовой конструкции; 69—навигационные огни; 70—задняя кромка сотовой конструкции; 71—концевая кромка носка к концу крыла до точки 71а; 72—топливный отсек № 1 с механически обработанной обшивкой; 73—топливный отсек № 2; 74—смотровые люки для поплавкового и редукционного клапанов; 75—дренаж топливной системы; 76—съемные панели для осмотра топливной системы; 77—главное шасси; 78—ломающийся подкос; 79—гидравлический цилиндр уборки шасси; 80—створка; 81—створки колодцев шасси на фюзеляже; 82—точки подвески самолета; 83—стропы и контейнер тормозного парашюта; 84—основные технологические разъемы—дистанции 217 (5,52 м), 300 (7,62 м), 405 (10,28 м), 443 (11,25 м), 481 (12,2 м) и 643 (16,3 м).

В июне 1954 г. испытания проходили уже четыре опытных самолета, имевших небольшие внешние различия. Одновременно велась подготовка к серийному выпуску истребителей F-102A.

В конце июня 1955 г. первый серийный истребитель YF-102A (фиг. 1) поступил в ВВС США, однако эксплуатация этих самолетов началась только летом 1956 г. К лету 1957 г. фирма «Конвэр» поставила ВВС США уже около 500 самолетов F-102A и была обеспечена заказами на F-102 до июля 1958 г.

Всепогодный истребитель F-102A (фиг. 3, 4) построен по схеме бесхвостки, имеет треугольное крыло с углом стреловидности по передней кромке 60° , с относительной толщиной у корня 5% и на концах 4%. На верхней поверхности крыла ближе к концам установлены перегородки, на задней кромке по всему размаху расположены элевоны. Крыло серийного самолета F-102A значительно отличается от крыла опытного самолета YF-102: форма крыла в плане изменена путем увеличения стреловидности концевых частей, носовым частям крыла примерно на 70% размаха придана коническая кривизна.

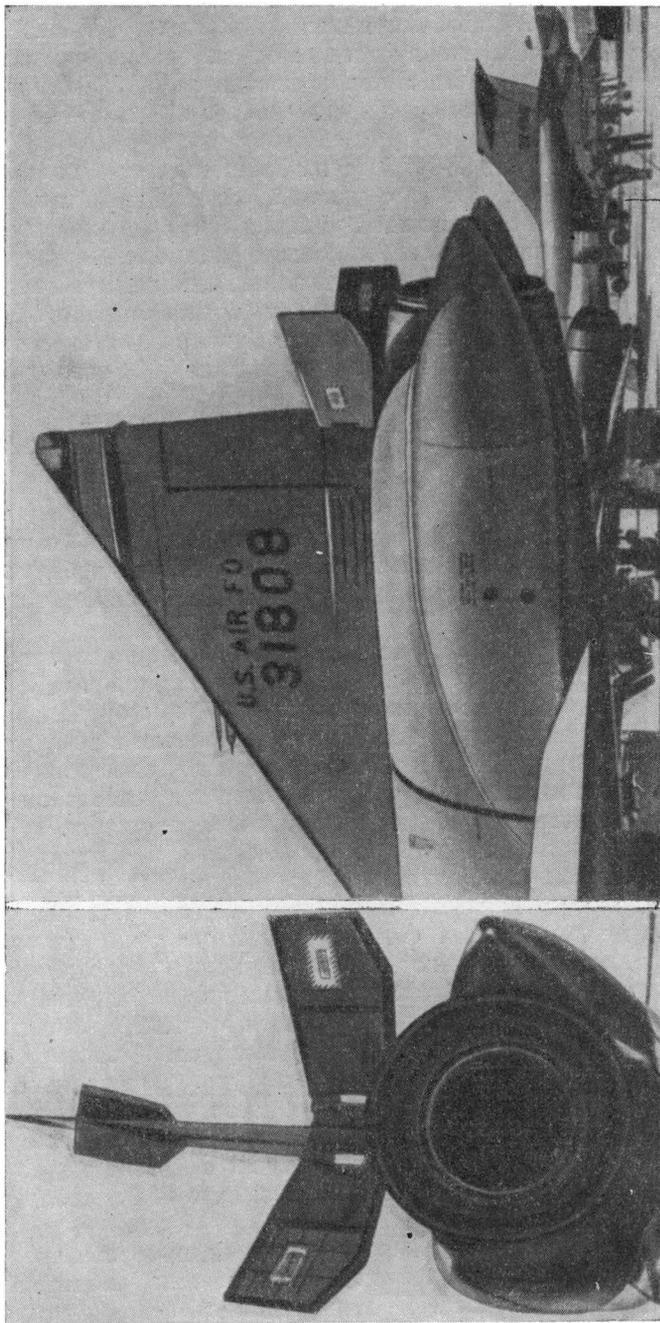
Панели крыла собираются из двух основных подборок, образующих передней и задней баки-отсеки. После окончания работ над этими подборками и нанесения герметика они выдерживаются в печи при температуре 160° .

Вертикальное оперение также имеет треугольную форму со стреловидностью по передней кромке 52° , на конце киля установлены небольшие перегородки, в которых размещены антенны, на задней кромке расположен руль направления.

Управление самолетом бустерное, необратимое; ручка загружается воздушными цилиндрами, в которых создается давление, равное скоростному напору. В систему управления введены демпферы продольных колебаний и рыскания. Малая толщина крыла и киля привели к тому, что детали механизмов управления пришлось вынести за теоретические обводы и поместить в обтекатели; на нижней поверхности крыла эти обтекатели расположены на таком же расстоянии по размаху, как и перегородки.

Фюзеляж подвергся значительным изменениям в процессе доводок самолета. В соответствии с «правилом площадей» в средней части поперечное сечение фюзеляжа уменьшено таким образом, что суммарная площадь поперечного сечения комбинации фюзеляж—крыло плавно изменяется по длине. Это позволило, как сообщают, резко уменьшить сопротивление самолета в околозвуковой области. В частности, если ни один из опытных самолетов не превосходил скорости, соответствующей $M=1,02$, самолеты с модифицированным фюзеляжем легко преодолевают «звуковой барьер». Носовая часть фюзеляжа удлинена и более заострена, для улучшения обзора нос опущен. На хвостовой части фюзеляжа, в области выхлопного сопла двигателя, установлены большие обтекатели (фиг. 5), которые в соответствии с тем же «правилом площадей» должны улучшить обтекание сочленения крыла, фюзеляжа и оперения в этой зоне и повысить «на несколько сотых» значение критического числа M .

Фонарь кабины летчика в поперечных сечениях образован треугольниками. На серийных самолетах площадь остекления увеличена за счет снятия части элементов каркаса. Подвижная часть фонаря откидывается на шарнире назад. Панели козырька состоят из внутреннего слоя отожженного стекла толщиной 12,7 мм, винилового слоя толщиной 3,2 мм и наружного слоя из отожженного стекла толщиной 4,76 мм с токопроводящей пленкой на внутренней поверхности. Запотевание стекла устраняется горячим воздухом, а для предотвращения перегрева установлен термический регулятор. Во избежание бликов носовая часть фюзеляжа перед фонарем



Ф и г. 5. Выхлопное сопло серийного самолета F-102A.

и верхние части воздухозаборников окрашены зеленой неотражающей краской. Носок фюзеляжа покрыт черной краской.

Киль представляет одно целое с конструкцией хвостовой части, поскольку его четыре силовых элемента связаны с рамами фюзеляжа. Под килем размещается контейнер посадочного парашюта.

Компоновка кабины подверглась существенным изменениям по сравнению с самолетами, находящимися в эксплуатации. Например, установленный тактико-техническими требованиями угол наклона спинки кресла 17° оказался неприемлемым: летчики испытывали значительные неудобства при посадке самолета с большим углом атаки, характерным для треугольного крыла. Уменьшение угла наклона спинки до 10° улучшило условия эксплуатации самолета.

Долгое время считалось обязательным наличие подножек на катапультируемом кресле. Анализ ранений, полученных при катапультировании, показал, что очень часто происходят повреждения нижних частей ног. Было установлено, что ранения ног происходили в результате того, что ноги не ставились на подножки, а находились ниже их. Подножки были сняты, передняя часть кресла была сделана плоской, так что к ней можно было прижимать икры ног без повреждения их от ударов. Испытания на тележке, проведенные после этого, подтвердили правильность принятого решения.

Летчик самолета F-102 выполняет полеты в высотном костюме T-1, что ограничивает его подвижность. В соответствии с этими ограничениями приборные доски размещены так, что с ними можно удобно работать в высотном костюме. Рычаги управления, нужные в полете и при выполнении боевых операций, были помещены по бокам от летчика; были приложены все усилия к тому, чтобы убрать рычаги из центра кабины. Однако при переконпоновке кабины необходимо было считаться с привычками летчиков к определенному расположению рычагов. В результате рычаги управления шасси, сектор газа, управление посадочным парашютом, сбрасыванием фонаря, кислородом, топливом, радиосвязью и катапультированием почти не изменили своего обычного положения.

Поскольку фонарь самолета F-102 имеет довольно малый угол между передними гранями, то еще при отработке макета нашли нужным установить вертикальный разделяющий щит. Этот щит разделяет переднюю часть фонаря на две половины, устраняя перекрестное отражение граней, особенно в ночных полетах. Необходимость такого щита была подтверждена летными испытаниями.

Отражения от остекления при красном освещении в кабине потребовали установки довольно большого защитного экрана, подобного до некоторой степени щелевому обтекателю антенны локатора. Экран изготовлен из относительно жесткого пенопласта, усиленного тонким слоем пропитанной стеклоткани. Это делает его достаточно гибким, чтобы не вызвать ранений летчика при катапультировании, когда экран открывается передними кромками проходящего мимо него кресла.

Шасси самолета—трехколесной схемы, все колеса убираются в фюзеляж.

На опытных самолетах устанавливались ТРД Пратт-Уитни J-57-P-11 с форсажными камерами; максимальная тяга двигателя ~ 4500 кг, а с применением форсажной камеры— 6800 кг. На первом серийном F-102A установлен улучшенный ТРД Пратт-Уитни J-57-P-35, дающий взлетную тягу с форсажной камерой до 7800 кг. Самолет рассчитан на установку еще более мощного двигателя Райт J-67 с взлетной тягой без форсажной камеры 6800 кг и с применением форсажа—около $11\,000$ кг, а также ТРД Пратт-Уитни J-75, дающего тягу с форсажной камерой около 9500 кг.

Воздухозаборники двигателя расположены по бокам фюзеляжа и сходятся в общий канал сразу за кабиной летчика. Кромки заборников острые—«сверхзвуковые»; кромка, примыкающая к фюзеляжу, отстоит от его обшивки на несколько сантиметров для отвода пограничного слоя. Форма и размеры воздухозаборников потребовали доводок в процессе испытаний самолета.

На самолете имеется противообледенительная система. Обшивка передних кромок крыла и киля изготовлена из пористой нержавеющей стали и образует канал, по которому циркулирует горячий воздух от компрессора двигателя. Воздух, проходя сквозь поры, обогревает передние кромки более эффективно, чем в обычной системе без применения пористой обшивки.

В целях защиты от коррозии, возникающей при стрельбе управляемыми снарядами «Фолкон», самолет окрашен специальным лаком серого цвета.

На самолете установлена система пожарной сигнализации фирмы «Эдисон», в которой применяется чувствительный к нагреву коаксиальный провод.

Самолет имеет развитую пневматическую систему для привода вспомогательных устройств.

Истребитель F-102A характеризуется высокой степенью автоматизации и вооружением, состоящим из управляемых снарядов, расположенных внутри фюзеляжа, и неуправляемых реактивных снарядов, расположенных в створках, закрывающих отсек с управляемыми снарядами. После взлета и до сближения с целью на расстояние ~ 30 км управление самолетом осуществляется автопилотом Лир L-10 с помощью наземной станции наведения. После этого самолет управляется при посредстве бортовой поисковой установки. На дистанции действительного огня автоматически выпускаются управляемые или неуправляемые реактивные снаряды. Управление самолетом при возвращении на базу производится также с помощью наземной станции. Таким образом, в течение большей части полета для выполнения боевого задания функции летчика сводятся к наблюдению за правильностью работы автоматических устройств, корректировку которых летчик производит только при обнаружении неисправности и в аварийных случаях. Система управления огнем MG-10 имеет вес 770 кг, занимает объем $0,8$ м³ и состоит приблизительно из 100 блоков. Электронное оборудование размещается в переднем, центральном и заднем отсеках фюзеляжа.

Основным вооружением самолета являются управляемые снаряды «воздух—воздух» GAR-1 «Фолкон». Снаряд имеет длину около 1,8 м, вес 50—55 кг, снабжен двигателем твердого топлива, имеющим две ступени работы: первую с тягой 2700 кг и вторую с тягой 45 кг. При запуске ракета развивает ускорение $60 g$ и достигает скорости в конце активного участка полета, соответствующей числу $M=2,8$. Ракета «Фолкон» снабжена радиолокационной головкой самонаведения. Дальность управляемого полета ракеты—6,4 км. Всего самолет F-102A имеет шесть ракет «Фолкон», размещенных на коротких направляющих в отсеке фюзеляжа, закрытом створками. Быстродействующие цилиндры открывают и закрывают створки отсека в течение доли секунды. Тем не менее потребовались значительные доводочные работы, чтобы гарантировать отсутствие вредных последствий запуска реактивных снарядов на конструкцию отсека, работу двигателей самолета или системы управления огнем.

Важнейшей особенностью самолета F-102A является широкое применение в конструкции планера титана и титановых сплавов, а также панелей из алюминиевых сплавов с сотовыми заполнителями.

В печати сообщается, что титан применен для обшивки фюзеляжа, для нервюр, кожухов каналов системы обогрева и вентиляции кабины летчика. Из титановых сплавов изготовлены детали каркаса фюзеляжа и узлы лон-

жеронов крыла. Применение в конструкции планера титана и его сплавов дало экономию в весе 270 кг.

Ряд элементов конструкции самолета изготовлен из панелей с сотовым наполнителем, который крепится к обшивке путем склеивания. К таким элементам относятся законцовка крыла, перегородки на крыле, руль направления, хвостовые части элеронов, створки ниши носового шасси.

Технология производства таких панелей разработана фирмой «Нармко», которая изготавливает указанные части конструкции для самолета F-102. Применение сотового наполнителя дает значительный выигрыш в весе. Так, законцовка крыла, образованная поверхностями с двойной кривизной и имеющая длину около 1,4 м, ширину 0,75 м, толщину у корня 63 мм и на конце 13 мм, весит всего около 8 кг. Вес такой же законцовки обычной клепаной конструкции вдвое больше. Сотовый наполнитель, применяемый для законцовки крыла, изготовлен из алюминиевой фольги толщиной 0,05 мм, расстояние между гранями в ячейке наполнителя составляет 6,35 мм. Листы обшивки толщиной 1 мм приклеиваются к наполнителю при помощи ленты «Нармко-402»; после склейки конструкция выдерживается в течение двух часов в автоклаве при температуре 175° и давлении 4,6 кг/см².

Перегородки на крыле, имеющие длину 0,45 и 2,1 м, изготовлены из обшивки толщиной 0,4 мм из сплава 24ST с сотовым наполнителем. Соты изготовлены из алюминиевой фольги толщиной 0,025 мм и имеют расстояние между гранями 3,2 мм, высота сот составляет около 5,3 мм.

Руль направления имеет длину ~1,4 м, наибольшую хорду 0,75 м и строительную высоту от 76 до 6 мм. Для изготовления сот применена алюминиевая фольга толщиной 0,025 мм, размер между гранями в ячейках равен 3,2 мм. Обшивка руля из сплава 75ST имеет переменную толщину. Клееный руль сотовой конструкции разрушился при 170% расчетной нагрузке, в то время как руль обычной конструкции того же веса разрушился при 140%; жесткость клееного руля оказалась на 50% больше жесткости обычного.

Соты из алюминиевой фольги толщиной 0,025 мм и с размером ячейки 3,2 мм применены также для хвостовых частей элеронов, имеющих длину 1,83—2,44 м и ширину ~0,2 м, и для створки ниши носового колеса шасси размерами 1,37×0,6 м. Наполнитель створки высотой около 50 мм имеет кривую поверхность.

В конструкции перечисленных частей самолета широко применена склейка при помощи клея «Шелл Эпон 8».

При внедрении в производство самолета F-102A был применен новый метод планирования и организации производства. При этом методе исключается изготовление опытной оснастки, опытных самолетов и опытных чертежей. Заказываемые самолеты в течение 1,5—2 лет выпускаются в небольшом количестве и подвергаются за это время тщательным испытаниям, доводке и необходимым изменениям. Испытаниям, проводящимся в процессе доводки, подверглись 52 самолета F-102.

Таким образом, производство самолетов с самого начала ведется на серийной оснастке и по серийным чертежам.

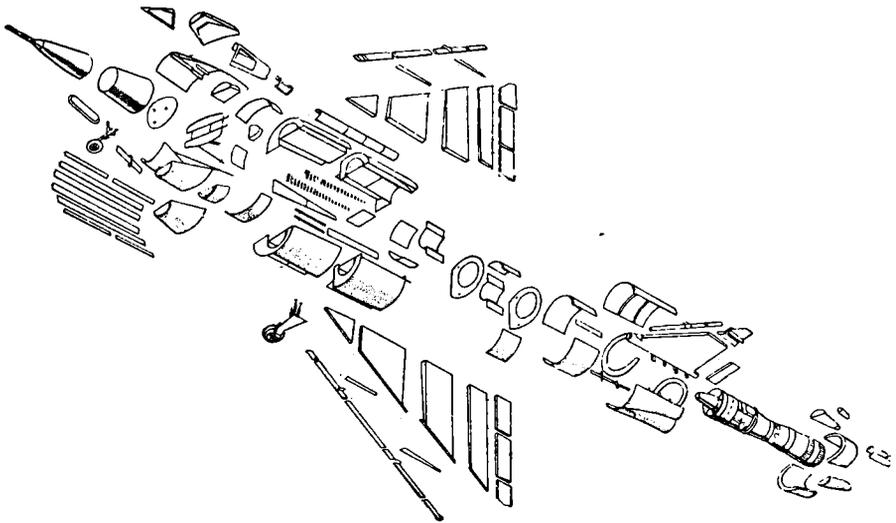
Для применения этого метода самолет F-102 подвергся тщательному конструктивному и технологическому исследованию. Оснастка была запроектирована с учетом возможности ускоренного темпа производства (хотя этот темп в начале производства и не выдерживается), что требует первоначально больших затрат, которые, однако, вполне оправдываются при развертывании массового производства самолетов.

Планер самолета был разбит на части таких размеров, которые обеспечивали максимальную доступность и удобства для сборки и установки раз-

личных видов «начинки». Конфигурация этих частей позволяет широко внедрить автоматические способы соединения деталей (фиг. 6).

Кроме основного варианта истребителя F-102A, фирма «Конвэр» построила двухместный тренировочный вариант самолета, получивший обозначение TF-102A (фиг. 7). Испытания этого самолета были начаты в конце 1955 г.

На самолете TF-102A ВВС США отказались от традиционного размещения летчиков друг за другом и поместили их рядом.



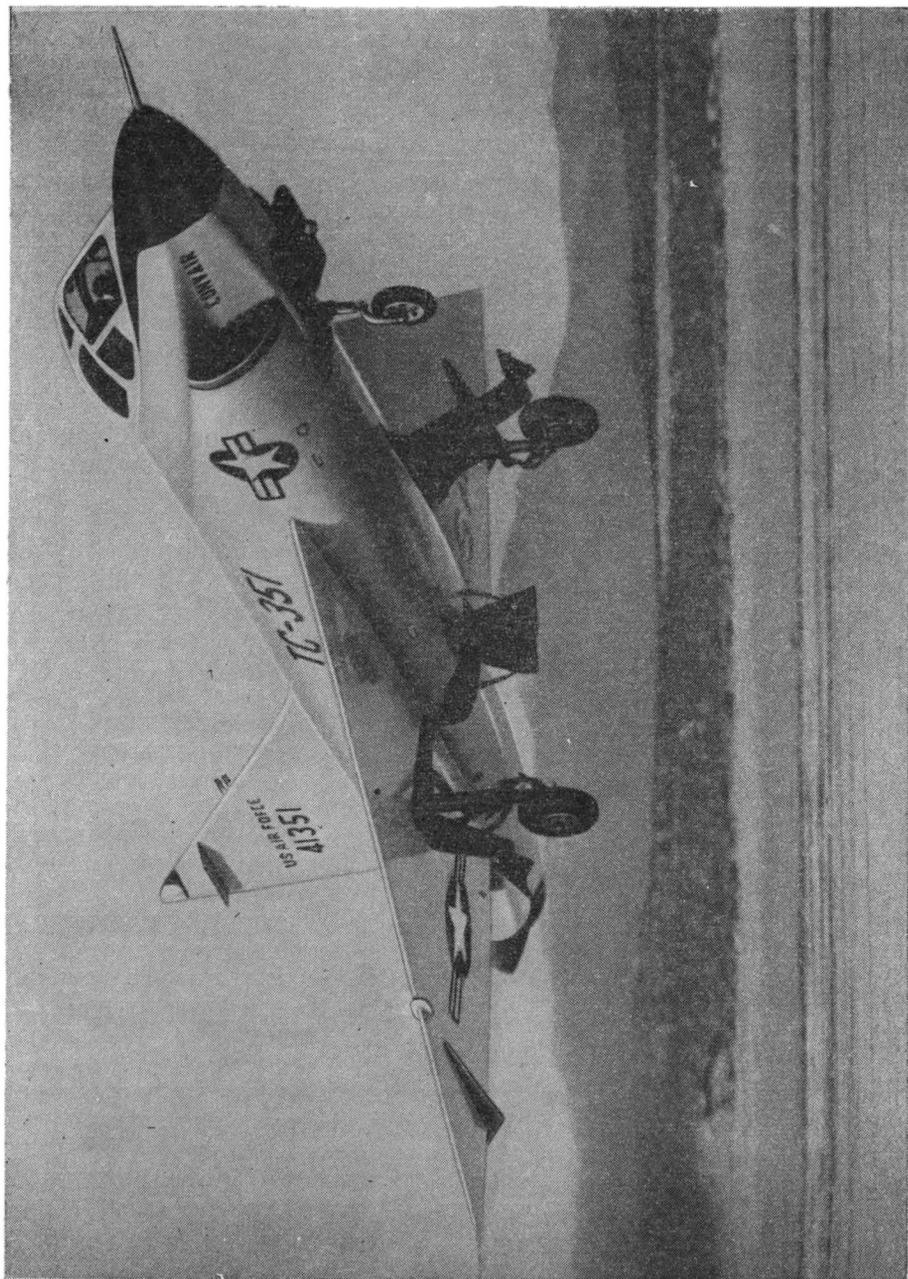
Ф и г. 6. Схема технологического членения самолета F-102A.

При летных испытаниях истребителей TF-102A вначале возникли серьезные проблемы бафтинга в зоне фонаря кабины. При обследовании этого явления в полетах при помощи наклеенных шелковинок было обнаружено, что за фонарем кабины шелковинки отклонялись вперед, по направлению полета. Проблемы бафтинга были решены главным образом путем изменения и упрочнения конструкции фонаря и установкой вихреобразователей для выравнивания потока над верхней его частью.

Несмотря на большие размеры фонаря в связи с размещением рядом с ним летчиков, самолет TF-102A легко переходит от дозвуковой скорости к сверхзвуковой и не требует использования системы стабилизации. Переход через скорость звука осуществляется в полете со снижением под углом 3—5°, и бафтинг при этом не возникает. Бафтинг, и то слабой интенсивности, обнаруживается лишь в зоне $M=0,85—0,86$, но при увеличении числа M вплоть до $M=1,2$ это явление не повторяется.

Система управления самолета TF-102A—гидравлическая, с включенными в нее имитаторами усилий. Для максимального отклонения органов управления требуются большие усилия, что является гарантией против чрезмерного и неожиданного для летчика отклонения поверхностей управления. Система стабилизации самолета относительно трех осей состоит из сервоприммеров, которые включаются и выключаются по желанию летчика.

Обладая очень хорошим обзором и гидравлически управляемой носовой стойкой шасси, самолет легко рулит и управляется от ножной педали руля направления; при рулежке используется режим малого газа, который составляет по оборотам 60% от номинала.



Ф и г. 7. Самолет TF-102A в полете.

При взлете и посадке ось фюзеляжа наклонена под весьма большим углом к горизонту, однако летчик самолета этого не замечает, и ему кажется, что самолет занимает почти горизонтальное положение при взлете и посадке. Причиной такого впечатления является очень хороший обзор из кабины.

При разбеге самолет отрывает переднюю ногу шасси при скорости около 185 км/час, после чего может взлетать. Посадка производится с работающим двигателем со скоростью 230—240 км/час.

Особенности аэродинамики треугольного крыла позволяют самолету выполнять крутые развороты на больших высотах (больше 12 000 м) с меньшими радиусами, чем у самолетов с обычными стреловидными крыльями. Самолет допускает большие перегрузки. Самолеты с увеличенной площадью крыла, проходившие испытания, обладают хорошей маневренностью. При выполнении переворота через крыло самолет с большим килем оказывается очень устойчивым в положениях поворота на 90 и 270°, без тенденции к потере управляемости.

Предполагалось поставить по одному самолету TF-102A на все базы ВВС США, эксплуатирующие истребители F-102A. Тренировочный вариант имеет такие же возможности по вооружению, как и боевой самолет, что позволяет ему полностью выполнять роль истребителя.

Развитием истребителя F-102A является самолет F-106A «Дельта Дарт» (вначале имевший обозначение F-102B) с увеличенной площадью крыла и более мощным ТРД с форсажной камерой Пратт-Уитни J-75, статическая тяга которого равна 6800 кг, а при дожигании — 9500 кг. Установка более мощного двигателя позволила увеличить максимальную скорость полета с $M = 1,5$ до $M = 2$. В связи с большей нагрузкой на крыло посадочная скорость самолета F-106A на 9—10 км/час больше, чем у самолетов F-102A.

В конструкции самолета F-106A применено 18 тяжелых штамповок, увеличены длина и ширина фюзеляжа, концы крыльев и киля обрезаны. Для истребителя F-106A разрабатывается улучшенная система управления огнем, приспособленная для вооружения самолета двумя реактивными снарядами MB-1 «Динг-Донг» с атомным зарядом. Кроме того, предполагается применить новейший вариант снаряда «Фолкон», который можно использовать на очень больших высотах.

Общая сумма заказов на самолеты F-106A на 1 января 1957 г. достигала более 216 млн. долл. Летные испытания первого экземпляра самолета начаты в декабре 1956 г., а в январе 1957 г. был построен второй экземпляр самолета. Сообщают, что на истребителях F-106A достигнуты число $M = 2$ и высота более 19 800 м. Серийный выпуск истребителей F-106A предполагалось начать летом 1957 г.

В апреле 1957 г. фирма «Конвэр» заключила контракт на двухместный вариант нового самолета F-106B, который был начат постройкой еще в 1956 г. На этом самолете кресла расположены не рядом, как на TF-102A, а одно за другим. Такое расположение кресел выбрано в связи с ухудшением характеристик TF-102A, вызванным расширением фюзеляжа при установке кресел рядом.

Сообщается о работах фирмы «Конвэр» над улучшенным вариантом истребителя—F-106C. Для этого самолета выбрана схема «утки» и предполагается достижение скорости, соответствующей числу $M = 2,5$.

Характеристика самолета F-102A

Размах крыла	11,64 м
Длина самолета	20,81 »
Высота	5,53 »
Площадь крыла	~65,0 м ²

Максимальный полетный вес	~14 500 кг
Максимальное число М полета	1,5
Практический потолок	18 000 м
Дальность полета	1 800 км

ЛИТЕРАТУРА

Aero Digest, № 2, II.1955.

Aeroplane, № 2305, 23.IX.1955; № 2337, 15.VI.1956.

Aviation Week, v. 62, № 2, 10.I.1955; № 24, 13.VI.1955; № 26, 27. VI.1955; v. 63, № 21, 21.XI.1955; v. 65, № 14, 1.X.1956.

Flight, № 2419, 3.VI.1955; № 2458, 2.III.1956; № 2517, 19.IV.1957.

ИСТРЕБИТЕЛЬ ЛОКХИД F-104 «СТАРФАЙТЕР»

Серийный многоцелевой истребитель F-104 (фиг.1и2) спроектирован как легкий истребитель тактической авиации, предназначенный для воздушного боя, а также для действий по наземным целям. Он выпускается в одноместном варианте F-104А и двухместном учебно-боевом варианте F-104В.



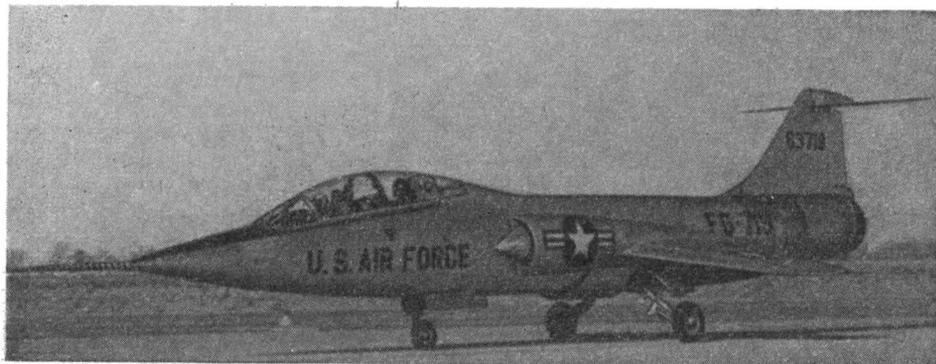
Ф и г. 1. Опытный самолет XF-104 в полете.

Истребитель F-104 рассчитан на максимальную скорость горизонтального полета более 2200 км/час и практический потолок более 20 000 м. Он имеет прямое очень тонкое крыло малого удлинения, длинный фюзеляж с заостренной носовой частью, стреловидное вертикальное оперение, в верхней части которого расположен управляемый стабилизатор без руля высоты.

По заявлению конструктора самолета, прямая форма крыла в плане избрана, исходя из того, что на указанной расчетной скорости лобовое сопротивление прямого тонкого крыла не более, чем у стреловидного или треугольного, но это крыло обладает лучшими несущими свойствами по сравнению с последним.

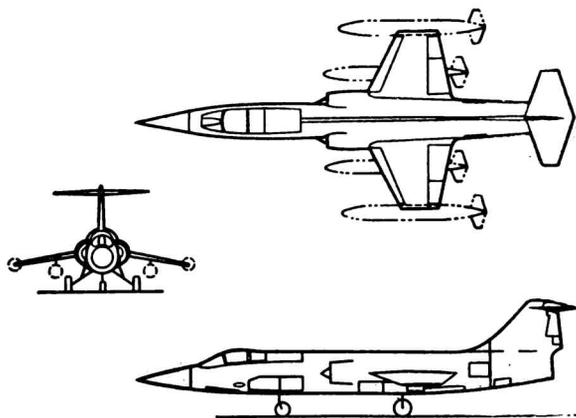
Относительная толщина крыла (отношение толщины профиля к длине хорды) составляет 3,4% (фиг. 3, 4). На конце крыло имеет толщину всего около 5 см при длине хорды 1,5 м. Радиус передней кромки составляет 0,4 мм, задняя кромка—острая, как нож. На кромки крыла для защиты их от коррозии и предупреждения ранения обслуживающего персонала надеваются войлочные чехлы. Такое крыло по необходимости должно быть коротким, и длина консоли составляет всего 2,4 м (размах 6,7 м). Поскольку высота киля примерно равна длине консоли крыла, отклонение

руля направления подобно действию элерона, и для парирования крена крылу придано отрицательное поперечное V порядка 10° . Для улучшения несущих характеристик крыла его носок почти по всему размаху отклоняется вниз на 20° . На задней кромке крыла имеются закрылки со сдувом пограничного слоя.



Ф и г. 2. Серийный самолет F-104A с ТРД J-79.

Такая мощная механизация обеспечивает увеличение максимального коэффициента подъемной силы с 0,65 до 1,3—1,4. По бортам фюзеляжа за крылом расположены воздушные тормоза, а на хвостовой части—посадочный парашют.

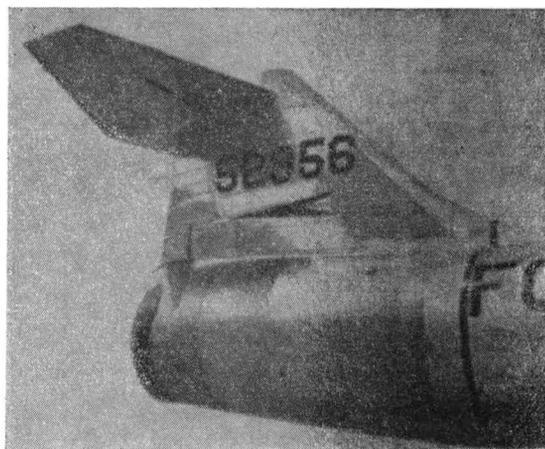


Ф и г. 3. Схема самолета F-104A.

Посадочная скорость самолета составляет 250 км/час, а скорость при заходе на посадку — 370 км/час.

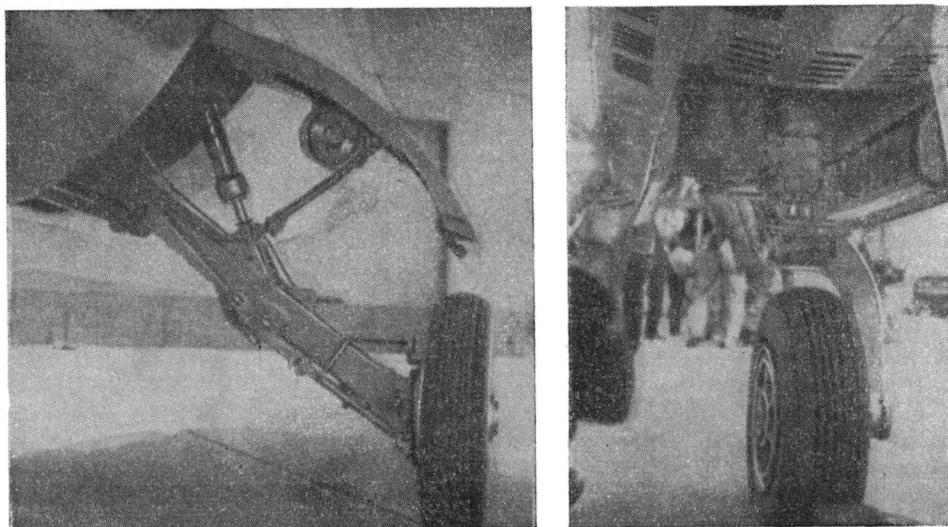
Шасси самолета (фиг. 5) обычной трехколесной схемы. Каждая стойка главного шасси представляет собой консольную балку, подвешенную на косо́й оси на одной из главных рам крепления двигателя. Стойка имеет возможность поворачиваться также относительно горизонтальной оси и отклоняться наружу при посадке. Каждая стойка убирается вперед гидравлическим подъемником в отсек, закрываемый двумя створками, причем задняя створка связана со стойкой. Передняя управляемая стойка убирается также

вперед в негерметический отсек, закрываемый двумя створками. Посадочные и рулежные фары установлены на передней стойке и на внутренних сторонах створок люков главного шасси.



Ф и г. 4. Хвостовое оперение самолета F-104A. Выхлопное сопло закрыто чехлом.

Геометрия шасси истребителя F-104A характерна для сверхзвукового самолета, тонкое крыло которого заставляет конструктора крепить шасси непосредственно на фюзеляже; это в свою очередь оказывает влияние на

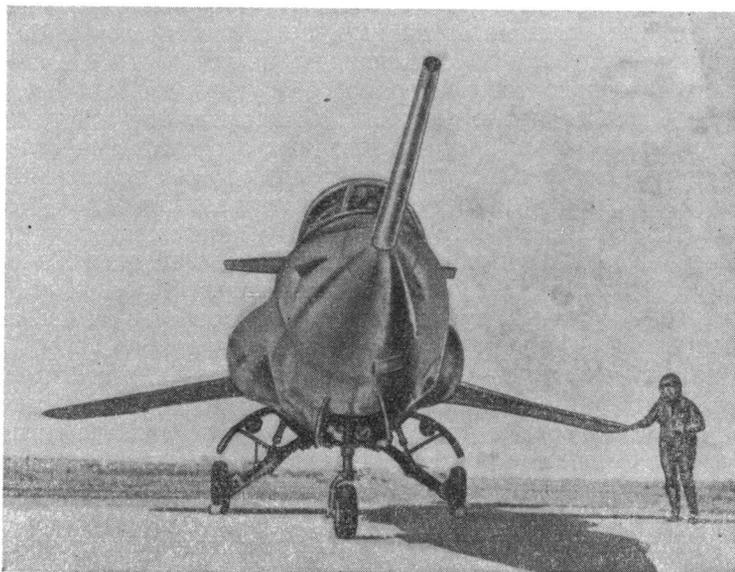


Ф и г. 5. Шасси самолета F-104.

амортизатор и механизм уборки. Поскольку колеса главного шасси убираются плашмя в фюзеляж, требуется резкое уменьшение занимаемого амортизатором места и хода амортизатора (фиг. 6). Одной из особенностей главного шасси являются чрезвычайно малые размеры амортизационных стоек по сравнению с массивными консольными балками, несущими колеса.

В амортизационных стойках, разработанных английской фирмой «Доуги» и изготовленных по лицензии в США, использован принцип сжимаемости жидкости. Каждая стойка представляет собой толстостенный цилиндр небольшого диаметра с малым ходом штока; рабочее давление в стойке составляет 3500 кг/см^2 .

Сообщение о том, что давление в пневматиках колес достигает 20 кг/см^2 , указывает на потребность в прочных бетонных ВПП, длина которых должна превышать 1800—2000 м.



Ф и г. 6. Вид спереди на самолет F-104. В обтекателе на левом борту установлена шестиствольная пушка Т-171.

Нормальный полетный вес самолета равен 7700 кг , максимальный — 8700 кг , а в перегоночном варианте — около $10\,000 \text{ кг}$. При площади крыла 18 м^2 нагрузка на крыло в нормальном варианте составляет 430 кг/м^2 .

F-104—первый за рубежом истребитель, у которого применена система катапультирования летчика вниз. При нажатии на рычаг катапультирования система автоматически выполняет следующие операции:

а) сбрасывается давление в кабине и ручка управления отклоняется вперед, чтобы не мешать катапультированию;

б) плечевые ремни запираются, ноги летчика притягиваются к туловищу;

в) взрывной заряд сбрасывает крышку аварийного люка и катапультирует сиденье с летчиком вниз в сторону.

Фирма рекламирует эту систему как более надежную, чем катапультирование вверх или применение катапультируемой капсулы. Однако катапультирование вниз затрудняет спасение на малых высотах, поскольку в этом случае единственным средством является катапультирование с предварительным поворотом самолета на спину, что не всегда возможно в аварийных условиях.

Система катапультирования кресла вниз имеет немного больший вес, чем система катапультирования вверх, но она дает в общем экономию веса из-за более простой и легкой конструкции фонаря, для которого не преду-

считается автоматическое сбрасывание. Фонарь кабины на самолете F-104 открывается в сторону и служит для входа в кабину и выхода из нее. Автоматически сбрасываемый фонарь весил бы в 2,5—4 раза больше, чем открываемый вручную.

Дополнительным преимуществом принятой схемы является улучшение наземного обслуживания самолета; крышка люка катапультирования может быть снята, и кресло опускается вниз, обеспечивая место для работы стоя.

Требованиям обслуживания было уделено особое внимание. Примером может служить новая «блочная» электронная система. Фактически все радиооборудование и «рабочее» электронное оборудование представляют собой легкоъемные, взаимно связанные, но самостоятельные блоки. Отдельные блоки можно быстро устанавливать на место или снимать, с тем чтобы оставалось только то электронное оборудование, которые действительно нужно для выполнения конкретного задания. Еще одним примером является группировка всех централизованных агрегатов гидросистемы на внутренней стороне большой крышки люка под отсеком двигателя. Этот же люк обеспечивает свободный доступ к агрегатам двигателя.

Силовая установка самолета состоит из турбореактивного двигателя J-79 с форсажной камерой. Сухой вес двигателя составляет 1500 кг, а диаметр — 800 мм. Он имеет 17-ступенчатый осевой компрессор; первые 7 ступеней статора имеют поворотные лопатки, обеспечивающие оптимальные условия при всех режимах работы двигателя. Степень повышения давления в компрессоре — 10. В статических условиях двигатель развивает тягу 5700 кг, которая при форсировании дожиганием увеличивается до 7200 кг. Следует отметить, что в полете на высоте падение тяги компенсируется за счет скоростного напора. При работе двигателя с дожиганием на высоте 11 000 м при скорости 2000 км/час он развивает такую же тягу, как и на земле, т. е. 7200 кг.

Максимальное использование скоростного напора обеспечивается на самолете F-104 применением боковых входов в двигатель с так называемой регулируемой геометрией.

Двигатель истребителя имеет двухскачковый входной диффузор ковшевого типа с внутренним полуконусом. Внешние обводы корпуса диффузора сужаются по направлению к его задней части. Это объясняется тем, что внутри него имеется обратный полуконус. Сечения тракта имеют увеличивающиеся площади для замедления скорости воздушного потока и увеличения давления.

Центральный полуконус обеспечивает возникновение системы скачков для перевода сверхзвуковой скорости потока в околозвуковую. Положение полуконуса относительно передней кромки полукольцевого воздухозаборника должно быть таким, чтобы ударная волна не касалась ее. Угол ударной волны с увеличением скорости уменьшается, и поэтому для получения наилучшего к. п. д. конус автоматически выдвигается вперед по мере возрастания скорости. Коническая форма выбрана в связи с необходимостью получения плавного потока за скачком в полукольцевом воздухозаборнике, внутри которого возникает второй, прямой скачок уплотнения.

Конструкция полуконического воздухозаборника дополнительно усложнена ввиду наличия пограничного слоя на фюзеляже самолета. Для устранения влияния пограничного слоя на формирование ударной волны и протекание воздуха по тракту воздухозаборник установлен примерно на расстоянии 50 мм от стенки фюзеляжа, что обеспечивает слив пограничного слоя.

Запас топлива самолета размещен в фюзеляже за кабиной летчика. Создается впечатление, что вся часть фюзеляжа, расположенная за кабиной, является топливным баком, в котором проходят герметические воз-

душные каналы и кожухи форсажной камеры. В иностранной печати запас топлива на F-104 оценивается величиной порядка 1700 л. Кроме того, на концах крыла могут быть подвешены топливные баки по 750 л каждый, предусмотрена также подвеска двух баков на пилонах под крылом. Нормальная дальность составляет, вероятно, до 700 км, с двумя подвесными баками — до 1300, а с четырьмя — до 1600 км (в некоторых источниках перегоночная дальность определяется в 2500 км).

По сообщению журнала «Авиэйши уик», самолет вооружен одной шестиствольной пушкой T-171 калибра 20 мм, установленной в носовой части фюзеляжа снизу. Стволы соединены в блок, который приводится во вращение от внешнего привода (электрического или гидравлического). Каждый ствол имеет свой затвор. Выстрел производится из ствола, занимающего крайнее верхнее положение; досылание патрона и извлечение стреляной гильзы производятся, когда ствол находится в других положениях. Скорострельность пушки — 7000 выстрелов в минуту. Боезапас рассчитан на 5 сек. непрерывного огня.

По сообщению журнала «Авиэйшн эйдж», самолет оборудован системой управления огнем MA-10, включающей инфракрасный визир с преобразователем изображения, оптический прицел со счетно-решающим устройством и радиодальномер. На всепогодном варианте самолета предусмотрена установка обзорного радиолокатора.

На самолете F-104 для действий по наземным целям предусмотрена подвеска бомб, в том числе атомной бомбы. По сообщению журнала «Авиэйшн эйдж», самолет имеет оборудование, обеспечивающее прицельное автоматическое сбрасывание бомб на малой высоте с кабрирования.

Важной особенностью оборудования F-104, характерной для многих современных самолетов, является установка трехосного автомата устойчивости, работающего в течение всего полета и препятствующего колебаниям самолета относительно траектории полета на больших скоростях.

Датчиком автомата служит малогабаритный гироскоп, сигналы которого преобразуются в электромагнитные импульсы, воздействующие на рулевые машинки и через них — на рули самолета. Вес автомата около 8 кг.

Система управления самолета является довольно обычной. Моменты инерции относительно осей Y и Z у сверхзвукового самолета обычно значительно превышают момент инерции относительно оси X , что приводит к неблагоприятному соотношению угловых скоростей самолета. Благодаря исследованиям, проведенным по этому вопросу фирмой «Норт-Америкен» (в связи с катастрофой самолета F-100), фирма «Локхид» имела возможность значительно упростить необходимые расчеты.

Поперечное управление осуществляется короткими неразрезными элеронами с большой хордой, которые не имеют триммеров и отклоняются с помощью гидроусилителей. Продольное управление обеспечивается управляемым стабилизатором с осью вращения на 50% средней хорды, установленным почти на конце киля. В таком положении стабилизатор образует полезную концевую шайбу, и фирма «Локхид» считает, что эффективность киля у истребителя F-104 приблизительно вдвое больше, чем у других истребителей (при равной площади). Конструктивные проблемы хвостового оперения были трудными, но при любой другой компоновке горизонтальное оперение попадало бы в пульсирующий скошенный поток за крылом и в область скачков уплотнения (фиг. 4).

В системе управления стабилизатором, рулем направления и элеронами применены гидроусилители, которые обслуживаются двумя независимыми гидросистемами. При отказе двигателя привод гидроагрегатов осуществляется от выпускаемой в поток специальной воздушной турбины.

При выходе из строя этих двух систем, например, при отказе двигателя, включается аварийный гидравлический насос, который приводится от генератора, автономного от двигателя. Аварийная воздушная турбина для привода этого генератора, работающая от скоростного напора, установлена на правом борту фюзеляжа, впереди и ниже воздухозаборника, и может выдвигаться в поток.

Конструкция самолета проработана с точки зрения дешевизны и скорости производства. Крыло изготовлено из верхней и нижней половин, соединенных болтами. Строительная высота крыла в корневом сечении составляет менее 100 мм при длине хорды почти 2,7 м. Большая часть конструкции крыла изготовлена из стали не только из-за кинетического нагрева, но и потому, что в конструкции из легких сплавов большая часть сечения панелей была бы расположена близко к нейтральной оси сечения крыла. В настоящее время на самолете применяется около 2% титана, главным образом в месте расположения выхлопной трубы, но количество его будет увеличиваться, как только этот металл станет более надежным; сделана попытка применить новые алюминиевые сплавы для решения тепловых проблем.

В связи с кинетическим нагревом при большой скорости полета на самолете F-104 оказалось возможным отказаться от установки противобледенительной системы.

Поверхности управления и створки люков имеют обычную конструкцию с наполнителем из пенопласта, но, по данным фирмы, эти конструкции недостаточно надежны, так как «клей плавится».

Фирма утверждает, что стоимость каркаса F-104 приблизительно вдвое меньше, чем у самолетов соответствующего класса, частично из-за того, что он в два раза легче.

В 1953 г. фирма получила заказы на 17 опытных самолетов F-104, из которых каждый последующий отличался от предыдущего небольшими улучшениями. Первый опытный экземпляр F-104 с двигателем Кертис Райт J-65, имеющим тягу 5000 кг, был перевезен на базу Эдвардса в начале 1954 г. и 7 февраля 1954 г. совершил первый полет. Этот самолет, имеющий обозначение XF-104, выполнил более 300 экспериментальных полетов; общая продолжительность полетов на всех 17 опытных самолетах составляет много сотен часов. Постепенное развертывание серийного производства началось в 1956 г.

Летные испытания были связаны с рядом происшествий и катастроф как опытных, так и серийных самолетов.

Осенью 1956 г. сообщалось, что истребитель F-104А летал со значительно большими скоростями, чем его «наивыгоднейшая эксплуатационная скорость, соответствующая $M=2,5$ », в результате чего вышел из строя компрессор двигателя. Предполагалось, что самолет превзошел $M=2,8$.

В мае 1957 г. поступили сообщения о том, что конструктивные и аэродинамические трудности при доводках самолетов F-104А заставили приостановить серийное производство. Два самолета, полностью оборудованных для испытаний систем вооружения, погибли в первую неделю мая. Высказывались опасения, что поступление истребителей F-104А в эксплуатацию задержится по крайней мере на шесть месяцев против ранее намеченного срока — июня 1957 г.

В январе 1957 г. начались летные испытания двухместного учебно-боевого варианта истребителя «Старфайтер» — F-104В. Двухместный истребитель F-104В имеет такие же размеры, как и F-104А. Летчики размещены друг за другом, в связи с чем фонарь кабины удлинился. Характеристики самолета почти не изменились, и его можно использовать как двухместный тактический истребитель или тренировочный самолет. На некото-

рых самолетах F-104B устанавливается небольшая вертикальная поверхность под хвостовой частью фюзеляжа для увеличения путевой устойчивости при больших числах М.

Характеристика самолета F-104A

Размах крыла без концевых баков	6,66 м
Длина самолета	~16,70 м
Высота	~4,1 м
Площадь крыла	~18,0 м ²
Площадь стабилизатора	4,24 м ²
Площадь киля	3,82 м ²
Нормальный полетный вес	7 700 кг
Максимальный полетный вес (с 4 подвесными баками)	10 000 кг
Максимальная скорость при горизон- тальном полете и при наборе с углом 20°	2 200—2 400 км/час
Практический потолок	24 000 м

ЛИТЕРАТУРА

Aero Digest, v. 72, № 6, 1956.

Aeroplane, № 2356, 26.X.1956; № 2357, 2.XI.1956; № 2630, 23.II.1956; № 2385, 17.V.1957.

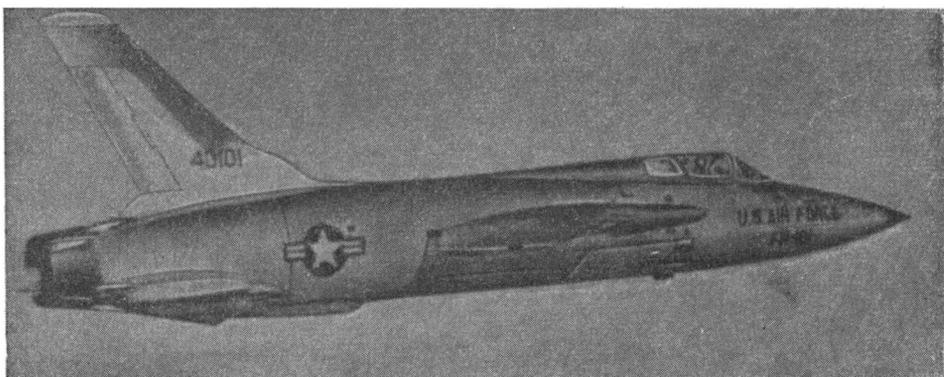
Air Pictorial and Air Reserve Gasette, v. 18, № 5, 1956; v. 18, № 7, 1956.

American Aviation, v. 19, № 25, 7.V; № 26, 21.V.1956; v. 20, № 7, 27.VIII.1956.

Flight, № 2445, 2.XII.1955; № 2435, 27.I.1956; № 2460, 16.III.1956; № 2465, 20.IV.1956; № 2466, 27.IV.1956; № 2469, 18.V.1956; № 2488, 28.IX.1956; № 2490, 12.X.1956.

ИСТРЕБИТЕЛЬ-БОМБАРДИРОВЩИК РИПАБЛИК F-105 «ТАНДЕРЧИФ»

Сверхзвуковой истребитель-бомбардировщик Рипаблик F-105 (фиг. 1) — одноместный самолет нормальной схемы, имеет очень тонкое стреловидное крыло малого удлинения с размахом 12,2 м и длинный цилиндрический фюзеляж с острой носовой частью, спроектированный в соответствии с «правилом площадей». Горизонтальное оперение без руля высоты расположено



Ф и г. 1. Истребитель-бомбардировщик Рипаблик F-105В.

ниже крыла. Поперечное управление осуществляется с помощью спойлеров. Оба колеса главного шасси убираются в корневые части крыла. Носовое колесо с бескамерным пневматиком.

Силовая установка состоит из одного ТРД Пратт-Уитни J-75 с тягой 6800 кг без форсажной камеры и 9500 кг с форсажной камерой. Воздухозаборники двигателя расположены в корневых частях крыла и снабжены подвижными клиньями с гидравлическим приводом, обеспечивающими желаемый наклон скачков уплотнения. Из-за малой толщины крыла все топливо размещено в фюзеляже.

Носовая часть фюзеляжа съемная, и в ней в зависимости от назначения самолета могут размещаться радиолокационное оборудование, фотооборудование или различное вооружение.

Самолет F-105 спроектирован в пяти вариантах: истребитель-бомбардировщик, фоторазведчик, маловысотный истребитель, высотный истребитель и учебно-тренировочный истребитель.

Истребитель F-105В с ТРД J-75 рассчитан на максимальное число М не менее двух, дальность полета самолета должна превышать 3200 км. По оценкам наблюдателей, максимальная скорость первых опытных самолетов F-105А с ТРД J-57 составляет 1370—1600 км/час.

Самолет вооружен шестиствольной пушкой калибра 20 мм и рассчитан на подвеску атомных бомб и других видов вооружения (обычных бомб, ра-

кетных снарядов и др.). Боевая нагрузка общим весом до 3640 кг подвешивается как внутри фюзеляжа, так и на двух держателях под крылом.

Предположительно полный вес самолета составляет не менее 18 т.

Летные испытания первого опытного самолета начались в октябре 1955 г. К концу 1956 г. летные испытания проходило уже шесть самолетов F-105, в том числе два самолета модификации F-105В.

Самолет F-105 уже заказан в большом количестве. По плану серийное производство должно развернуться в конце 1958 г.

ЛИТЕРАТУРА

American Aviation, v. 19, № 10, 10. X. 1955; v. 19, № 11, 24. X. 1955; v. 20, № 18, 28. I. 1957; v. 20, № 20, № 21, 11. III. 1957; v. 20, № 18, 28. VII. 1957.

Flight, № 2453, 27. I. 1956; № 2458, 2. III. 1956; № 2495, 16. II. 1956.

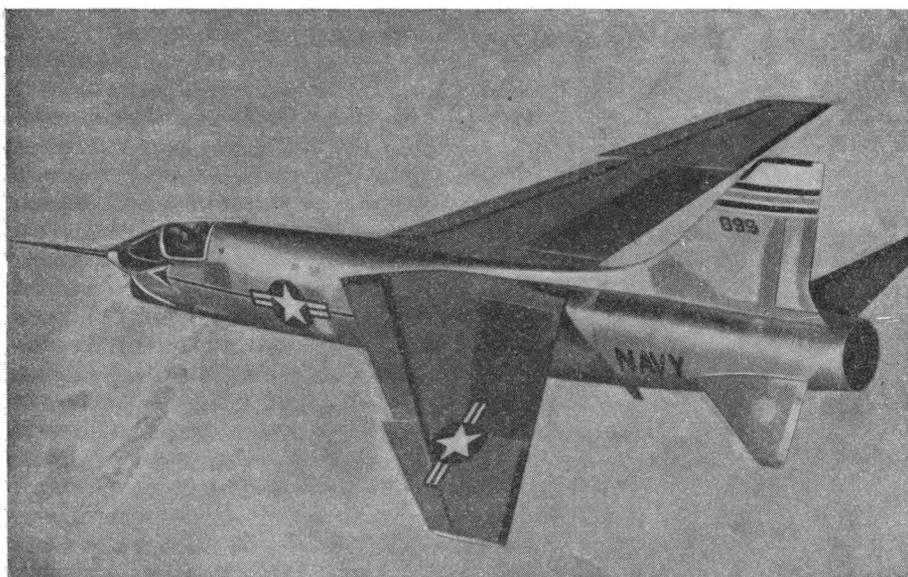
Flugwehr und Technik, № 3, 1956.

Flugwelt, I. 1956.

Interavia Air Letter, № 3598, 7. XI. 1956; № 3613, 28. XI. 1956; № 3654, 30. I. 1957; № 3696, 29. III. 1957.

ПАЛУБНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ ЧАНС-ВОУТ F8U-1 «КРУЗЭЙДЕР»

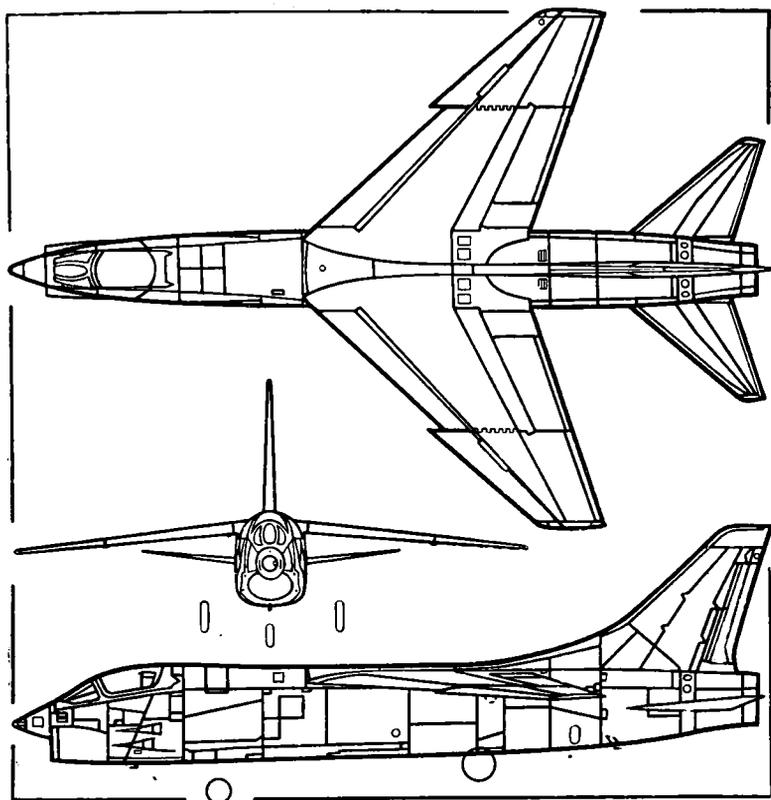
Проектирование самолета F8U было начато в 1953 г., когда фирма «Чанс-Воут» заняла первое место в конкурсе на эскизный проект сверхзвукового палубного истребителя, проведенном ВВС военно-морского флота США. Опытный самолет XF8U поднялся в воздух в марте 1955 г., а в сентябре того же года начались летные испытания серийного самолета F8U-1. В марте 1957 г. палубные истребители F8U-1 «Крузэйдер» (фиг. 1) начали поступать в эксплуатацию.



Ф и г. 1. Истребитель F8U-1. Крыло установлено в крейсерское положение.

Аэродинамическая компоновка самолета F8U-1 (фиг. 2) соответствует «правилу площадей», которое было хорошо известно фирме, когда она приступила к проектированию самолета. Самолет имеет крыло с относительной толщиной около 5% и небольшим удлинением. Угол стреловидности по передней кромке составляет около 48° . Крыло имеет высокое расположение и отрицательное поперечное V. Носки концевых частей крыла вытянуты вперед и имеют уступы на передних кромках в виде «зуба». Образующиеся на уступах вихри, параллельные хорде крыла, устраняют необходимость в установке перегородок. По всему размаху крыло снабжено опускающейся передней кромкой. На задней кромке внутренней части крыла установлены зависающие элероны и закрылки. Концевые части крыла, как у большинства палубных самолетов, складываются вверх; их задние кромки не имеют никаких поверхностей управления.

Особенностью крыла является возможность установки его в двух положениях: крейсерском и взлетно-посадочном. В режиме полета с крейсерской и максимальной скоростями крыло занимает нормальное положение. Для полета с малыми индикаторными скоростями оно поворачивается на положительный угол около 10° . Носки крыла при этом опускаются. Поворот крыла позволяет выполнять посадку и взлет при почти горизонтальном положении фюзеляжа, вследствие чего значительно уменьшается потребная высота шасси. Кроме того, благодаря малому наклону оси фюзеляжа при



Ф и г. 2. Схема истребителя F8U-1.

взлете и посадке удалось применить фонарь кабины, который почти не выступает из обводов фюзеляжа и обладает весьма малым сопротивлением без ущерба для обзора вперед и вниз, очень важного для посадки на палубу авианосца. С целью улучшения обзора фонарь спереди срезан под большим углом, а носовая часть фюзеляжа заострена и опущена. Кроме взлета и посадки, поворот крыла используется при заправке от самолетов-заправщиков с поршневыми двигателями.

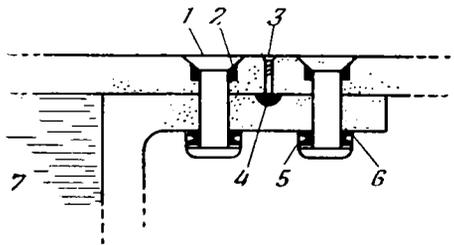
Крыло имеет многолонжеронную конструкцию. Центроплан соединен с фюзеляжем при помощи двух шарниров на заднем лонжероне. На правой стороне переднего лонжерона центроплана установлен универсальный шарнир крепления гидравлического подъемника для поворота крыла.

Корневые части крыла представляют собой герметические топливные отсеки (фиг. 3). Герметичность отсеков обеспечивается при помощи специальных герметических заклепок и прокладок (фиг. 4). Все стенки и нервюры имеют полукруглые канавки радиусом 3,2 мм, прилегающие к обшивке.

Канавки заполняются герметиком под большим давлением через отверстия в обшивке, расположенные с шагом 75 мм, после чего отверстия заглушаются самонарезающими винтами. Топливо заливается также и в концевые части крыла.

Складывание концевых частей крыла осуществляется подъемниками, снабженными замками. При длительном хранении самолета концевые части дополнительно стопорятся вручную.

Опускающиеся носки крыла состоят из двух независимых секций с каждой стороны и отклоняются при помощи гидравлических цилиндров.



Ф и г. 4. Схема герметического заклепочного шва.

1—герметическая заклепка с кольцевым уплотнением; 2—кольцевая прокладка; 3—заглушка в отверстии для заправки герметика; 4—герметик PR-702; 5—алюминиевая шайба; 6—уплотняющая шайба; 7—топливо.

Все четыре гидравлических цилиндра установлены параллельно передним кромкам крыла.

Фюзеляж овального поперечного сечения с плоскими бортами, переходящего в хвостовой части в круглое. Максимальная высота—1,9 м, ширина—1,6 м. Рамы и перегородки фюзеляжа имеют большую толщину и отштампованы из двух половин, состыкованных по продольной оси. По днищу проходит мощная килевая балка, имеющая прессованные лонжероны и вертикальную стенку с элементами жесткости. В нижней части центральной

секции фюзеляжа расположены колодцы для убирания шасси и блок для неуправляемых реактивных снарядов. Остальной объем занят мягкими топливными баками и каналом воздухозаборника, имеющим круглое сечение. На днище блока для реактивных снарядов установлены воздушный тормоз с углом отклонения 55° и упор для взлета с катапульты.

Носовая часть фюзеляжа представляет собой герметическую кабину летчика, под которой расположен канал воздухозаборника. В кабине установлено катапультируемое кресло упрощенной конструкции, разработанное фирмой «Чанс-Воут», вес которого составляет всего 13,6 кг. Кабина закрыта откидывающимся фонарем, каркас которого собирается из четырех отливок из магниевого сплава: козырька, откидной части с узлами, правой и левой рам коробчатого сечения с бобышками для замков.

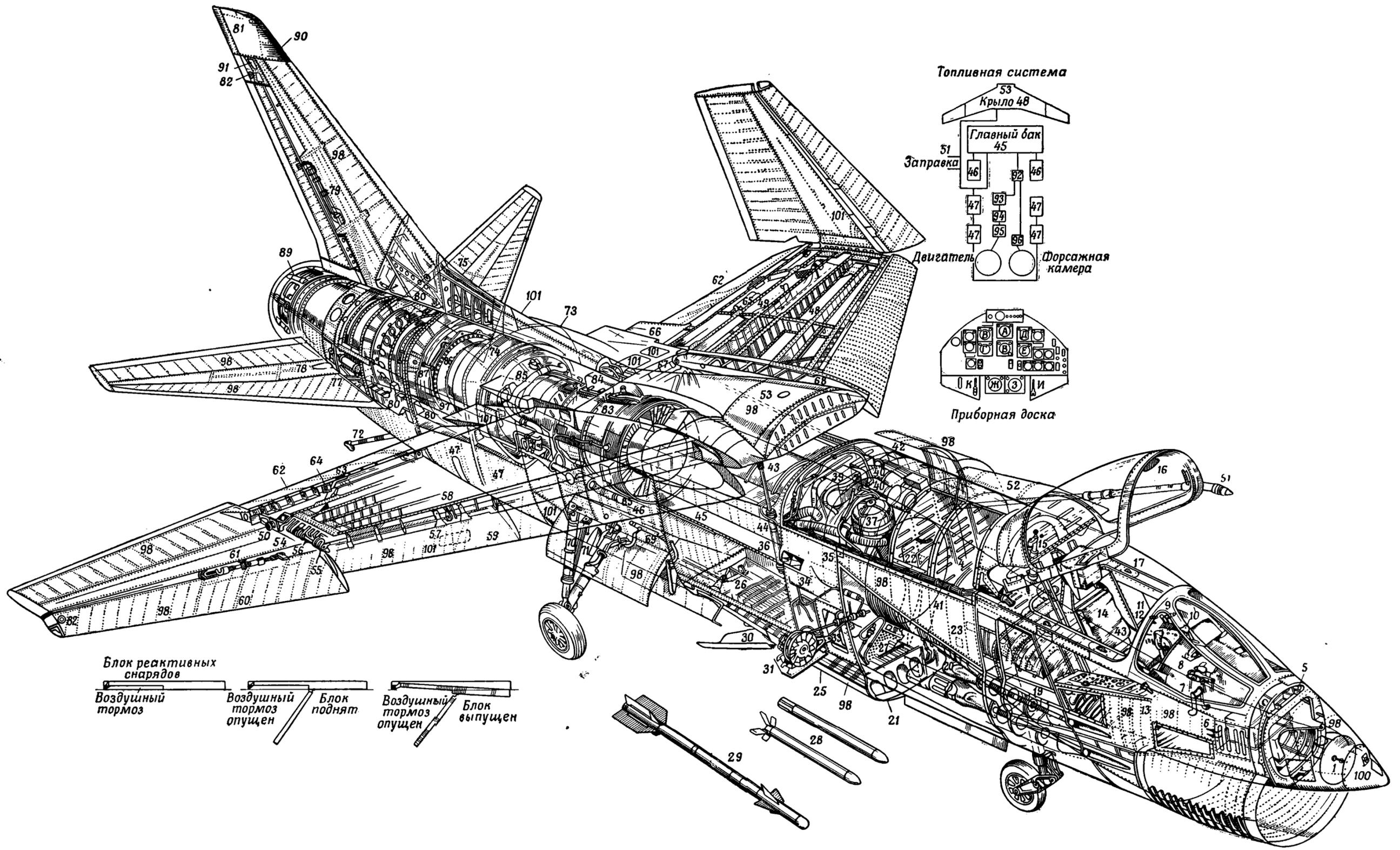
Вход воздухозаборника представляет собой одну прецизионную отливку из легкого сплава, имеющую внутренние элементы жесткости. За кабиной летчика канал поднимается вверх и идет к двигателю вдоль продольной оси самолета.

Хвостовая часть фюзеляжа занята двигателем и изготовлена в основном из титановых сплавов. В результате работ, проведенных фирмой «Чанс-Воут», освоена точечная сварка титановой обшивки, применение которой значительно уменьшило вес. В варианте фоторазведчика F8U-1P в нижней части фюзеляжа размещается фотографическое оборудование.

На нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа установлен посадочный гак. На самолетах последней серии под оперением устанавливаются две стабилизирующие наклонные поверхности.

Оперение самолета состоит из неподвижного кия с рулем поворота и двух независимых поворотных поверхностей горизонтального оперения. Обеспечена возможность быстрой замены механизма гидропривода горизонтального оперения.

Шасси самолета с носовым колесом имеют небольшие размеры благодаря применению поворотного крыла. Пневматики шасси бескамерного



Ф и г. 3. Компонентная схема истребителя F8U-1.

1—антенна радиолокатора, носовой кок откидывается на петлях для доступа к антенне; 2—датчик угла атаки; 3—радиолокационное и электронное оборудование; 4—отсек электронного оборудования; 5—шарниры подвески носового кока; 6—выход воздуха, охлаждающего радиолокационное оборудование; 7—качающиеся педали руля направления; 8—регулировка педалей; 9—выключатель поворота крыла; 10—приборный пульт на левом борту; 11—стопор поворота крыла; 12—аварийный выпуск шасси; 13—выключатель посадочного гака; 14—катапультируемое кресло; 15—подъемник фонаря; 16—три зеркала для обзора назад; 17—замки фонаря; 18—продув пушечного отсека; 19—цапфа ствола пушек; 20—четыре пушки калибра 20 мм; 21—отверстия для выхода воздуха, продувающего пушечный отсек; 22—снарядные ящики; 23—отверстия статического давления; 24—направляющие для неуправляемых реактивных снарядов; 25—блок реактивных снарядов, подвешенный сзади на шарнирах; 26—шарниры блока; 27—теплообменник; 28—неуправляемые снаряды со складывающимся оперением; 29—управляемый снаряд «Сайдундер», подвешиваемый снаружи; 30—воздушный тормоз; 31—аварийная воздушная турбина фирмы «Марквардт»; 32—цилиндр выпуска аварийной турбины в поток; 33—люк расходного бака гидросмеси и антенны ARN-14; 34—расходный бак гидросмеси; 35—такальная точка; 36—килевая балка с упором для катапульти-

ного взлета; 37—газификатор жидкого кислорода; 38—воздухопроводы с теплоизоляцией; 39—агрегат кондиционирования воздуха в кабине; 40—воздухопроводы; 41—жгуты электропроводки; 42—выход воздуха; 43—канал воздухозаборника; 44—цилиндр поворота крыла с замком; 45—главный топливный отсек, является расходным баком, имеет пол треугольного профиля, снабжен насосами: основным, аварийным и подачи топлива при полете на спине, а также топливомером; 46—средний топливный отсек на правом борту; 47—отсеки задней топливной группы; питают главный отсек при помощи насоса, установленного сзади на левом борту; 48—крыло; 49—топливопроводы; 50—передача топлива через шарнир крыла; 51—заправочная штанга в выпущенном положении; 52—створка отсека заправочной штанги; 53—топливный бак в центроплане; 54—привод складывания крыла; 55—проушины стопоров; 56—грабчатый стык крыла; 57—кронштейны опускающегося носка; 58—узел крепления привода опускающегося носка; 59—опускающийся носок; 60—опускающийся носок концевой части крыла; 61—цилиндр опускания носка; 62—зависающий элерон; 63—узел крепления привода элерона; 64—шарниры элерона; 65—приводы элерона; 66—закрылок; 67—точка подвески и поворота крыла; 68—кованая бортовая нервюра; 69—механизм открывания створок люка шасси; 70—амортизационная стойка шасси; 71—подкос шасси

и цилиндр уборки; 72—посадочный гак (выпущен частично); 73—съемная задняя часть фюзеляжа для доступа к двигателю; 74—жалюзи для выхода воздуха; 75—электрожгут в форкиле; 76—проводка управления в форкиле; 77—механизм поворота горизонтального оперения; 78—горизонтальное оперение, полный угол поворота 17°; 79—цилиндр поворота руля направления; 80—магистраль обслуживания (на правом и левом бортах) с ответвлением к килю; 81—конец киля из диэлектрического материала; 82—навигационные огни; 83—корпус компрессора двигателя J-57-P-12; 84—масляный бак; 85—отвод воздуха от компрессора для привода агрегатов; 86—заднее кольцо подвески двигателя; 87—задний узел подвески двигателя; 88—форсажная камера, два кольца форсунок; 89—восемь цилиндров регулирования сопла; 90—антенна связи станции; 91—навигационная антенна; 92—топливный кран; 93—топливные насосы; 94—управление подачей топлива; 95—топливно-масляный радиатор; 96—управление форсажной камерой; 97—кожух двигателя; 98—панели обшивки из магниевого сплава; 99—смотровые люки; 100—люк фотокинопулемета; 101—съемные панели.

A—компас; Б—авигоризонт; В—указатель скорости; Г—высотомер; Д—указатель поворота и крена; Е—указатель вертикальной скорости; Ж—дальномер ARN-21; З—нуль-индикатор системы захода на посадку; И—рычаг уборки посадочного гака; К—рычаг уборки шасси.

типа, с дисковыми тормозами. Носовое колесо на рычажной подвеске убирается поворотом назад в негерметический отсек фюзеляжа.

На самолетах F8U-1 первой партии установлен ТРД Пратт-Уитни J-57-P-4. В настоящее время устанавливается более мощный ТРД J-57-P-12 с форсажной камерой, имеющий регулируемое сопло. Запуск ТРД осуществляется воздушной турбиной, установленной под двигателем и приводящей компрессор высокого давления.

Для выполнения заправки топливом в полете на левом борту фюзеляжа установлена убирающаяся заправочная штанга.

На самолете установлен мощный генератор постоянного и переменного тока 28E11. Привод генератора осуществляется от воздушной турбины, воздух для которой отбирается от компрессора двигателя. Генератор и турбина представляют собой один агрегат, который дает постоянный ток напряжением 28 в и переменный ток частотой 400 гц, напряжением 115 в.

Гидравлические помпы установлены на двигателе, но имеется также аварийный агрегат фирмы «Марквардт» с воздушной турбиной на правом борту фюзеляжа, работающей от внешнего потока. Этот агрегат приводит в действие аварийные гидравлические помпы и дает постоянный и переменный ток. Воздушная турбина мощностью 25 л. с. имеет 6000 об/мин. Вес аварийного агрегата меньше 23 кг.

Вооружение самолета F8U-1 состоит из четырех пушек калибра 20 мм, установленных в носовой части фюзеляжа, а также неуправляемых и управляемых реактивных снарядов. Боезапас пушек размещается в фюзеляже сзади кабины. Отсек фюзеляжа, где установлены пушки, имеет специальную вентиляцию. Неуправляемые снаряды со складывающимся оперением помещаются в убирающемся блоке под центральной секцией фюзеляжа. Блок для снарядов изготовлен из магниевых и титановых сплавов и состоит из правой и левой половин, соединенных поперечными стенками, которые примыкают к нижней поверхности килевой балки. Каждая направляющая для снарядов представляет собой прессованную трубу из алюминиевого сплава, изготовленную с большой точностью и рассчитанную на действие горячих пороховых газов при выстреле. В блоке могут размещаться 8—16 неуправляемых снарядов. Блок выпускается и убирается автоматически (путем поворота вокруг оси в задней части блока) с помощью автоматической системы управления огнем, имеющей вычислительное устройство, учитывающее как число М полета, так и углы рыскания и скольжения, датчики которых смонтированы в носовой части фюзеляжа.

Под фюзеляжем могут быть подвешены 2—4 управляемых реактивных снаряда «Сайдуиндер» (AAM-N-7) калибра 127 мм, снабженные инфракрасной головкой самонаведения.

Самолет имеет прицельную радиолокационную станцию и автоматическую систему управления огнем артиллерийского и реактивного вооружения. Антенна поискового радиолокатора расположена в носовой части.

Разработана новая модификация истребителя «Крузейдер»—F8U-3 с ТРД Пратт-Уитни J-75, имеющая совершенно новую конструкцию. Новый самолет (возможно, он будет обозначаться F9U) рассчитан на число М=2,4. Испытания намечены на 1957 г.

Характеристика истребителя F8U-1

Размах крыла в полете	11,88 м
Размах крыла при хранении	6,87 м
Длина самолета	16,56 м
Высота самолета	4,80 м
Размах горизонтального оперения	5,55 м
Поперечное V крыла	—5°

Поперечное V горизонтального опере- ния	5°
База шасси	5,55 м
Колея шасси	2,95 м
Максимальная скорость	1750 км/час ($M=1,65$)
Дальность полета	1 600 км
Практический потолок	16 750 м
Посадочная скорость	185 км/час

Л И Т Е Р А Т У Р А

Aeronautics, v. 34, № 6, 1956.

Aeroplane, № 2318, 23.XII.1955; № 2351, 21.XI.1956.

Flight, № 2470, 25.V.1956; № 2473, 15.VI.1956; № 2477, 13.VII.1956; № 2482, 17.VIII.1956; № 2483, 31.VIII.1956; № 2522, 28.V.1957.

ПАЛУБНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ ГРУММАН F11F «ТИГР»

Самолет Грумман F11F создан на базе палубного истребителя той же фирмы F9F «Кугар». При проектировании была поставлена задача обеспечить существенное улучшение характеристик и сохранить малые размеры и вес, что привело к созданию самолета фактически совершенно новой конструкции.

Проектирование самолета F11F фирма начала с 1953 г., а 30 июля 1954 г. первый из шести заказанных опытных образцов поднялся в воздух. Самолет F11F достигает сверхзвуковой скорости при горизонтальном полете; его конструкция имеет ряд преимуществ, в частности меньший вес без ущерба для его эксплуатационных качеств. Серийный самолет получил обозначение F11F-1 «Тигр».

Самолет F11F-1 представляет собой одноместный палубный истребитель, имеет среднерасположенное крыло с углом стреловидности по передней кромке 30° и с относительной толщиной 6,5%. Обшивка верхней и нижней поверхностей крыла образована большими монолитными панелями. Эти панели образуют с лонжеронами баки—отсеки. Крыло снабжено предкрылками и посадочными щитками по всему размаху нескладываемой части; концевые части крыла складываются вручную. Поперечное управление осуществляется интерцепторами и элеронами, расположенными на концевых частях крыла.

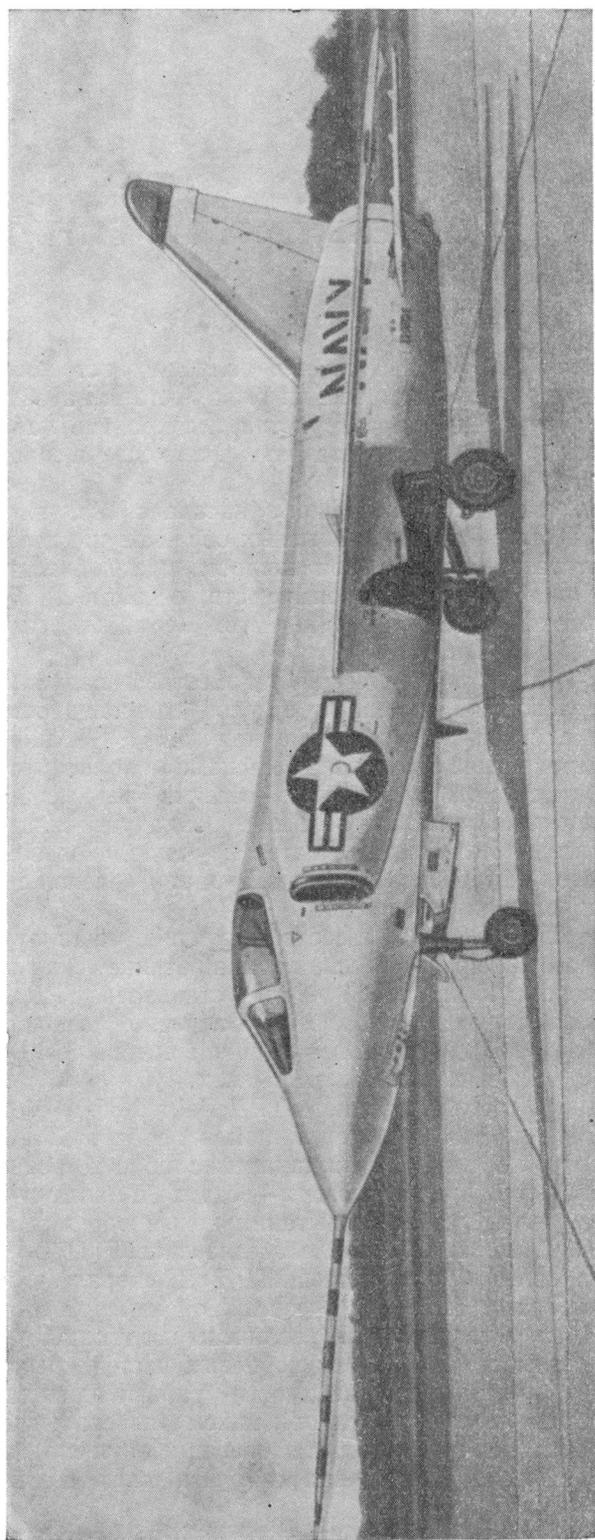
Фюзеляж имеет сложные обводы, соответствующие «правилу площадей». В передней части фюзеляжа расположена кабина летчика, снабженная катапультируемым креслом; в хвостовой части установлен ТРД. На днище фюзеляжа имеются воздушные тормоза. Оперение самолета—обычное стреловидное, горизонтальное оперение—целиком подвижное. Руль высоты отклоняется только при выпущенных закрылках.

Силовая установка состоит из одного ТРД Райт J-65-W-6 с форсажной камерой, тяга двигателя 3540 кг, с форсажной камерой 5000 кг.

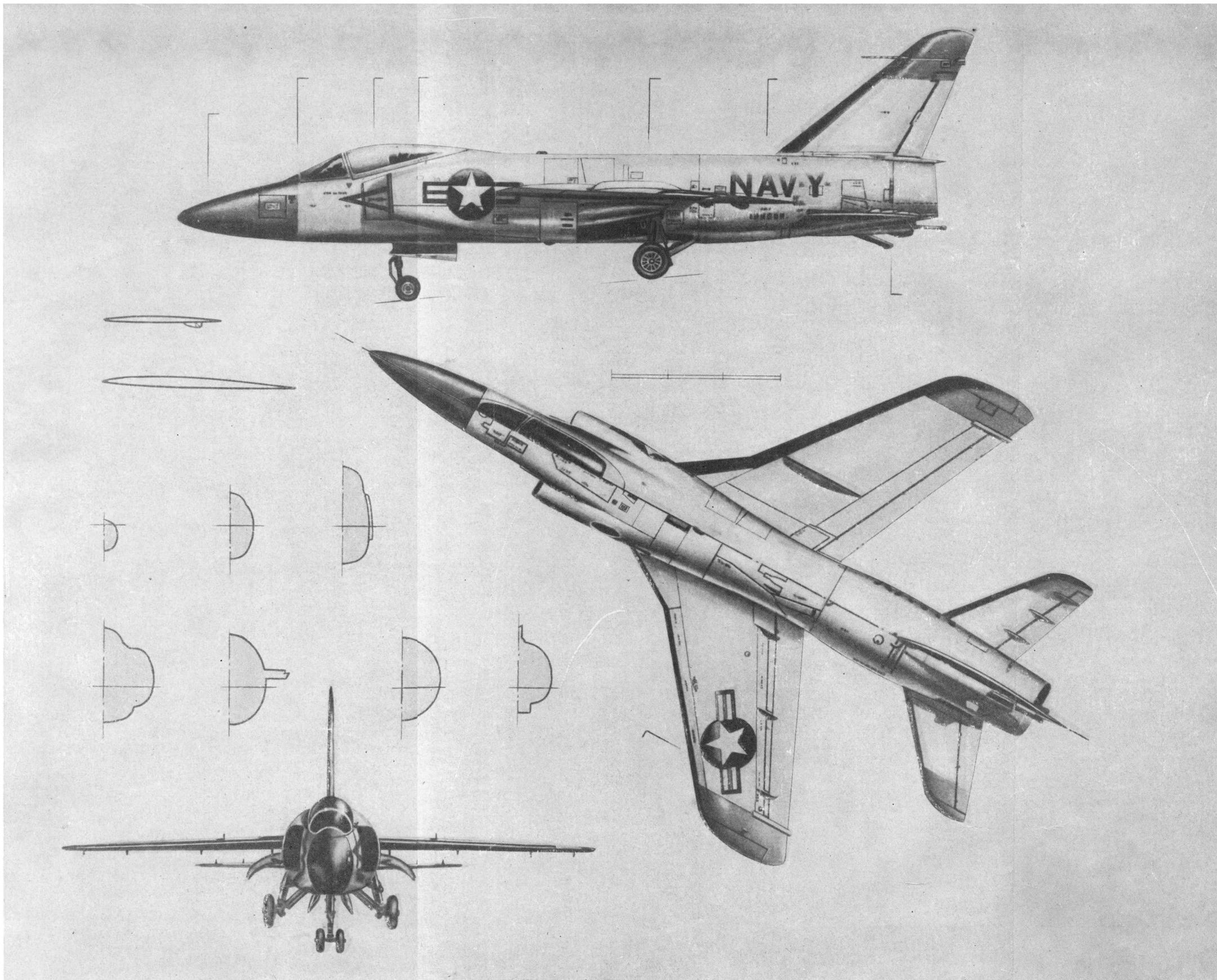
Истребитель вооружен четырьмя пушками калибра 20 мм и рассчитан на подвеску реактивных снарядов «воздух—воздух» и «воздух—земля».

Осенью 1956 г. начал летные испытания новый вариант истребителя «Тигр»—F11F-1F, который имел вначале обозначение F11F-2 (фиг. 1). На этом самолете установлен более мощный ТРД Дженерал Электрик J-79, имеющий тягу без форсажа 5450 кг и с форсажной камерой 6800—7250 кг. В связи с увеличением тяги двигателя увеличены воздухозаборники и размеры хвостовой части фюзеляжа. Носки корневых частей крыла вытянуты вперед, модифицированы также поверхности управления для решения проблем устойчивости и управляемости при максимальных и минимальных скоростях полета (фиг. 2). Горизонтальное оперение опущено вниз. Размах крыла не изменился, но полная длина самолета даже без заправочной штанги составляет около 14,7 м.

Всего было заказано 39 истребителей F11F, из которых построено 6 самолетов с двигателями Райт J-65W-7. Два самолета в 1956 г. модифицированы в F11F-1F для проведения испытаний.



Ф и г. 1. Палубный истребитель Грумман F11F-1F.



Ф и г. 2. Схема истребителя F11-1F.

Неофициально сообщалось, что на самолете F11F-1F достигнуты скорость более 1960 км/час ($M=1,85$) и высота около 22 км.

ЛИТЕРАТУРА

Air Pictorial and Air Reserve Gazette, v. XIX, № 4, IV.1957.

Flight, № 2508, 15.II.1957.

Interavia Air Letter, № 3611, 24.X.1956; № 3637, 5.I.1957.

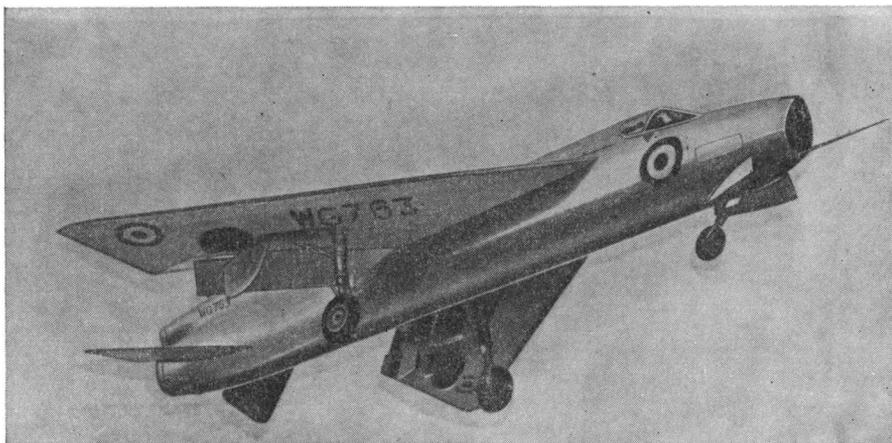
Jane's Year Book, 1956—1957.

Luftfahrttechnik, 15.II.1957.

Royal Air Force Flying Review, I.1957.

ИСТРЕБИТЕЛЬ ИНГЛИШ ЭЛЕКТРИК Р.1

Самолет Инглиш Электрик Р.1 (фиг. 1) спроектирован как сверхзвуковой многоцелевой истребитель, призванный заменить дозвуковые самолеты «Хантер». В отличие от последних самолет Р.1 снабжен поисковой радиолокационной установкой и является одноместным всепогодным истребителем с двумя ТРД, пригодным для перехвата бомбардировщиков и крылатых ракет в любых метеорологических условиях днем и ночью.



Ф и г. 1. Опытный истребитель Инглиш Электрик Р.1.

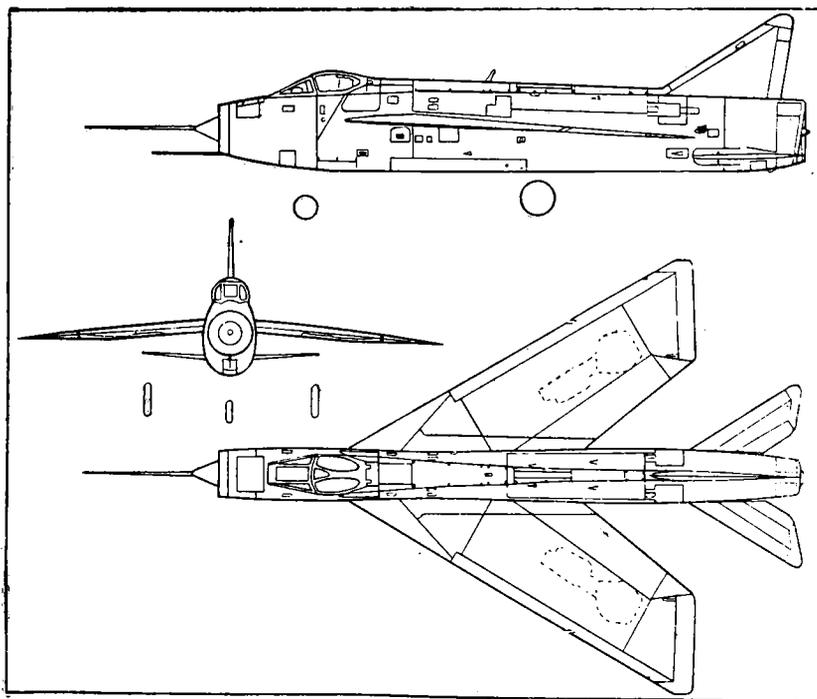
Проектирование самолета было начато по инициативе фирмы в 1949 г. при поддержке Министерства снабжения. ВВС Великобритании, долгое время считавшие сверхзвуковой истребитель ненужным, выдали тактико-технические требования на этот самолет только в 1953 г.

Для исследования схемы самолета Р.1 на малых скоростях Министерство снабжения заказало фирме «Шорт» постройку и испытания летающей модели этого самолета. Начавшиеся в декабре 1952 г. испытания самолета фирмы «Шорт» с изменяемым углом стреловидности, получившего обозначение SB.5, дали ценные результаты. Были обследованы характеристики самолета при стреловидности 50, 60 и 69° при различном положении оперения по высоте. В результате этих исследований была принята схема самолета, изображенная на фиг. 2.

Вслед за летающей моделью были построены два опытных экземпляра самолета, получившие обозначение Р.1А, и заказано три опытных экземпляра самолетов Р.1В со значительно лучшими летными данными. Одновременно была заказана опытная партия самолетов Р.1В в количестве 20 штук.

Первый полет самолета Р.1А состоялся 4 августа 1954 г. Испытания второго опытного экземпляра Р.1А начались весной 1956 г. Первый опытный самолет Р.1В впервые поднялся в воздух в апреле 1957 г.

Осенью 1956 г. фирма «Инглиш электрик» объявила о получении правительственного заказа на стапели и оснастку для массового производства модифицированного истребителя Р.1В с двумя ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» с форсажными камерами. Заказанные ранее 20 самолетов Р.1В

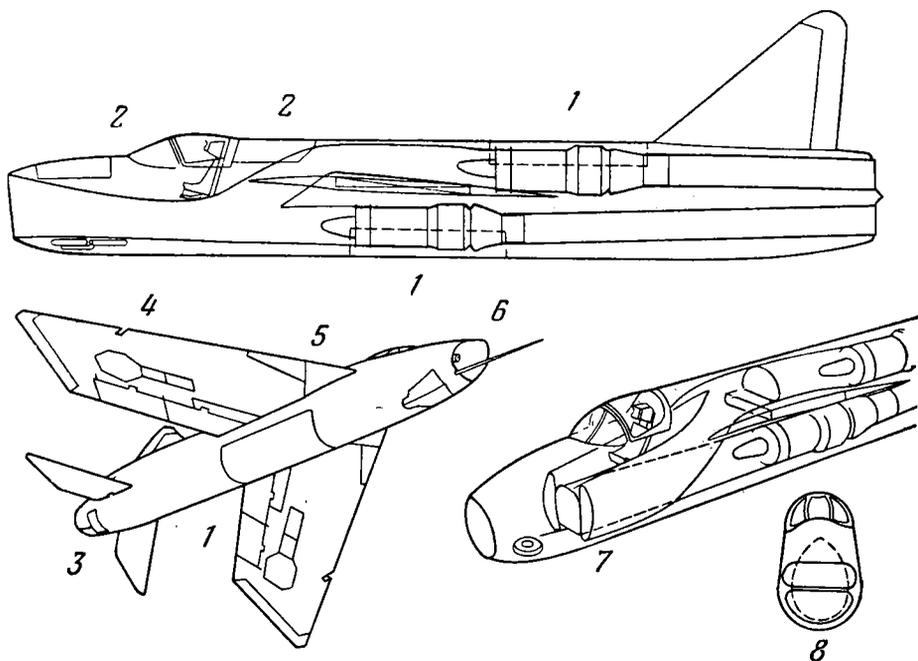


Ф и г. 2. Схема самолета Р.1А.

будут использованы для ускорения доводки самолета, и каждый из этих самолетов предназначен для изучения какой-нибудь одной проблемы—сверхзвукового полета или воздушного боя. Так, например, один самолет должен быть использован для испытаний радиолокационного оборудования, другой—для испытаний автопилота, третий—для испытаний вооружения и т. д.

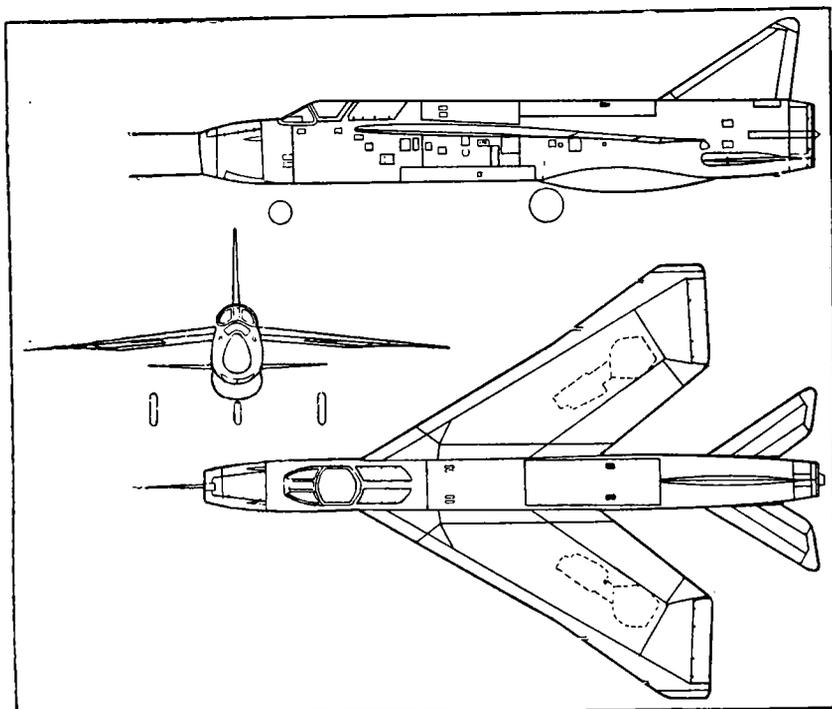
Самолет Р.1 снабжен двумя двигателями. Проблема размещения двигателей при наименьшей лобовой площади и при отсутствии асимметричности тяги была решена установкой двигателей друг над другом в хвостовой части фюзеляжа с общим осевым воздухозаборником. Верхний двигатель сдвинут назад относительно нижнего (фиг. 3). Каждый двигатель имеет, очевидно, самостоятельный привод вспомогательных агрегатов, которые дублируются.

На первом опытном самолете Р.1А установлены ТРД Амстронг Сиддли «Сапфир» без форсажной камеры со статической тягой 3630 кг. Второй опытный экземпляр был снабжен двигателями «Сапфир» с дожиганием с нерегулируемым соплом, рассчитанным на форсажный режим (статическая тяга с форсажем 4540 кг). На самолете Р.1В (фиг. 4) установлено два ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» с тягой по 5100 кг, увеличивающейся при дожигании до 6600 кг.



Ф и г. 3. Компонентные схемы самолета Р.1.

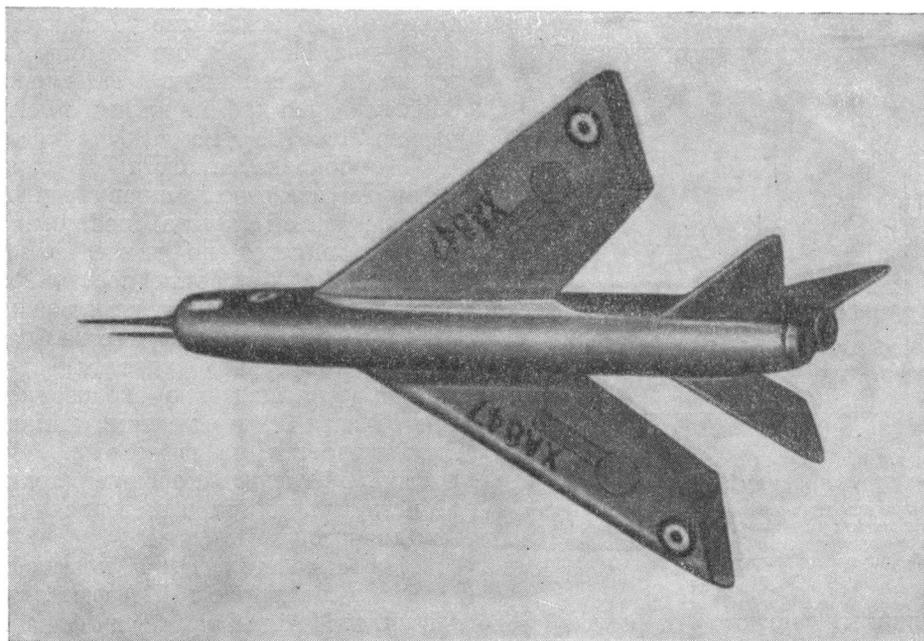
1—панели отсеков³ двигателей; 2—крышки люков оборудования; 3—крышка люка тормозного парашюта (трос проходит вокруг наружной обшивки, как на самолете F-100); 4—прорезы на передней кромке крыла; 5—опущенная передняя кромка крыла; 6—фотоаппарат; 7, 8—возможные компоновочные схемы канала воздухозаборника.



Ф и г. 4. Схема самолета Р.1-В.

На самолетах Р.1А осевой вход не имеет центрального тела. Достигнутая на них скорость не превышает 1600 км/час. Самолет Р.1В, рассчитанный на достижение скорости 2400 км/час, соответствующей числу $M=2,3$, имеет вход с регулируемым центральным телом (фиг. 5). Полагают, что в центральном теле будет размещена антенна поисковой радиолокационной станции. В этом случае регулирование входа будет осуществляться передвижением передней кромки входа, а не центрального тела.

В стенках фюзеляжа имеются отверстия, закрытые створками, обеспечивающие нормальную работу осевого входа с острыми кромками при работе двигателей на земле.



Ф и г. 5. Самолет Р.1В в полете.

Большая часть внутреннего запаса топлива, составляющего 3400 л, размещается в крыле, в связи с чем проектирование топливной системы представило серьезные трудности. За счет подвески баков запас топлива может быть почти удвоен, что обеспечит самолету в варианте тактического истребителя дальность полета не менее 2000 км.

Крыло самолета Р.1 имеет форму треугольника с треугольным вырезом в задней кромке (фиг. 2), стреловидность крыла по передней кромке равна 60° , относительная толщина около 5%. Вначале на самолете Р.1 были использованы предкрылки по всему размаху, но летные испытания самолета SB.5 показали, что значительно лучшие результаты можно получить при помощи специальной кривки крыла путем модификации профиля у передней кромки и опускания самой передней кромки у корня крыла. Такая кривка, аналогично принятой американцами «конической кривизне», уменьшает индуктивное сопротивление и увеличивает аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях. В результате экспериментов с самолетом SB.5 были применены небольшие параллельные потоку продольные щели (в виде пропилов) на передней кромке, которые действуют, подобно перегородкам, и улучшают поток над элеронами, особенно при малых скоростях.

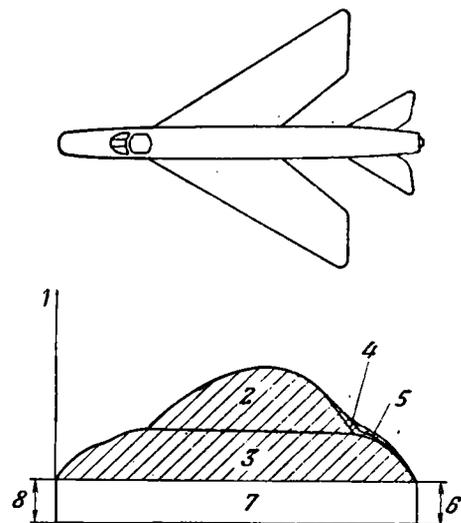
Все поверхности управления самолета снабжены необратимыми бустерами. Горизонтальное оперение представляет собой одну поверхность без руля высоты, подобную в общих чертах крылу, но со слегка срезанными концами. На элеронах, занимающих необычное положение, видна роговая компенсация. Закрылки занимают всю скошенную заднюю кромку крыла. При отклонении они движутся параллельно продольной оси самолета, увеличивая площадь крыла;

максимальный угол отклонения закрывков около 50° .

На самолетах Р.1А воздушные тормоза размером 1170×457 мм смонтированы по бокам хвостовой части фюзеляжа. На Р.1В они подняты на верхнюю поверхность фюзеляжа близ передней кромки киля и имеют размер 710×710 мм.

Компоновка самолета Р.1 удовлетворяет известному «правилу площадей»; объем крыла постепенно распространяется по длине фюзеляжа, имеющего почти постоянное сечение (фиг. 6). Такая компоновка имеет, вероятно, преимущества благодаря тому, что удовлетворяет «правилу площадей» в околозвуковой области без применения каких-либо наростов на фюзеляже. Это должно обеспечить хорошие характеристики самолета и в сверхзвуковом диапазоне скоростей.

На самолетах Р.1В применен новый по сравнению с Р.1А фюзеляж



Ф и г. 6. Соответствие самолета Р.1 «правилу площадей».

1—площадь поперечного сечения; 2—крыло; 3—фюзеляж; 4—киль и руль направления; 5—горизонтальное оперение; 6—выхлопные сопла; 7—внутренний поток; 8—воздухозаборники.

с длинным гаргротом от фонаря кабины до киля. Изменен также сам фонарь кабины; с целью улучшения обзора фонарь сделан слегка выступающим из миделя фюзеляжа, что незначительно увеличило сопротивление самолета.

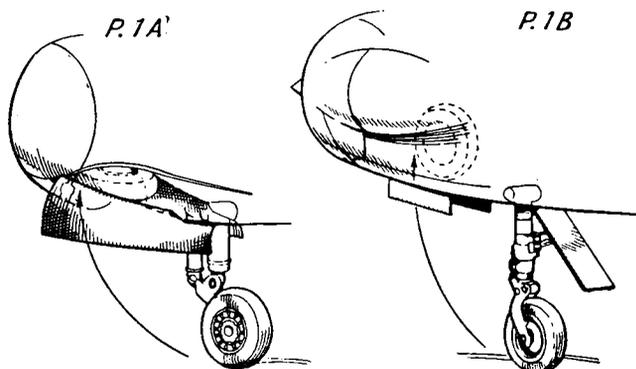
Шасси самолетов Р.1 несколько необычной схемы. Чтобы получить достаточную колею шасси, была разработана интересная форма главного шасси; стойка главного шасси установлена примерно в геометрическом центре полукрыла и складывается к его концам, причем колесо поворачивается на 60° и закрывается открывающимися во внешнюю сторону створками. Благодаря такой схеме уборки освобождается большой объем в корневой части крыла для размещения там топлива. Носовая стойка убирается вперед.

На Р.1А колесо поворачивается при убиении на 90° и укладывается плашмя под воздухозаборник. В связи с изменением носовой части фюзеляжа на самолете Р.1В оказалось возможным упростить механизм уборки носового колеса шасси, отказавшись от его поворота. На самолете Р.1В носовое колесо убирается во внутренний обтекатель стойки конуса воздухозаборника (фиг. 7). Давление в пневматиках главного шасси составляет $19,7$ атм; колесо основной стойки выдерживает динамическую нагрузку $17\,750$ кг.

Самолет Р.1 проектировался под вооружение двух типов—пушечное и реактивное. По сообщениям прессы, на нем установлены пушки калибра 30 мм типа Аден (вероятно, четыре пушки с общим боезапасом 400 снарядов), возможно применение блоков с неуправляемыми снарядами малого

калибра и управляемых реактивных снарядов, подвешиваемых под крыло.

Вооружение и оборудование самолета, включающее автопилот, обеспечивает возможность использования его как в качестве перехватчика



Ф и г. 7. Схема уборки передней ноги шасси самолетов P.1A и P.1B.

системы ПВО, так и в качестве тактического истребителя (в частности, истребителя-бомбардировщика).

Характеристика самолета P.1A

Размах крыла	10,6 м	Площадь крыла	45 м ²
Полная длина самолета	14,3 м	Максимальная скорость	2400 км/час
Высота на стоянке	4,6 м	Дальность полета	более 2000 км

Л И Т Е Р А Т У Р А

- Aeroplane*, № 2327, 6.IV.1956; № 2328; 13.IV.1956.
Canadian Aviation, v. 29, № 5, 1956.
Flight, № 2434, 16.IX.1955; № 2437, 7.X.1955; № 2453, 27.I.1956; № 2459, 9.III.1956;
 № 2461, 23.III.1956; № 2483, 31.VIII.1956; № 2518, 26.IV.1957.
Interavia Air Letter, № 3552, 1.IX.1956; № 3618, 5.XII.1956; № 3620, 7.XII.1956;
 № 3707, 13.IX.1956; № 3726, 14.V.1957.

ПАЛУБНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ ВИККЕРС СУПЕРМАРИН N.113D «СИМИТЭР»

Истребитель N.113D является первым в Англии сверхзвуковым палубным самолетом и предназначен для замены многоцелевого палубного истребителя ВВС флота Великобритании Хоукер «Си Хоук».

Опытный экземпляр этого самолета был построен в конце 1955 г. В связи с первым полетом истребителя N.113D длительностью 15 мин., состоявшегося 20 января 1956 г., были опубликованы его фотографии и некоторые технические данные.

Самолет снабжен двумя ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» последней модификации и рассчитан на достижение скорости, соответствующей числу M больше 1,3. Он имеет крыло малого удлинения с углом стреловидности по линии $1/4$ хорд не менее 40° , концевые сечения крыла имеют отрицательную кривую для затягивания срыва. Горизонтальное оперение полностью поворотное, с большим углом поперечного V .

Интересной особенностью самолета являются примененные на нем устройства для уменьшения посадочной скорости и увеличения устойчивости и управляемости при посадке на палубу авианосца. Самолет снабжен предкрылками, а также закрылками со сдувом пограничного слоя. Для этого часть воздуха от компрессоров ТРД подается на верхнюю поверхность закрылков, что создает местное увеличение скорости потока, обеспечивающее увеличение подъемной силы крыла и, следовательно, снижение посадочной скорости. Система сдува пограничного слоя начинает работать автоматически при отклонении закрылка на угол 10° , а также может быть включена в любой момент вручную. Кроме сдува пограничного слоя, применена модификация передней кромки, на которой сделан наплыв в виде «зуба». Наплыв уменьшает радиус кривизны носка и увеличивает кривизну профиля; он заставляет поток обгибать профиль без отрыва пограничного слоя на передней кромке, отодвигая начало срыва при увеличенных углах атаки. Таким образом, увеличивается аэродинамическое качество самолета в полете на больших углах атаки (при крейсеровании и на маневре). Кроме того, наплывы улучшают поперечную устойчивость и управляемость самолета со стреловидным крылом, увеличивая критическое число M на конце крыла и препятствуя передвижению центра давления назад при маневрировании на больших скоростях. Наличие «зуба» на передней кромке крыла устраняет необходимость в перегородках. Начиная со второго опытного экземпляра самолета N.113D, перегородки на крыле заменены упомянутым «зубом».

В конце ноября 1956 г. в английском журнале «Aeroplane» сообщалось о том, что в США опубликована фотография самолета N.113D, на которой показано, что вся носовая часть фюзеляжа перед кабиной откидывается в сторону, чтобы улучшить доступ к различному оборудованию. Публикование этой фотографии в Англии было официально запрещено.

На опытном самолете N.113D нет никакого вооружения, но на серийных самолетах будут, вероятно, установлены четыре пушки Аден калибра 30 мм. Более поздние варианты, которые сейчас строятся, будут иметь управляемое ракетное вооружение. Как показали работы фирмы «Виккерс

Амстронг», сочетание обеих систем вооружения на одном самолете оказалось невозможным. Официально заявлено, что самолет может использоваться как носитель атомной бомбы.

В конце 1956 г. фирма приступила к серийному производству самолетов «Симитэр».

В начале 1957 г. были успешно проведены летные испытания первого серийного самолета «Симитэр», который выполнил серию посадок на палубу и запусков с катапульты авианосца «Альбион» водоизмещением 20 000 т, длина палубы которого составляет около 220 м.

ЛИТЕРАТУРА

Aeronautics, v. 35. № 1, IX.1956.

Aeroplane, № 2327, 6.IV.1956; № 2360, 23.XI.1956.

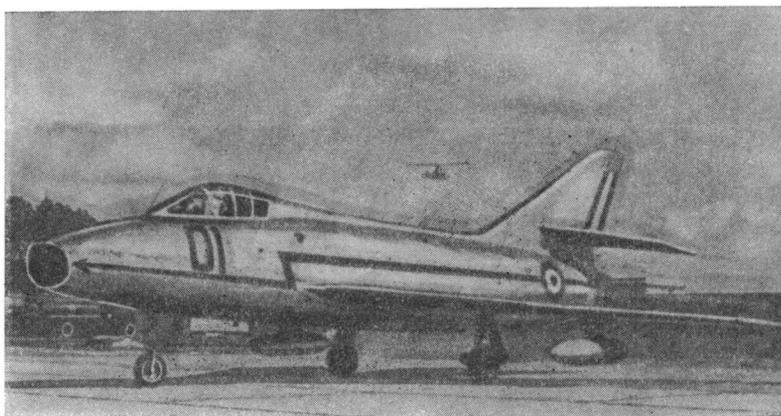
Flight, № 2407, 11.III.1955; № 2454, 3.II.1956; № 2481, 10.VIII.1956.

Interavia Air Letter, № 3397, 24.I.1956; № 3402, 31.I.1956; № 3532, 4.VIII.1956; № 3556, 8.IX.1956; № 3650, 24.I.1957.

ИСТРЕБИТЕЛЬ МАРСЕЛЬ ДАССО «СУПЕР МИСТЕР» В.2

Самолет «Супер Мистер» В.2 должен стать основным истребителем ВВС Франции и представляет собой развитие истребителя той же фирмы «Мистер» IVB.

Летные испытания опытного истребителя «Супер Мистер» В.1 (прототип самолета В.2) с ТРД Роллс Ройс «Эйвон» RA.7R, имеющим тягу с применением форсажной камеры ~ 4300 кг, начались в марте 1955 г. На самолете В.1 были достигнуты сверхзвуковая скорость полета на высоте 9200 м и высота до 16 000 м.



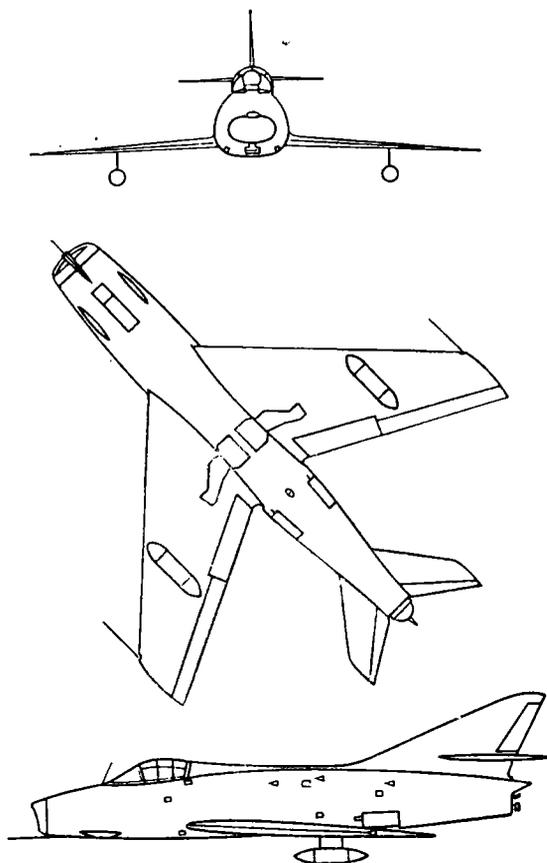
Ф и г. 1. Истребитель Марсель Дассо «Супер Мистер» В.2.

Первый из шести самолетов предсерийной партии «Супер Мистер» В.2 поднялся в воздух в мае 1956 г. (фиг. 1). По аэродинамической компоновке самолет В.2 отличается от исходного варианта «Мистер» IVB более тонким крылом с увеличенной стреловидностью (45° вместо 38°) и улучшенным воздухозаборником (фиг. 2). Благодаря изменению обводов фюзеляжа улучшился обзор из кабины. На самолете установлен более мощный ТРД SNECMA Атар 101G-2 с форсажной камерой, имеющий максимальную тягу с форсажем 4400 кг и без форсажа 3470 кг.

Истребитель «Супер Мистер» В.2 вооружен двумя пушками DEFA калибра 30 мм. В убирающемся контейнере под фюзеляжем могут размещаться 35 реактивных снарядов «Матра» со складывающимся оперением.

ВВС Франции заказали фирме «Марсель Дассо» 370 истребителей «Супер Мистер» В.2, и в начале 1957 г. уже был построен первый серийный самолет.

Предполагают, что на новейших марках истребителей В.2 будет устанавливаться ТРД Атар-9, имеющий форсированную тягу 5450 кг.



Ф и г. 2. Схема истребителя «Супер Мистер» В.2

Характеристика истребителя «Супер Мистер» В. 2

Размах крыла	~10,0 м	Максимальная скорость на	
Длина	~14,0 м	высоте 12 000 м	1380 км/час
Высота	~4,6 м		($M=1,3$)
Площадь крыла	34 м ²	Практический потолок	17 000 м
		Взлетный вес	9 000 кг
		Вес пустого самолета	6 480 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

- Flight*, № 2409, 25.III.1955.
Interavia Air Letter, № 3578, 23.X.1956.
Jane's Year Book, 1956—1957.
L'air, № 713; № 718, 1956.
Royal Air Force Flying Review, 1.1957.

ЛЕГКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК SNCASO. 9050 «ТРИДАН» II

Легкий истребитель SO.9050 «Тридан» II (фиг. 1,2) представляет собой модификацию экспериментального сверхзвукового самолета SO.9000 «Тридан» I, построенного в 1953 г. Изменение назначения самолета не привело к существенному изменению его компоновочной схемы, за исключением некоторых улучшений аэродинамических форм и применения средств увеличения подъемной силы (фиг. 3).

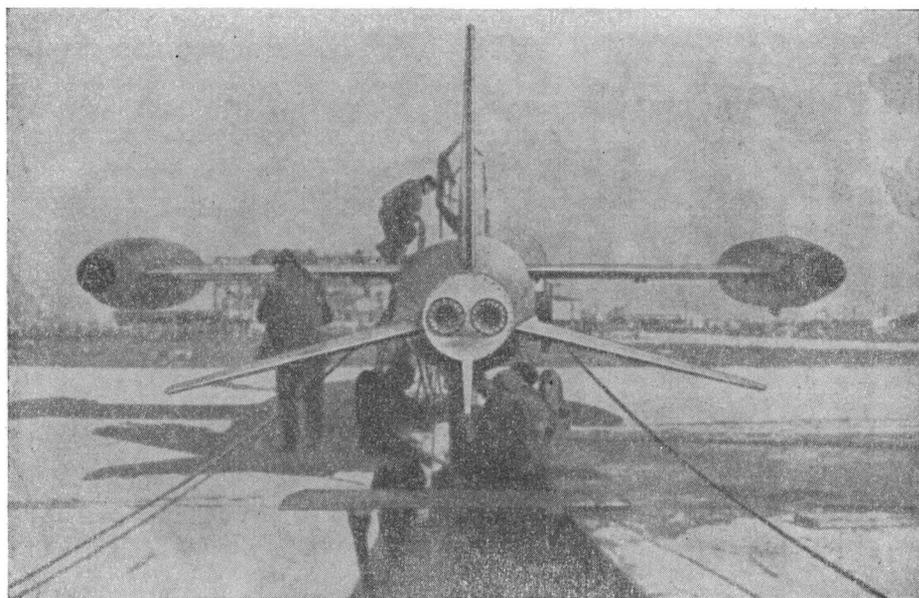


Ф и г. 1. Истребитель SO. 9050 «Тридан» II.

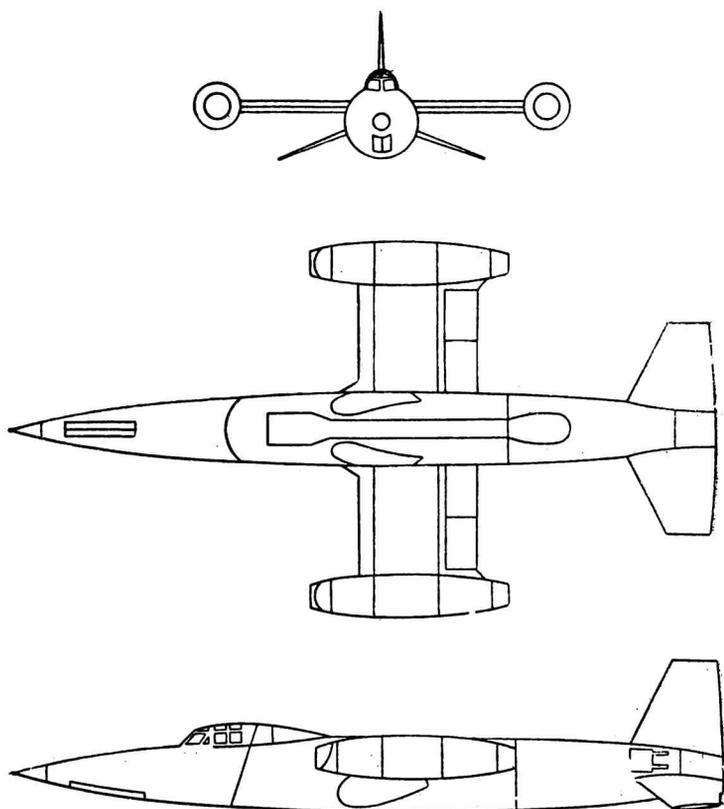
Полагают, что самолет «Тридан» II будет основным истребителем в системе обороны Западной Европы. Весной 1957 г. сообщалось, что французская фирма «Сюд авиасьон» заключила соглашение с фирмами Бельгии, Голландии и Западной Германии о совместной постройке истребителя. Подписанию соглашения предшествовали негласные испытания, проведенные каждой из фирм—участниц соглашения. В связи с достигнутой договоренностью было принято решение отложить работы над истребителем с треугольным крылом «Дюрандаль».

Отработка самолетов «Тридан» и силовой установки, в частности ЖРД, потребовала довольно длительных наземных и летных испытаний. Первые сообщения о постройке двух опытных экземпляров истребителя SO.9050 появились еще в 1954 г. В июле 1955 г. опытный экземпляр истребителя совершил первый полет (фиг. 4). В ходе испытаний на самолете была получена расчетная скорость в горизонтальном полете, превышающая 2000 км/час. За время испытаний два самолета потерпели катастрофу: один—при вынужденной посадке (1956 г.), другой—после взлета (1957 г.).

Основной отличительной особенностью истребителя SO.9050 является применение на нем смешанной силовой установки, состоящей из двух ТРД

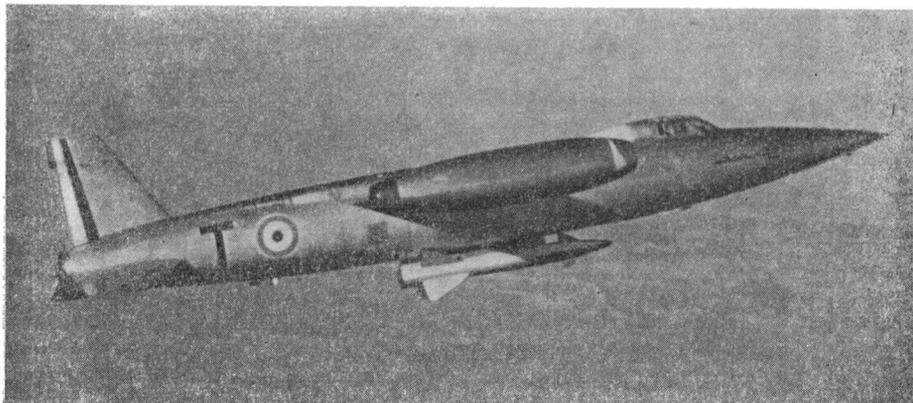


Ф и г. 2. Истребитель SO.9050 «Тридан» II (вид сзади).



Ф и г. 3. Схема истребителя SO.9050.

и одного ЖРД. Считают, что сочетание этих двух типов двигателей на самолете делает его чрезвычайно гибким в эксплуатации и позволяет использовать для различных целей. Благодаря тому, что включение ЖРД требуется только на некоторых участках полета, вес и размеры истребителя со смешанной силовой установкой при заданных летных характеристиках получаются значительно меньшими, чем у истребителя, имеющего ТРД с форсажной камерой. Как известно, подобный же принцип положен в основу английского истребителя-перехватчика Сапо SR.53 с ТРД и ЖРД.



Ф и г. 4. Истребитель SO.9050 с реактивным снарядом «Матра».

Истребитель SO.9050 представляет собой среднеплан с прямоугольным очень тонким крылом малого удлинения, на концах которого установлены два ТРД. Все крыло состоит из 4—5 различных элементов. Такие элементы, как четыре части закрылка, занимающие весь размах, и секции носка, вероятно, взаимозаменяемы.

Длинный тонкий фюзеляж круглого поперечного сечения имеет острую носовую часть. В передней части фюзеляжа расположена герметическая кабина летчика, оборудованная сбрасываемым фонарем и легким катапультируемым креслом. В отсеке за кабиной летчика расположены основные агрегаты системы управления, гидравлической и электрической систем и радиооборудования, к которым обеспечен удобный доступ. В средней части фюзеляжа размещены баки с топливом и окислителем, которые могут легко сбрасываться. Хвостовая часть фюзеляжа срезана, в ней помещаются двухкамерный ЖРД и тормозной парашют; наверху установлены два тормозных щитка.

На самолете не применено «правило площадей», так как, по мнению многих французских конструкторов, при числах M больше 1,4 получаемый выигрыш не компенсирует усложнений конструкции.

Весьма интересно оперение самолета, представляющее собой три одинаковые поворачивающиеся поверхности. С помощью оперения осуществляется все управление самолетом. Вертикальная поверхность действует, как руль направления, а горизонтальные поверхности обеспечивают управление креном и тангажом.

Органы управления в кабине летчика обычные. На место отсутствующих элеронов установлены щитки по всему размаху крыла. Система управления самолетом необратимая бустерная, со специальным автоматом стабилизации.

Шасси обычной трехколесной схемы с механической системой уборки. Главные стойки шасси убираются в фюзеляж поворотом вперед—вверх. Выпуск шасси происходит под действием силы веса, воздушных нагрузок и пневматического цилиндра. Высота шасси истребителя SO.9050 увеличена по сравнению с самолетом SO.9000, очевидно, в связи с необходимостью размещения различных подвесок под фюзеляжем. Для эксплуатации самолета можно использовать травяные аэродромы и другие неподготовленные посадочные площадки.

Силовая установка, как уже упоминалось, состоит из двух ТРД и одного ЖРД. В отличие от экспериментального самолета SO.9000, на котором устанавливался трехкамерный ЖРД SEPR 481 с тягой 4500 кг, на истребителе SO.9050 в настоящее время установлен двухкамерный ЖРД SEPR 631 с тягой у земли 3000 кг. ЖРД является основным двигателем, причем камеры двигателя могут работать как вместе, так и по отдельности.

На самолете уже были испытаны ТРД Амстронг-Сиддли «Вайпер» MD.30 с тягой по 750 кг. Возможно, что большинство из находящихся в постройке десяти предсерийных самолетов «Тридан» II будут снабжаться ТРД Турбомека «Габизо» с тягой более 1100 кг, имеющими форсажные камеры. Установка этих ТРД, как сообщалось, была испытана в полете весной 1957 г. на четвертом экземпляре самолета.

Предполагают, что основным вооружением истребителя SO.9050 будут управляемые реактивные снаряды «воздух—воздух» «Матра», для подвески которых имеются узлы на фюзеляже (фиг. 4).

В конструкции истребителя SO.9050 широко использованы достижения в области технологии массового производства. Особенно интересно применение слоистых цельнометаллических панелей с сотовым наполнителем и склейки металлов, которые дали возможность получить очень легкую и жесткую конструкцию. Большое внимание при проектировании самолета было уделено, с одной стороны, решению конструктивных задач, обеспечивающему возможность массового производства, и, с другой стороны, улучшению доступа к различным агрегатам и облегчению обслуживания самолета в эксплуатации.

Технологическая схема самолета упрощена настолько, что стоимость его постройки составляет только 20% от стоимости первых экземпляров самолетов. Считают, что истребитель «Тридан» II по крайней мере в четыре раза дешевле американского истребителя Локхид F-104.

По словам президента фирмы SNCASO, еще в 1955 г. была запущена в производство предварительная партия истребителей SO.9050. В 1957 г. фирма имела заказ на предсерийную партию в 10 самолетов.

Испытания самолета SO.9050, имевшие место в 1956—1957 гг., прошли успешно, и к концу 1956 г. было сделано более 100 полетов, многие из которых были сверхзвуковыми. Фирма заявляла, что потолок самолета «в настоящее время ограничен только опасностью, угрожающей летчику на весьма больших высотах».

По некоторым неофициальным сообщениям, на последней стадии развития истребитель SO.9050 должен стать беспилотным самолетом-снарядом «земля—воздух».

Характеристика истребителя SO.9050

Вес пустого самолета	2625 кг
Вес топлива и окислителя	2265 кг

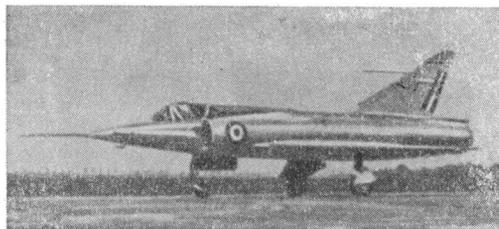
Размах	6,86 м	Максимальная скорость	Около 2000 км/час
Длина	12,95 м		
Высота	3,13 м		
Площадь крыла	14,5 м ²	Практический потолок	2200—2500 м
Полетный вес	5150 кг	Время набора высоты 1500 м	2 мин. 30 сек.
		Посадочная скорость	16—185 км/час
		Длина разбега и пробега	Менее 500 м
		Силовая установка	2 ТРД Амстронг-Сидли «Вайпер» MD. 30 с тягой по 750 кг, двухкамерный ЖРД SEPR 631 с тягой 3000 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

- Aeronautics*, v. 36, № 4.VI.1957.
Aeroplane, № 2357, 2.XI.1956; № 2385, 17.V.1957.
Aviation Week, 22.IV.1957.
Aviation Magazine, № 212, 22.XI.1956.
Flight, № 2490, 12.X.1956; № 2493, 2.XI.1956.

ЛЕГКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК МАРСЕЛЬ ДАССО «МИРАЖ» III

В 1955 г. французская фирма «Марсель Дассо» начала летные испытания опытного легкого истребителя-перехватчика MD. 550 «Мираж» I (фиг. 1). Самолет имеет безхвостую схему, треугольное крыло, в хвостовой части фюзеляжа установлено рядом два ТРД MD. «Вайпер» с тягой по 750 кг (фиг. 2). Сообщалось о применении жидкостных ускорителей SEPR, которые использовались при взлете, наборе высоты и при догоне



Ф и г. 1. Легкий истребитель Марсель Дассо «Мираж» III.

цели. Истребитель «Мираж» I предполагалось снабдить двумя пушками DEFA калибра 30 мм, неуправляемыми реактивными снарядами или управляемыми реактивными снарядами «Матра». Расчетная максимальная скорость самолета «Мираж» I соответствует числу $M=1,1-1,2$.

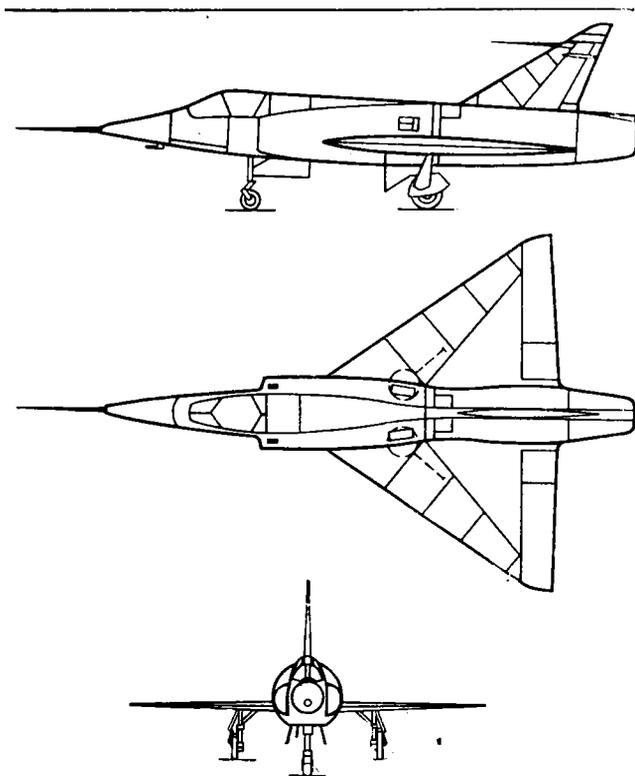
В результате испытаний и доводок самолета «Мираж» I фирмой были созданы улучшенные варианты—сначала «Мираж» II, затем «Мираж» III, летные испытания которого начались в ноябре 1956 г.

Самолет Марсель Дассо «Мираж» III представляет собой легкий одноместный истребитель-перехватчик бесхвостой схемы с тонким треугольным крылом, спроектированный в соответствии с «правилом площадей». На истребителе вначале предполагалось установить два ТРД Дассо R.7 с тягой по 1500 кг, по типу самолета «Мираж» I, но в окончательном варианте выбрана установка одного ТРД SNECMA Атар-101 G-1, имеющего тягу с применением форсажной камеры 4500 кг. Помимо основного ТРД, под фюзеляжем устанавливается ЖРД SEPR, который позволяет значительно увеличить высоту полета. Работы по установке ЖРД были начаты в середине 1957 г.

Сообщалось, что в феврале 1957 г. на самолете «Мираж» III достигнута скорость 1830 км/час на высоте 11 000 м ($M=1,7$).

Фирмой проработан очередной вариант из этой серии истребителей (возможное обозначение «Мираж» IV) с ТРД SNECMA Атар-9 с форсажной камерой, имеющим форсированную тягу 6000 кг, и ЖРД SEPR. На истребителе «Мираж» IV рассчитывают получить число M больше двух. Этот вариант самолета должен быть оборудован прицельной радиолокационной станцией с поисковым радиолокатором.

По данным печати, при использовании самолета «Мираж»-III в качестве тактического истребителя запуск его будет производиться с катапульты, подобной катапульте для запуска самолета-снаряда Мартин ТМ-61 «Матадор». Катапультная установка должна быть снабжена двумя ракетами,



Ф и г. 2. Схема истребителя «Мираж» III.

дающими тягу 13 000 кг в течение 2,5 сек., что позволит сообщить самолету ускорение, равное 4 g.

О самолете «Мираж» III опубликованы следующие данные: размах крыла ~7,9 м, длина ~10,7 м и взлетный вес 6—7 т.

ЛИТЕРАТУРА

Aeroplane, № 2386, 24.V.1957.

Aviation Magazine, № 159, 17.XI.1955; № 213, 29.XI.1956.

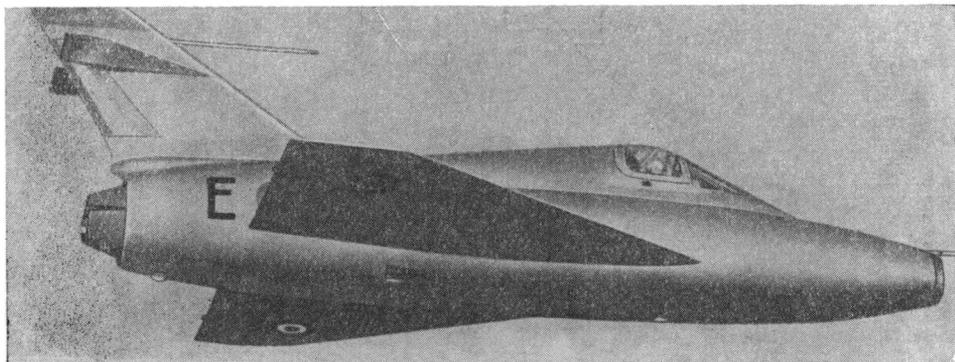
Flight, № 2408, 18.III.1955; № 2423, 1.VII.1955; № 2504, 18.I.1957; № 2508; 15.II.1957; № 2509, 22.II.1957.

Royal Air Force Flying Review, XI.1955; IV.1957.

Interavia Air Letter, № 3612, 27.XI.1956; № 3644, 16.I.1957; № 3722, 8.V.1957.

ЛЕГКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК НОРД 1405 «ЖЕРФО» II

Истребитель Норд 1405 «Жерфо» II (фиг. 1, 2) является боевым вариантом экспериментального самолета Норд 1402 «Жерфо» I. Работы по проектированию этого самолета были начаты в 1954 г., опытный экземпляр совершил первый полет в начале 1956 г.



Ф и г. 1. Истребитель «Жерфо» II.

Несмотря на большое сходство с самолетом «Жерфо» I по общей компоновке, истребитель «Жерфо» II значительно отличается в деталях и представляет собой, по существу, новый самолет. Сообщают, что по сравнению с самолетом «Жерфо» I изменено 80% деталей. На истребителе установлен ТРД SNECMA Атар с форсажной камерой (статическая тяга с дожиганием 4400 кг).

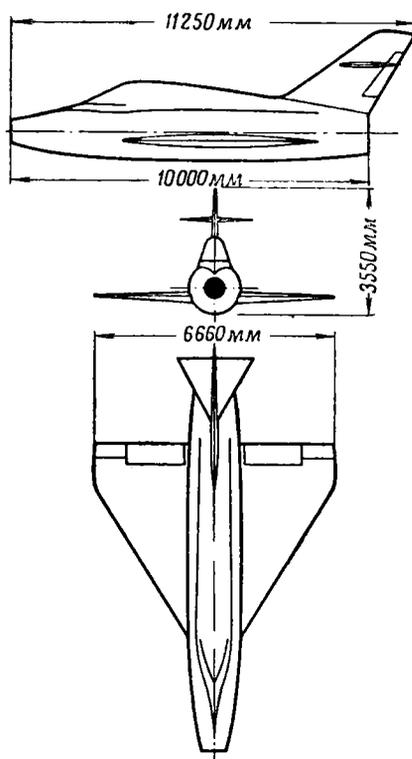
После первого полета в начале 1956 г. опытный истребитель «Жерфо» II сделал несколько полетов со сверхзвуковыми скоростями. Управляемость самолета в околозвуковой зоне и скороподъемность, как сообщают, исключительно хороши. Первые «шероховатости» самолета были очень быстро устранены, и меньше чем через месяц после первого полета самолет «Жерфо» II был передан летчикам лётно-испытательного центра ВВС.

В процессе испытаний самолет неоднократно показывал очень хорошие результаты по скороподъемности. В марте 1957 г. были достигнуты следующие данные по набору высоты:

Высота, м	6000	9000	12 000	15 000.
Время	1 мин. 22 сек.	1 мин. 40 сек.	2 мин. 18 сек.	3 мин. 35 сек.

Эти результаты переданы в ФАИ для регистрации в качестве мировых рекордов.

Опубликованы только следующие данные самолета «Жерфо» II: размах крыла 6,66 м, полная длина 11,25 м, длина фюзеляжа 10,0 м, высота в линии полета 3,55 м.



Ф и г. 2. Схема опытного истребителя
Норд 1405 «Жерфо» II.

Л И Т Е Р А Т У Р А

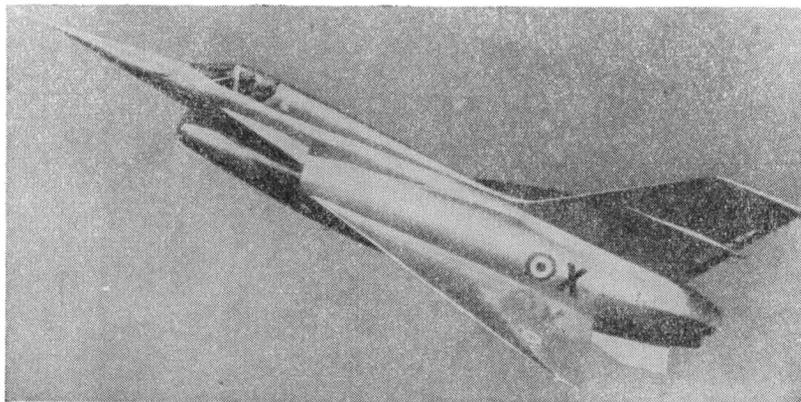
Aeroplane, № 2332, 11.VI.1956.

Interavia Air Letter, № 3470, 8.V.1956; № 3480, 24.V.1956.

Air Pictorial and Air Reserve Gazette, № 4, 1957.

ЛЕГКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК НОРД 1500 «ГРИФФОН»

Истребитель фирмы SNCAN 1500 «Гриффон», спроектированный как легкий перехватчик, является логическим развитием экспериментального самолета «Жерфо», основные черты которого сохранены без существенных изменений. Проектирование было начато в январе 1955 г., а в сентябре этот самолет, имевший тогда название «Гепард», совершил первый полет.

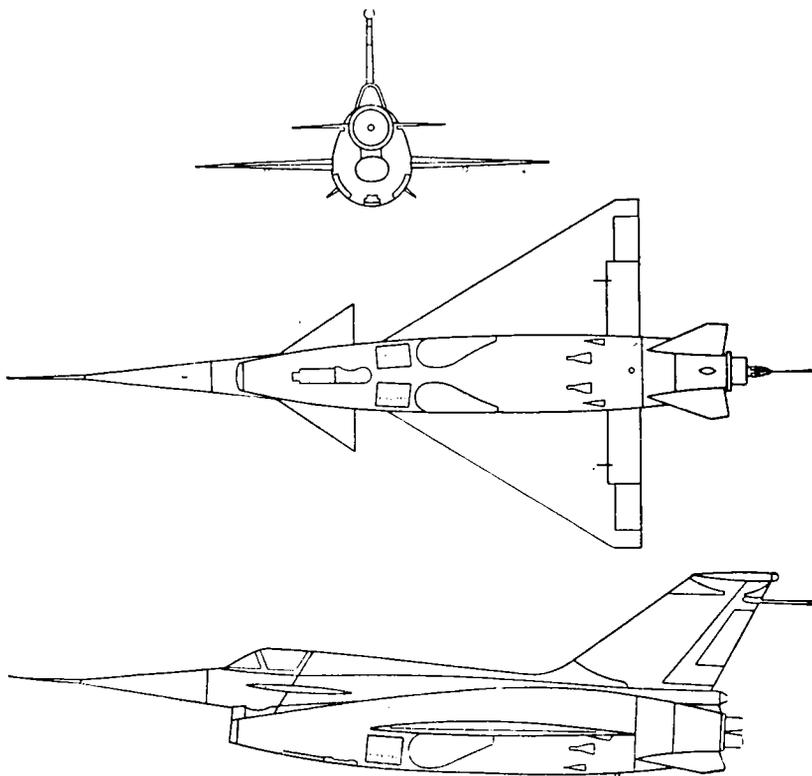


Ф и г. 1. Опытный истребитель Норд 1500 «Гриффон».

Перехватчик «Гриффон» (фиг. 1) представляет собой одноместный самолет с треугольным крылом, имеющим стреловидность по передней кромке порядка 60° и относительную толщину не более 6%.

Наиболее примечательной особенностью самолета является установка горизонтальной балансирующей поверхности треугольной формы на носовой части фюзеляжа перед крылом наряду с небольшим нормальным горизонтальным оперением. Поскольку на треугольном крыле самолета так же, как на самолете «Жерфо», имеются элероны и рули высоты, назначение балансирующей поверхности состоит в увеличении подъемной силы при больших числах M . Как известно, переход через скорость звука вызывает смещение центра давления назад по крылу и возникновение в связи с этим момента на пикирование. У самолетов с обычным горизонтальным оперением возникающий момент компенсируется направленной вниз силой на оперении, т. е. происходит потеря подъемной силы самолета. При установке горизонтальной балансирующей поверхности перед крылом момент на пикирование компенсируется направленной вверх дополнительной подъемной силой. Кроме того, горизонтальная поверхность, установленная перед крылом, работает в более выгодных условиях, так как она не затенена стоящим под большим углом атаки крылом при малых скоростях.

Компоновка фюзеляжа истребителя «Гриффон» аналогична компоновке самолета «Жерфо» и характеризуется прямолинейным воздушным каналом, над которым помещена кабина летчика. Несмотря на то, что ось воздушного канала пересекается с плоскостью хорд крыла, канал имеет чистое круглое сечение; предполагают, что нагрузки от крыла передаются при помощи кольцевых шпангоутов, как это имело место на самолетах «Жерфо». В фюзеляже, кроме канала и кабины, размещена основная часть топлива (фиг. 1).



Ф и г. 2. Схема самолета «Гриффон».

В отличие от самолетов «Жерфо», шасси истребителя «Гриффон» имеет узкую колею и убирается в фюзеляж, а не в крыло. Шасси снабжено колесами с пневматиками низкого давления; это обстоятельство наряду с использованием щитков и посадочного парашюта позволяет производить посадку самолета на грунтовых аэродромах.

Площадь киля самолета «Гриффон» увеличена по сравнению с самолетом «Жерфо», но площадь руля направления уменьшена.

На перехватчике «Гриффон» должен быть установлен комбинированный, турбопрямоточный двигатель. Однако в связи с невозможностью проведения летных испытаний недостаточно отработанного и доведенного самолета с таким двигателем, на первом опытном экземпляре для испытаний был использован обычный ТРД SNECMA Атар с форсажной камерой. Одновременно с доводками самолета в 1956 г. проводились испытания турбопрямоточного двигателя в аэродинамической трубе. Испытания второго опытного экземпляра самолета с этим двигателем начаты в мае 1957 г.

По некоторым сообщениям прессы, вооружение легкого перехватчика «Грифон» состоит из двух пушек калибра 30 мм и блоков с неуправляемыми реактивными снарядами.

Характеристика истребителя «Грифон»

Размах	8,0 м	Максимальное число М \geq 1,3
Длина	14,0 м	Вес около 5 т
Высота	4,0 м	

ЛИТЕРАТУРА

Aeroplane, № 2327, 6.IV.1956.

Air Pictorial and Air Reserve Gazette, v. 18, № 4, 1956.

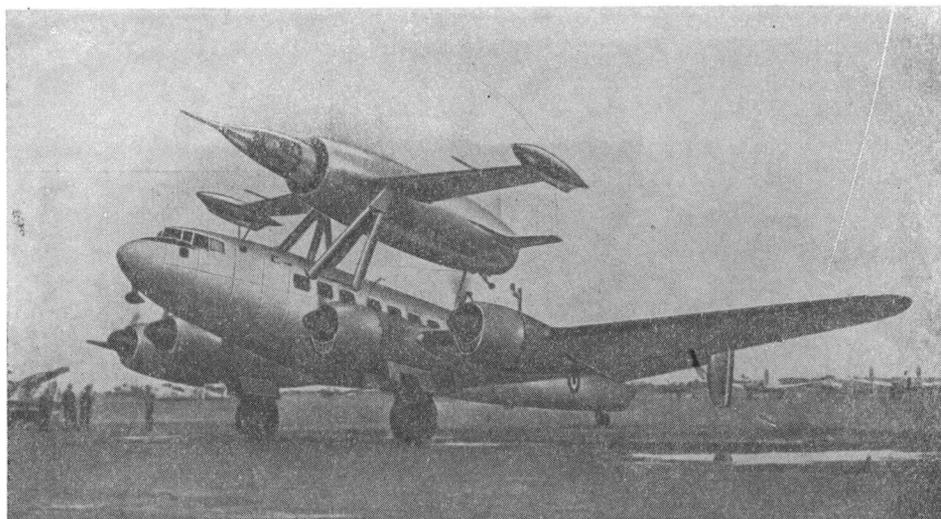
Flight, № 2464, 13.IV.1956.

Interavia Air Letter, № 3472, 11.V.1956.

ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК ЛЕДЮК 022 с ПВРД

Истребитель Ледюк 022 с прямоточным воздушно-реактивным двигателем рассчитан на достижение скорости, значительно превышающей $M=2$, и является развитием серии экспериментальных самолетов с ПВРД: Ледюк 010, 016 и 021.

Все самолеты этой серии запускались с самолета-носителя Лангедок при сравнительно небольшой скорости (например, самолет 021 запускался при скорости около 340 км/час) (фиг. 1).



Ф и г. 1. Установка экспериментального самолета Ледюк 021 на самолете-носителе Лангедок.

В связи с необычностью самолетов фирмы «Ледюк» при их проектировании пришлось решать не только большое количество конструктивных проблем по планеру и двигателю, но и ряд смежных задач. Так, в 1937 г. были спроектированы специальный топливный насос и газовая турбина для привода этого насоса, испытанные на трех самолетах 010. Было спроектировано бустерное управление.

Весьма важной работой явилось также проектирование отделяемой кабины, которая была вначале испытана на больших свободно падающих моделях. Опыты проводились с моделями самолетов Ледюк 010 и 021, построенными в масштабе $1/3$ и снабженными системой автоматического постепенного отделения кабины от самолета. За первыми испытаниями следовал ряд испытаний с полноразмерными моделями самолетов 010 и 021. Модели не отличались от натуральных самолетных кабин ни по весу, ни по аэродинамической компоновке и оборудованию. В систему сбрасывания были введены дополнительные усовершенствования. В существующей конструкции

летчик имеет одну ручку для отделения кабины от самолета. На кабине установлен стабилизирующий парашют для устойчивого спуска до безопасных высоты и скорости, на которых производится покидание кабины при помощи нормального индивидуального парашюта. Модифицированная система отделения предназначена для установки на самолеты 021 и 022.

Представляет интерес история развития самолетов Ледюк с ПВРД.

Первым самолетом из этой серии был самолет 010, построенный в декабре 1945 г. и 19 ноября 1946 г. совершивший первый полет. В течение года выполнено более 40 полетов с самолетом-носителем, включая отделение и планирование на посадку. В апреле 1949 г. выполнен первый самостоятельный полет с работающим ПВРД. Всего в 1949 г. самолет сделал пять полетов на высотах до 11 000 м, при этом достигнута скорость, соответствующая $M=0,75$. Второй экземпляр самолета 010 был построен в марте 1950 г. и испытывался зимой 1950/51 г. В следующую зиму оба экземпляра самолета 010 погибли. К февралю 1951 г. был построен третий самолет, получивший обозначение 016, на котором было установлено два ТРД Турбомека Марборе на концах крыла для крейсерского полета и посадки. Управление тремя силовыми установками (ПВРД, вспомогательный ТРД и основной ТРД) оказалось весьма сложным, и ТРД пришлось снять; после этого самолет получил обозначение 020.

Самолет 020 продолжал летать до 19 января 1954 г., когда он был передан в авиационный музей.

Следующей модификацией является самолет 021, первый экземпляр которого был построен в марте 1953 г. и поднялся в воздух 16 мая 1953 г. В феврале 1954 г. построен второй самолет 021. Эти самолеты к весне 1955 г. выполнили более 160 полетов со скоростями, соответствующими $M=0,85$.

Самолет 021 имел следующие основные данные:

Размах	11,6 м	Вес пустого самолета	3800 кг
Длина	12,5 м	Взлетный вес	6000 кг
Высота	2,75 м	Максимальное число M	0,85
Площадь крыла	22,1 м ²	Высота полета	около 20 км
		Продолжительность полета	от 15 мин. до 1 часа

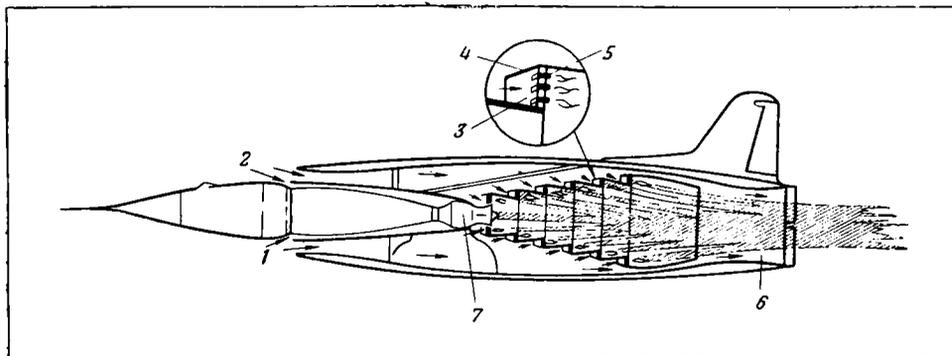
Самолет имел шасси велосипедной схемы с вспомогательным хвостовым колесом и подкрыльными стойками. Концевые gondолы использовались также для размещения топлива. Общий запас топлива в кессоне крыла и концевых баках составлял около 1800 л.

Самолет 021 был использован как основной прототип для истребителя 022, и многие его элементы сохранены без существенных изменений.

Подробности конструкции ПВРД самолетов Ледюк не известны, но общие принципы ее не составляют секрета (фиг. 2). Камера сгорания образована серией ступенчато расположенных концентрических кольцевых секций, в каждой из которых установлены в несколько рядов топливные форсунки высокого давления. Передняя часть каждой кольцевой секции наклонена внутрь, и за этой кромкой установлено кольцо с форсунками и завихрителями перед ними. В вершине конуса, образованного кольцевыми секциями, расположен ТРД для привода вспомогательных агрегатов, он же обеспечивает зажигание ПВРД. Топливо подается отдельно к каждому ряду форсунок, что позволяет регулировать тягу двигателя.

Отогнутая кромка кольцевой секции служит для торможения и поджигания потока, который проходит затем через отверстия, образованные завихрителями и форсунками; сгорание топлива происходит в потоке с высокой степенью турбулентности.

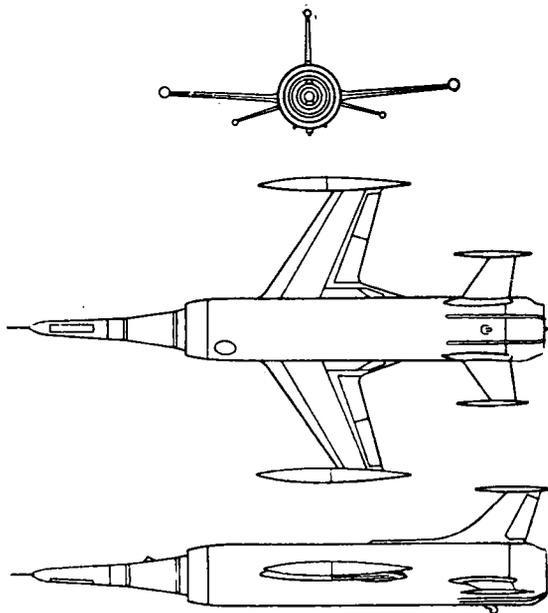
Камера сгорания изнутри на некотором расстоянии за последним кольцом форсунок покрыта кожухом из нержавеющей стали. При выходе из кожуха струя горячих газов отделена от основной конструкции самолета слоем холодного воздуха. Несмотря на то, что температура сгорания достигает 1800°C , конструкция не нагревается выше 50° .



Ф и г. 2. Схема двигателя самолета 021.

1—воздух для ТРД; 2—воздух для ПВРД; 3—завихрители; 4—наклонный экран; 5—три concentрических ряда форсунок; 6—слой холодного воздуха; 7—вспомогательный ТРД.

Двигатели всех самолетов Ледюк однотипны. Если на самолете 010 камера сгорания состояла из пяти секций, а на 021—из шести, то на истребителе 022 она образована семью секциями. Количество рядов форсунок было равно трем на всех секциях ранних двигателей, на двигателе самолета 022 количество их увеличено, вероятно, до 7, 14 и 21. Таким образом, общее количество форсунок будет очень большим (даже на самолете 010 их было более 500).



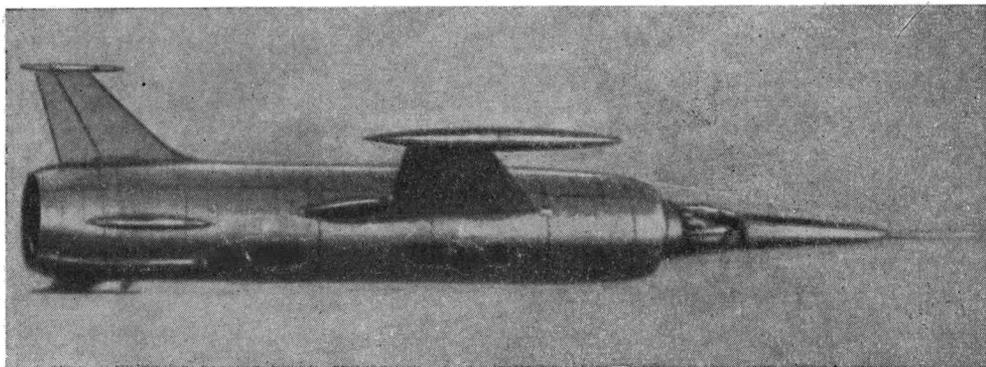
Ф и г. 3. Схема истребителя 022.

Истребитель 022 (фиг. 3,4) имеет обычное стреловидное крыло с углом стреловидности около 35° и с относительной толщиной 5—6%. Крыло—панельной конструкции, его наружная поверхность образована фрезерованными панелями, соединенными болтами. Обтекатели на концах крыла могут служить для размещения ракетного оружия. Фюзеляж представляет собой внешнюю оболочку ПВРД, имеющего диаметр более 1,8 м и длину около 11,8 м. Длина фюзеляжа по сравнению с самолетом 021 увеличилась, форма стала более цилиндрической. Центральное тело с кабиной летчика образовано двумя конусами. В связи с большими перегрузками летчик занимает лежачее положение.

Горизонтальное оперение имеет небольшое отрицательное поперечное V и состоит из полностью поворотных поверхностей.

Шасси самолета трехколесной схемы. Главные стойки убираются в корневую часть крыла, а носовая стойка—в заостренную переднюю часть носового конуса.

Еще на самолете 021 была предусмотрена установка в корневых частях крыла двух пушек калибра 30 мм. На истребителе 022 основным вооружением являются управляемые снаряды, однако предусмотрена установка пушечного и неуправляемого реактивного вооружения.



Ф и г. 4. Опытный истребитель 022 в полете.

Силовая установка состоит из основного ПВРД и установленного по его оси ТРД SNECMA Атар 101 D-3, имеющего тягу 2700 кг. При помощи ТРД производится взлет самолета и разгон до скорости запуска ПВРД, которая соответствует приблизительно числу $M=0,4$. Считают, что ПВРД можно включать и при разбеге, что позволит значительно сократить его длину. По величине тяги на расчетном режиме на большой высоте ПВРД эквивалентен ТРД с тягой 60 т при числе $M=2,4$ у земли.

Топливо размещается в герметических отсеках крыла и между двойной обшивкой воздушных каналов ПВРД.

Большая тяга ПВРД дает возможность выполнять самолету различные маневры без потери скорости. Так, например, истребитель сможет производить разворот на 180° с перегрузкой, равной трем, при скорости, соответствующей числу $M=2$. По заявлению конструктора, бомбардировщик, летящий на высоте 15 000 м, можно перехватить не более чем через три минуты с момента начала разбега. Высоту 25 000 м истребитель набирает менее чем за 4—5 мин.

Предполагают, что взлетный вес самолета составляет около 11 т, вес пустого—6 т, запас топлива 4200 л. С полным запасом топлива истребитель при включенном ПВРД, имеющем удельный расход топлива 2,5 кг/кг/час (число $M=2$), может летать всего 10 мин. Продолжительность полета на крейсерском режиме с одним работающим ТРД составит, вероятно, около 1 часа.

Максимальной высотой считают высоту 25 000 м, на которой возможно устойчивое горение в ПВРД. Конструктор самолета рассчитывает достичь максимальной скорости полета 4000 км/час.

Несомненно, что потребуются длительные летные испытания для получения расчетных характеристик самолета. Постройка опытных самолетов, начатая в 1953 г., значительно затянута. Намеченный срок начала летных

испытаний неоднократно отодвигался, последним сроком первого полета было начало 1956 г., но лишь в декабре 1956 г. самолет 022 совершил первый полет продолжительностью 25 мин. На первом этапе испытаний использовалась только тяга ТРД. В течение января и февраля 1957 г. самолет 022 сделал около 15 полетов с ТРД и был подготовлен к полетам с ПВРД.

Характеристика самолета 022

Размах крыла	10,0 м	Расчетная максимальная	
Полная длина	17,0 м	высота полета	25 000 м
Высота на стоянке	4,5 м	Взлетный вес	около 11 т
Расчетная максимальная ско-		Силовая установка	ПВРД+
рость полета	4000 км/час		ТРД SNECMA
			Атап-101D-3

Л И Т Е Р А Т У Р А

Aeroplane, № 2290, 10.VI.1955.

Aviation Magazine, № 219, 17.I.1957.

Aviation Week, 10.X.1955.

Flight, № 2316, 12.VI.1953; № 2371, 2.VII.1954; № 2394, 10.XII.1954; № 2398, 7.I.1955.

Interavia Air Letter, № 2906, 17.II.1954; № 3132, 7.II.1955; № 3633, 28.XII.1956; № 3657, 2.II.1957; № 3669, 20.II.1957.

L'air, № 219, II.1957.

ШВЕДСКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ Saab J-35 «ДРАКЭН»

В октябре 1955 г. при церемонии открытия новой аэродинамической трубы шведского авиационного института впервые была показана модель нового сверхзвукового истребителя фирмы «Свенска аэроплан» Saab-35 (обозначение ВВС—J-35). Истребитель отличался характерной формой крыла в плане, образованной двумя треугольниками, над которой фирма работала в течение последних лет.

Самолет Saab-35 проектировался по тактико-техническим требованиям ВВС Швеции, составленным в 1949 г. на одноместный истребитель, способный перехватывать околозвуковые бомбардировщики при любой погоде. От истребителя требовалась высокая маневренность, мощное вооружение и возможность эксплуатации с аэродромов умеренных размеров. Истребитель проектировался и строился фирмой «Saab» совместно с ВВС Швеции.

25 октября 1955 г. первый опытный экземпляр истребителя J-35 совершил первый полет. Как уже было отмечено выше, самолет имеет необычную форму крыла в плане и выполнен по схеме бесхвостки. Для получения нужной центровки пришлось значительно удлинить носовую часть фюзеляжа. Увеличением стреловидности корневой части крыла до 80° и уменьшением ее до 57° на концах преследовалась цель сохранить стабильность центровки самолета на разных режимах полета. Большой угол стреловидности позволяет несколько увеличить относительную толщину корневой части крыла. Форма крыла обеспечивает сравнительно большие внутренние объемы для размещения топлива и оборудования и в то же время малое сопротивление при сверхзвуковых скоростях.

На нижней поверхности крыла, у его концов, установлено по три пергородки, назначение которых состоит, очевидно, в уменьшении интенсивности мощных концевых вихрей треугольного крыла, возникающих благодаря большому сужению на концах. Наличие этих вихрей приводит к падению эффективности элеронов и является причиной того, что на некоторых самолетах элероны переносят с конца крыла ближе к корневой части. В корневой части крыло имеет утолщенную заднюю кромку. Конструкция крыла отличается небольшим весом.

Воздухозаборники вмонтированы в корневую часть крыла таким образом, что пограничный слой с носовой части фюзеляжа проходит мимо заборников. На задней кромке установлены комбинированные элероны-рули высоты (элевоны).

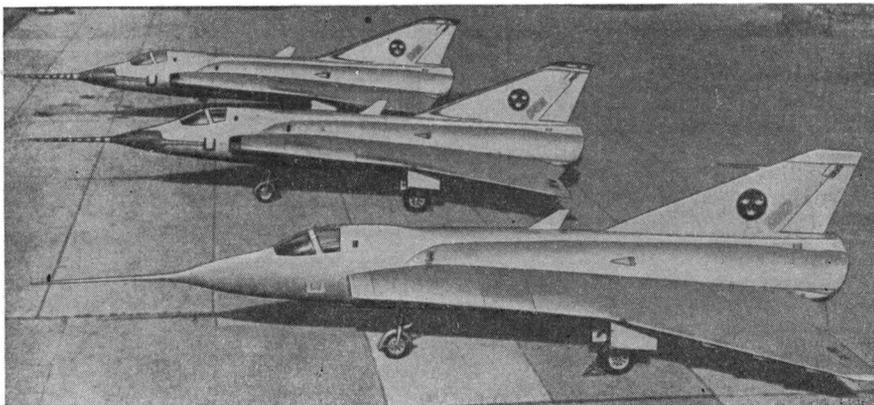
Вертикальное оперение обычное, однокилевое, с рулем направления. Киль имеет треугольную форму и продолжается вперед, к кабине, в виде невысокого гребня, в котором размещены различные проводки. Вертикальная поверхность, которую видно на гребне, является, вероятно, антенной необычной формы.

Кабина летчика герметизирована и оборудована полностью автоматическим катапультируемым сиденьем новейшего типа, разработанным фирмой «Saab».

Посадочные шасси—трехколесной схемы; необычной является конструкция основных стоек, которые укорачиваются при уборке для уменьше-

ния места, занимаемого в убранном положении. Уборка шасси производится в течение четырех секунд. Для сокращения длины пробега при посадке применяется тормозной посадочный парашют, уложенный в контейнере под килем.

На истребителе J-35 установлен ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» с форсажной камерой, построенной по лицензии шведской фирмой «Свенска флюгмотор».



Ф и г. 1. Опытные истребители J-35 на земле.

Истребитель вооружен пушками калибра 30 мм и управляемыми снарядами; конструкция пушек и управляемых снарядов разработана фирмой «Бофор». Предполагают, что пушки будут установлены в отверстиях, видимых на передней кромке крыла в месте ее излома и дальше к концу. В зависимости от типа применяемого вооружения вес самолета может составлять 8—9 т.

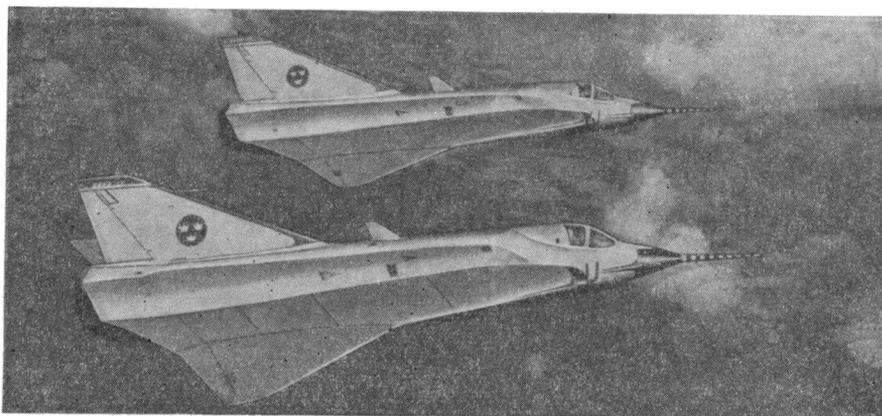
Как стало известно, в конце 1956 г. заключен контракт с американской фирмой «Лир» на постройку автоматической системы управления для самолета J-35. Эта система должна обеспечивать стабилизацию самолета относительно трех осей и увеличение его устойчивости. Управление самолетом полностью бустерное. Усилия от руля направления и на ручке создаются имитаторами усилий и автоматически регулируются по скорости.

На самолете применена новая гидравлическая система малого веса с высоким рабочим давлением (210 кг/см^2), которая дублируется для обеспечения большей надежности.

В связи с тем, что истребитель J-35 рассчитан на три различных диапазона скоростей (дозвуковой, околозвуковой и сверхзвуковой), при проектировании этого самолета потребовались большие аэродинамические исследования. Модели самолета J-35 испытывались в аэродинамических трубах Шведского научно-исследовательского авиационного института, фирмы «Saab», фирмы «Свенска флюгмотор» и Технологического института в Стокгольме. Для исследования необычной, совершенно новой формы крыла в плане, кроме трубных исследований, были проведены испытания летающей модели в $1/2$ натуральной величины—реактивного самолета Saab-210. Эти испытания подтвердили правильность выбранной схемы. Кроме того, проведены эксперименты с моделями в бассейнах. Модели сбрасывались в воду, поверхность которой была покрыта алюминиевым порошком, дававшим возможность видеть характер обтекания.

Много исследований проведено по флаттеру, аэроупругости, кинетическому нагреву и т. п. С целью проверки прочности остекления при столк-

новении с птицами была построена специальная «пушка», которая выбрасывала птиц на остекление самолета со сверхзвуковыми скоростями.



Ф и г. 2. Истребители J-35 в полете.

Проведены подробные тензометрические измерения при статических испытаниях прочности самолета, для которых использовано более 5000 тензометров.

К осени 1956 г. было построено три опытных экземпляра истребителя J-35 (фиг. 1, 2). С 1956 г. истребитель поступил в серийное производство.

Характеристика истребителя Saab J-35

Размах крыла	9,4 м	Максимальная скорость . . .	>1600 км/час
Длина самолета	14,25 м	Силовая установка . . .	ТРД Роллс-Ройс «Эйвон» RA.28 с форсажной камерой
Полетный вес	8—9 т		

ЛИТЕРАТУРА

- Aeroplane*, № 2356, 26.X.1956.
Aviation Magazine, № 209, 1.XI.1956.
Flight, № 2441, 4.XI.1955; № 2492, 26.X.1956.
Interavia Air Letter, № 3856, 15.XI.1957.

КАНАДСКИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК АВРО КАНАДА CF-105 «ЭРРОУ»

ВВС Канады в 1953 г. начали переговоры с фирмой «Авро Канада» о постройке истребителя, скорость которого в два раза превосходила бы скорость серийного истребителя-перехватчика CF-100. Переговоры закончились летом 1954 г. подписанием контракта на проектирование и постройку двух опытных экземпляров сверхзвукового всепогодного истребителя с двумя ТРД, получившего обозначение CF-105 «Эрроу».

По неофициальным сообщениям, всепогодный истребитель CF-105 имеет треугольное крыло; расчетная скорость полета будет в три раза больше скорости истребителя CF-100, что соответствует 2400—2900 км/час, дальность достигнет более 2400 км и высота полета—19—20 км. Вооружение состоит из управляемых снарядов «воздух—воздух». Самолет будет снабжен автоматической системой перехвата и прицеливания, разработанной фирмой «Хьюз» (США). Как заявил президент фирмы «Авро Канада», истребитель CF-105 специально проектировался с учетом условий эксплуатации в полярных районах.

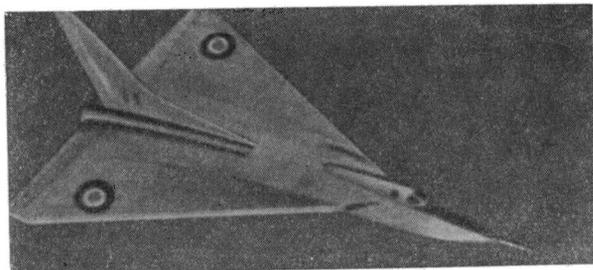
Самолет CF-105—это тяжелый дальний истребитель с двумя ТРД (полетный вес до 34 т). Обеспечение его расчетных характеристик оказалось возможным только при установке весьма мощных ТРД малого веса. Ни один из существующих ТРД не удовлетворяет поставленным требованиям, хотя вначале делались предположения об использовании таких ТРД, как улучшенный Бристоль «Олимп», Роллс-Ройс «Конкуэй» и др. Фирма «Авро Канада» начала самостоятельно проектировать для своего нового самолета ТРД с тягой более 9000 кг без применения форсажной камеры; малый вес этого ТРД обеспечивался широким применением титана. Этот двигатель, получивший обозначение PS-13 «Ирокез», имеет двухкаскадный компрессор; тяга без применения форсажной камеры превышает 9000 кг, а расчетная тяга с форсажной камерой достигает 13 600 кг. Как стало известно, разработанный фирмой «Оренда» ТРД «Ирокез» успешно прошел предварительные 50-часовые летные испытания.

Предполагают, что на опытных самолетах CF-105 будут устанавливаться 2 ТРД Пратт-Уитни J-75.

В 1955 г. была начата постройка двух опытных экземпляров истребителя CF-105 на заводе фирмы «Авро Канада» в Мэлтоне. Указывалось, что летные испытания опытного самолета могут начаться только в конце 1957 г. Весной 1956 г. представители фирмы заявили о том, что начата подготовка к серийному производству.

Переход на сверхзвуковую скорость полета обусловил необходимость разработки большого количества нового оборудования. Так, фирма «Гаррет» в Канаде объявила, что она проектирует для истребителя CF-105 новый теплообменник, который является частью полной системы кондиционирования воздуха и наддува, разработанной фирмой «Эйррисерч». Сообщается, что этот теплообменник должен быть самой большой установкой такого типа из нержавеющей стали, когда-либо разрабатывавшейся для самолета. Кроме того, фирма «Эйррисерч» разработала для истребителя

CF-105 пять масляных радиаторов, охлаждающую турбину, два привода и систему регулирования температуры.



Ф и г. 1. Всепогодный истребитель CF-105.

Никаких сведений о компоновке самолета в печати не публиковалось. Некоторое представление о возможном внешнем виде CF-105 дает иллюстрация из журнала «Aeroplane» за август 1956 г. (фиг. 1).

Характеристика истребителя CF-105

(предположительная)

Максимальная скорость полета . . .	2400 км/час
Высота полета	19 000—20 000 м
Дальность полета	~2400 км
Полетный вес	~34 т
Силовая установка	2 ТРД Орнда «Ирокез», тяга без форсажа ~9000 кг, тяга с форсажем 13 600 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

Aeroplane, № 2345, 10.VIII.1956.

Aero Digest, v. 73, № 2, VIII.1956.

Aviation Week, 13.VIII.1956.

Canadian Aviation, № 3, 1957.

Flight, № 2371, 2.I.1956; № 2438, 14.X.1956; № 2469, 18.V.1956; № 2510, 1.III.1957.

Interavia Air Letter, № 3669, 20.IV.1957.

АМЕРИКАНСКИЙ ДАЛЬНИЙ БОМБАРДИРОВЩИК КОНВЭР В-58 «ХАСЛЕР»

В 1952 г. в прессе появились сообщения о том, что ВВС США провели конкурс на проект сверхзвукового дальнего бомбардировщика, в связи с чем упоминались и проекты фирм «Конвэр» (ХВ-58) и «Боинг» (ХВ-59). Для постройки был принят проект бомбардировщика ХВ-58, разработанный фирмой «Конвэр». Самолет рассчитывался на дозвуковую крейсерскую скорость ($M=0,95$) и сверхзвуковую максимальную скорость ($M=1,5$). Опытный экземпляр самолета намечалось передать на испытания к весне 1955 г.

Фирма «Конвэр» является отделением концерна «Дженерал дайнэмикс корпорейшн» с административными отделами в Сан-Диего. Завод фирмы в Форт-Уэрте имеет производственную площадь почти 420 000 м² и количество работающих около 21 000 человек. На этом заводе строились бомбардировщики Конвэр В-36. Последний самолет В-36 был выпущен в 1954 г.

Решение ВВС о создании сверхзвукового бомбардировщика привлекло внимание к проектам реактивных самолетов-заправщиков, так как для получения приемлемой дальности необходимо было применять заправку топливом в полете на больших высотах и скоростях.

При проектировании бомбардировщика В-58 фирма «Конвэр» использовала опыт создания истребителя F-102 и остановилась на бесхвостой схеме с тонким треугольным крылом, на котором должны были устанавливаться четыре ТРД с форсажными камерами.

Была принята обычная для американских самолетов схема установки двигателей на пилонах. Благодаря треугольной форме крыла двигатели, по соображениям центровки, должны были устанавливаться на значительном расстоянии перед линией центров давления крыла, что приводило к опасности чрезмерного нагрева нижней поверхности крыла струями выхлопных газов. Это было особенно опасно в связи с тем, что основная часть конструкции крыла должна была являться топливным баком.

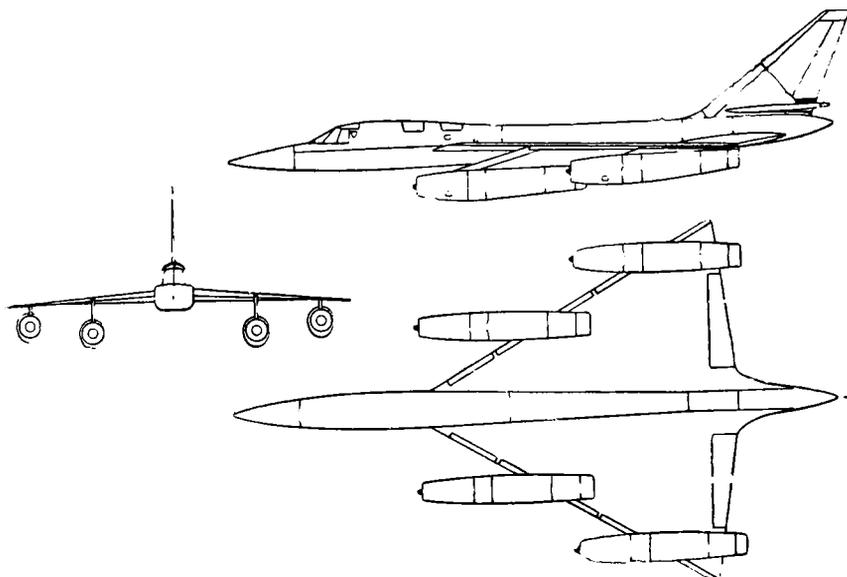
Первоначально предполагалось разместить ТРД в двух спаренных гондолах на пилонах, но наземные испытания двигателей J-47 и J-57 с форсажными камерами показали, что температура нижней поверхности крыла, имеющего большую хорду, при таком расположении будет увеличиваться выше допустимого предела, особенно на земле. В следующем варианте четыре ТРД устанавливались в гондолах под и над крылом, но такая компоновка не удовлетворяла «правилу площадей», и от нее пришлось отказаться.

Получение заявленных фирмой характеристик встретило серьезные трудности, в связи с чем вопрос о целесообразности постройки такого бомбардировщика подвергся длительному обсуждению в военных кругах. Только в мае 1954 г. ВВС США приняли решение считать создание сверхзвукового бомбардировщика В-58 задачей первостепенной важности.

В речи министра авиации Тальботта указывалось, что на создание нового бомбардировщика дальнего действия, который должен заменить бомбардировщик Боинг В-47, будет расходоваться около 100 млн. долл. в год.

К числу основных технических трудностей относились не только проблемы создания планера сверхзвукового самолета-бомбардировщика, но также проблемы создания новой техники быстрой заправки топливом в полете, заправщика с весом переливаемого топлива около 45 т, совершенно новых двигателей для бомбардировщика и заправщика и др.

Организация опытного производства бомбардировщика XB-58 была осуществлена в соответствии с принципами создания «системы авиационного оружия», разработанными Управлением ВВС по исследованиям и усовершенствованиям. Согласно этим принципам, боевой самолет должен



Ф и г. 1. Схема самолета В-58.

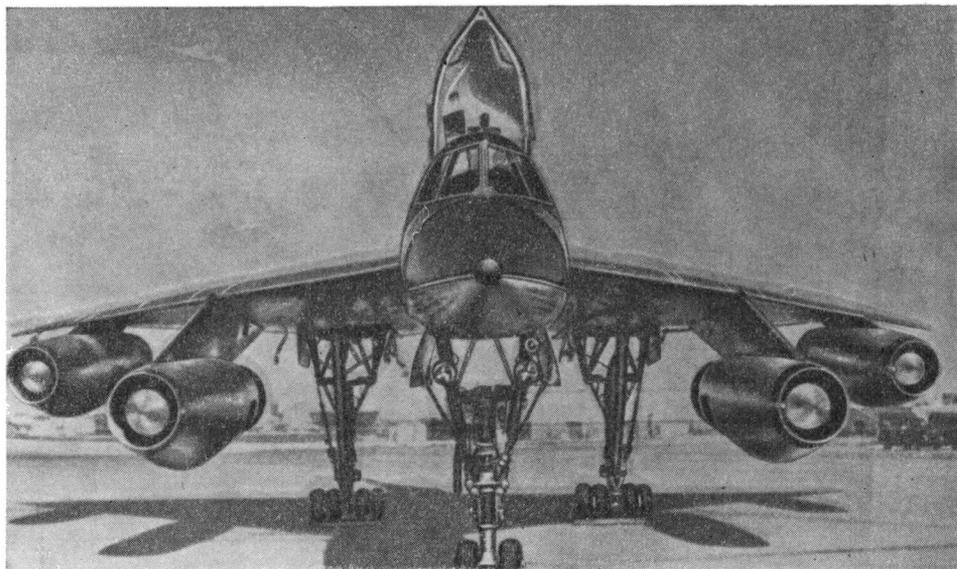
создаваться как комплексная система, в которой каждая отдельная составная часть проектируется в комплексе с другими частями. Так, например, за планер бомбардировщика В-58, двигатель, самолетное и наземное оборудование, вооружение и т. п. несет ответственность основной поставщик—фирма «Конвэр». ВВС покупают «систему оружия», обозначенную В-58, у одного поставщика—фирмы «Конвэр». Эта фирма решает, кто и какие части системы будет строить, размещает все заказы, работает в контакте с каждым из сотен изготовителей оборудования, которых она выбрала, и таким образом объединяет работу по всей системе. Количество оборудования, которое ВВС заказывают для самолета, сводится к минимуму.

Еще в 1954 г. фирма «Конвэр» заключила договоры с целым рядом фирм на проектирование и постройку систем для бомбардировщика В-58. Главнейшими из этих систем были следующие: бомбардировочно-навигационная система (фирма «Сперри»); автопилот и система управления (фирма «Бендикс»); оборонительная система первого этапа (фирма «Эмерсон электрик»); оборонительная система второго этапа (фирма «Сильвания»); система кондиционирования воздуха и герметизации (фирма «Гамильтон стандарт»); система фотооборудования (фирма «Ферчайлд камера энд инструмент»); электроприводы и другое электрооборудование (фирма «Вестингауз»).

Относительно оборонительной системы бомбардировщика В-58 указывалось, что на первом этапе она будет представлять вооружение обычного

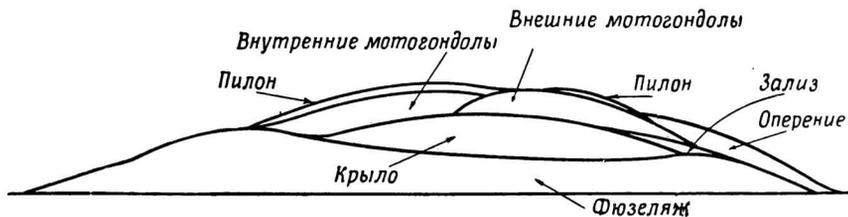
типа (возможно, что речь шла о шестиствольной пушке «Вулкан»), а на втором этапе было намечено установить реактивное и противолокационное вооружение.

Система управления для бомбардировщика В-58 снабжена гидросилителями и включает в себя устройства для автоматического изменения продольной балансировки при изменении скорости полета. В 1956 г. эта система проходила испытания на истребителе Нортроп F-89F «Скорпион».



Ф и г. 2. Первый опытный экземпляр бомбардировщика В-58.

К концу 1954 г. фирма «Конвэр» окончательно остановила свой выбор на ТРД Дженерал Электрик J-79 и приняла установку четырех двигателей J-79 на отдельных пилонках под крылом (фиг. 1, 2). Бомбардировщик В-58 явился, таким образом, первым самолетом с треугольным крылом, у которого двигатели размещены на пилонках.

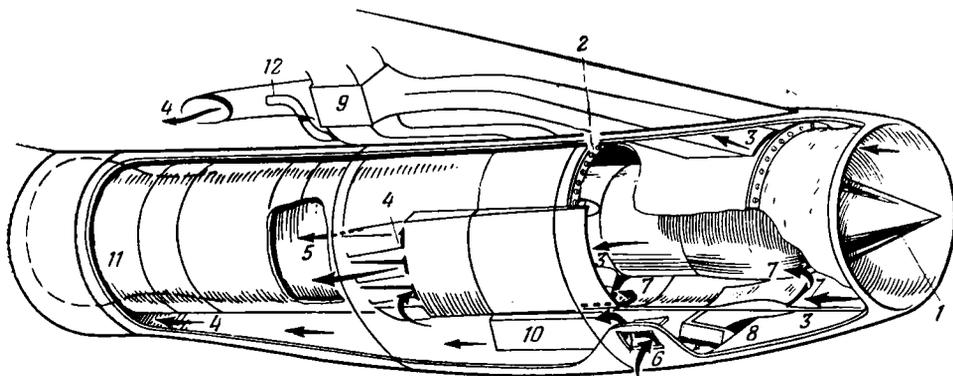


Ф и г. 3. Диаграмма распределения площадей сечений по длине бомбардировщика В-58.

Все четыре гондолы ТРД расположены таким образом, что они точно заполняют диаграмму площадей для получения минимального сопротивления в околозвуковой области (фиг. 3). Термодинамика ТРД рассматривалась как единый фактор совместно с аэродинамикой и термодинамикой планера. Уже упоминалась проблема нагревания нижней поверхности крыла при работе двигателя на земле; в полете такая проблема не возникла, хотя угол установки гондолы для получения максимального коэф-

фициента восстановления давления на входе при дозвуковом крейсерском режиме на большой высоте (т. е. при большом угле атаки) усугублял нагревание и требовал компромиссного решения. С целью уменьшения нагрева крыла внутренние гондолы установлены с заметным положительным углом, а наружные—с отрицательным (выхлопные сопла последних находятся на достаточном расстоянии от задней кромки).

При выборе положения гондол двигателей сомнительным оставался вопрос о влиянии вибраций в струях выхлопных газов на нижнюю поверхность крыла. Испытания, проведенные с ТРД J-57, при которых струя направлялась под углом к поверхности крыла, позволили выявить условия возникновения нежелательных явлений и своевременно избежать их.



Ф и г. 4. Схема гондолы двигателя J-79.

1—регулируемый носовой конус; 2—вход двигателя; 3—заборники охлаждающего воздуха; 4—выход охлаждающего воздуха; 5—поток между двигателем и внутренним кожухом; 6—створка воздухозаборника, открывающаяся при малых скоростях полета; 7—обратный ток охлаждающего воздуха при малых скоростях полета; 8—масляный радиатор; 9—теплообменник системы кондиционирования воздуха; 10—группа агрегатов; 11—сопло форсажной камеры; 12—эжектор.

Особый интерес представляет аэродинамика сверхзвуковых воздухозаборников и газозвоздушных трактов двигателей. При увеличении скорости полета становится все более трудным проектирование воздухозаборника, свободного от пульсаций и срывов во всем диапазоне скоростей. Пульсации на входе могут вызвать срыв потока в компрессоре или срыв пламени в двигателе и даже привести к усталостному разрушению лопаток компрессора или входного канала при длительной работе. По этим и другим причинам фирма «Конвэр» решила применить многоскачковый диффузор с автоматическим регулированием входной части, который обеспечивает оптимальное восстановление давления как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях. Для выбора наилучшей формы входа и системы регулирования были проведены многочисленные испытания в восьми различных трубах.

На схеме (фиг. 4) показано распределение потоков в гондole. Даже для охлаждения масляной системы ТРД использован воздух. Весь воздух берется в главном воздухозаборнике, который имеет переменную геометрию благодаря перемещению центрального конуса при помощи системы, разработанной фирмой «Миннеаполис Ханиуэлл». Эта система также открывает и закрывает створки на кромках диффузора, служащие для получения определенного положения второго (нормального) скачка внутри заборника.

Поступающий в двигатель воздух разделяется на основной поток, обеспечивающий работу ТРД (около 89% всего расхода воздуха), и вторичный—для охлаждения ТРД, оборудования, масла и гидравлической

жидкости, а также для питания кабины. Все основные агрегаты вспомогательного оборудования самолета и двигателя установлены прямо на приводных рессорах под двигателями. Насколько возможно, каждый агрегат установлен в «аэродинамической тени» предыдущего, так что они образуют ряд с минимальной лобовой площадью. Воздух для кабины отбирается с очень высокой температурой (при некоторых условиях больше 400°C) от компрессора двигателя и охлаждается одним из потоков наружного воздуха, причем последний ускоряется за счет эжекции отбираемым воздухом, как показано на фиг. 4. В ТРД с высокой степенью повышения давления при $M \sim 2$ температура на выходе из компрессора почти так же высока, как на выходе из горячей части ТРД. Это обстоятельство явилось одной из причин отказа от противопожарных перегородок в гондолах и применения вместо них мощного потока охлаждающего воздуха между двигателем и капотом. Воздух не только образует охлаждающую оболочку, но и изолирует двигатель от пилона, хотя последний и имеет на нижнем конце противопожарную перегородку и огнезащитный слой в месте соединения с крылом. Сам пилон полностью вентилируется.

Чтобы полностью компенсировать заметное противодавление в главном воздухозаборнике при работе на земле, при взлете и при полете с малыми скоростями, во вторичной воздушной сети имеются отверстия для охлаждения, расположенные в наружной обшивке гондолы; через эти отверстия наружный воздух поступает во вторичную сеть при полетах с $M < 0,6$. Часть воздуха проходит через охладители в обратном направлении и приходит в главный воздухозаборник, компенсируя потерю давления в нем; в то же время оставшийся воздух проходит вокруг двигателя и вспомогательных агрегатов и затем выходит в конце гондолы.

По требованию ВВС США фирма «Конвэр» проводит интенсивные испытания в трубе НАСА, воспроизводящей условия обледенения, с целью устранения необходимости в противообледенительной системе главного входа путем соответствующего его проектирования.

Кроме ТРД, на серийном самолете предусматривается установка ЖРД (вероятно, двух, тяга которых будет использоваться на взлете и на некоторых этапах выполнения боевого задания). Проектирование и изготовление ЖРД поручено фирме «Белл», которая, как сообщают, использует опыт, приобретенный ею при разработке камер сгорания ЖРД, предназначенных для второй ступени искусственного спутника «Авангард». Известно, что тяга каждого из этих ЖРД составляет около 4500 кг.

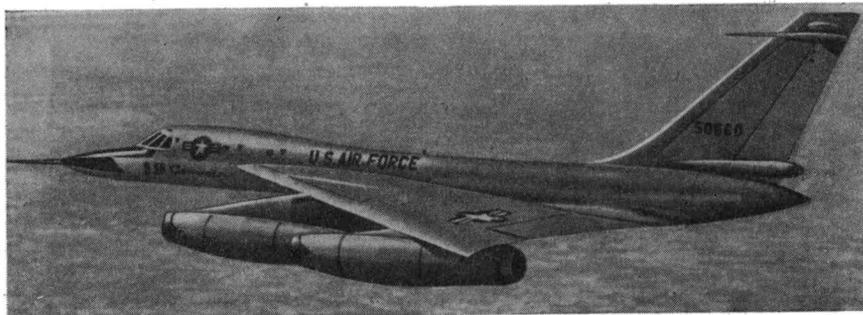
Конструкция планера была в основной своей части достаточно ясной, хотя конструкция крыла, несомненно, потребовала решения нескольких сложных проблем. Аэродинамическая компоновка крыла подобна компоновке крыла истребителя F-102, за исключением перегородок, в которых, по мнению фирмы «Конвэр», нет необходимости. В плане крыло имеет правильную треугольную форму, без видимых изломов, угол стреловидности по передней кромке 60° , по линии четвертей хорд 54° . Крыло заклинено под большим углом к фюзеляжу.

С целью уменьшения составляющей индуктивного сопротивления, вызванного подъемной силой, в аэродинамической схеме крыла применена так называемая коническая крутка. Крыло с конической круткой имеет прогрессивно возрастающую кривизну носка по направлению от корня к концам крыла, как это хорошо видно на фиг. 5. Коническая крутка изменяет распределение подъемной силы по размаху крыла, приближая его к идеальному эллиптическому, и поворачивает вектор суммарной аэродинамической силы к вертикали, уменьшая горизонтальную составляющую, т. е. лобовое сопротивление. Уменьшение сопротивления тонкого крыла при дозвуковых скоростях не вызывает ухудшения характеристик при

сверхзвуковых скоростях; дополнительным преимуществом является улучшение взлетно-посадочных характеристик самолета.

Крыло подобного типа впервые было применено фирмой «Конвэр» на истребителе F-102 в период его модификации в соответствии с «правилом площадей». Летные испытания, проведенные на бомбардировщике В-58, показали заметное увеличение дальности полета, которое объясняют применением конической кривизны крыла.

На передних кромках крыла установлены предкрылки, каждый из которых состоит из четырех секций; торцы предкрылков срезаны под прямым углом к передней кромке крыла, а не параллельно оси фюзеляжа, как



Ф и г. 5. Первый полет самолета В-58. Хорошо видна коническая кривизна крыла.

это принято на других самолетах. У корня крыла, в месте соединения с фюзеляжем, на большей части хорды нет зализов, хотя в хвостовой части ее имеется большой зализ, выходящий за пределы кромки. Основная часть крыла представляет собой герметический топливный отсек.

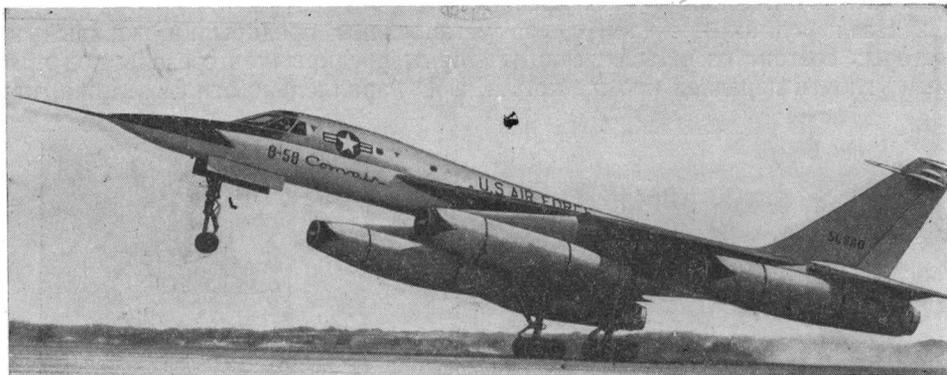
Фюзеляж в соответствии с «правилом площадей» имеет, по-видимому, не совсем обычную форму и очень тонок. В районе крыла его диаметр составляет всего 1,4—1,5 м, но в сечениях по кабине экипажа он увеличивается. Заостренная носовая часть фюзеляжа, в которой установлена радиолокационная антенна, переходит в фонарь треугольного сечения со сходящимися под острым углом гранями. Предполагают, что экипаж бомбардировщика состоит из трех человек и размещен следующим образом: летчик в кабине в носовой части фюзеляжа, штурман-бомбардир и оператор системы оборонительного вооружения в отдельных кабинах, расположенных одна за другой и имеющих отдельные входы.

По общим очертаниям высокий стреловидный киль с рулем направления очень походит на вертикальное оперение истребителя F-102 и имеет такие же небольшие горизонтальные поверхности над рулем направления; это устройство является, вероятно, своего рода спрямителем потока для сохранения плавности обтекания при отклонении руля на большой скорости полета.

Интересно шасси самолета. Благодаря весьма большому посадочному углу атаки, характерному для всех самолетов с треугольными крыльями (фиг. 6), стойки шасси отличаются большой высотой. Тележки главных стоек шасси состоят из восьми колес каждая, по четыре колеса в ряд; уборка таких тележек в крыло с малой относительной толщиной должна была представлять чрезвычайно сложную задачу. Носовая стойка имеет спаренные колеса и убирается в фюзеляж простым поворотом. Специально для бомбардировщика В-58 фирмой «Дженерал тайр энд раббер кампэни» были разработаны покрышки нового типа, известные под названием «Эркет». Новая покрышка

имеет диаметр ~ 560 мм, весит всего 8,15 кг и отличается широкой плоской колеей.

Одной из проблем, которая становится все более острой при проектировании скоростных самолетов с герметическими топливными отсеками в крыльях, является быстрое возрастание или понижение температуры



Ф и г. 6. Взлет самолета В-58. Обращает на себя внимание очень большой угол атаки.

топлива от изменения температуры обшивки, зависящей в свою очередь от солнечного и кинетического нагрева. Причина этого явления заключается в увеличении отношения площади поверхности к объему. Сообщают, что фирмой разработан интересный способ уменьшения теплопередачи, но он держится в секрете.

Оказалось, что сотовая конструкция из нержавеющей стали хорошо противостоит как высоким температурам на поверхности, так и интенсивным вибрациям высокой частоты от ТРД. Известно, что на самолете В-58 применено 95—110 м² цельнометаллических конструкций из нержавеющей стали с наполнителем (сотовый наполнитель припаивается к обшивке). Такие конструкции используются в частях крыла и фюзеляжа, подверженных действию горячих газов от двигателей. Около 15% наружной поверхности самолета покрыто нержавеющей сталью, включая задние части гондол двигателей, пилоны, большую часть нижней поверхности крыла и элероны. В конструкции широко применяются также склеенные панели, образованные тонкими обшивками из алюминиевых сплавов с сотовым наполнителем из стеклоткани или алюминия.

Кроме этих конструктивных способов, для бомбардировщика были разработаны другие способы уменьшения нагрева. К ним относятся: хранение самолета перед взлетом в тени, быстрый набор до высоты с низкой температурой воздуха, ограничение времени полета со сверхзвуковой скоростью, применение специального покрытия для лучшего отражения солнечной радиации (у бомбардировщика «Хаслер» и верхние и нижние поверхности окрашены в белый цвет), а также использование изолирующих чехлов и охлаждения на земле в случае высокой температуры окружающего воздуха. Потребовалась большая работа также для решения проблем создания теплостойких вспомогательных систем, гидравлических жидкостей и кондиционирования кабины экипажа.

На бомбардировщике В-58 применено много электронного оборудования. И если из 1300 инженеров фирмы «Конвэр», работавших над проектированием самолета В-58, было только 239 специалистов по электронике, то из 1920 инженеров, работавших над различными системами этого само-

лета на заводах-поставщиках, свыше 80% являлись специалистами по электронике.

Большое количество сложного электронного оборудования объясняется широкой автоматизацией управления рабочими процессами на бомбардировщике. Сообщается, что 16 систем самолета, включая систему оборонительного вооружения, работают автоматически.

Отделение «Гамильтон стандарт» фирмы «Юнайтед эркрафт» поставляет для бомбардировщика В-58 полностью автоматическое оборудование для кондиционирования воздуха и наддува кабины, систему аварийного



Ф и г. 7. Второй экземпляр бомбардировщика В-58 с подвеской контейнера.

управления подачей топлива и пневматические стартеры двигателей. Система кондиционирования и наддува служит для охлаждения кабины экипажа, колдцов шасси и различных блоков оборудования. Кроме наддува кабины и регулирования температуры, система используется для осушения кабинного воздуха, подачи воздуха для борьбы с запотеванием и для удаления дождевой воды с остекления.

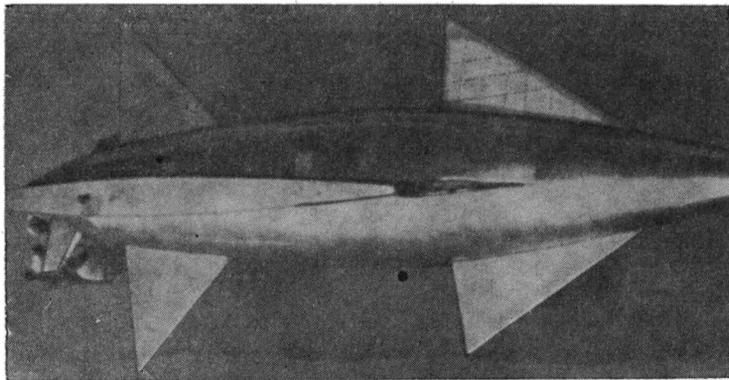
Одной из особенностей бомбардировщика В-58 является то, что он будет первым в США боевым самолетом, построенным на полупроводниках. Фирма «Конвэр» еще в 1954 г. заказала автопилот (фирме «Эклипс пайонир») и топливомер (фирме «Миннеаполис Ханиуэлл»), построенные на полупроводниковых приборах, и настаивала перед другими поставщиками оборудования на возможно более широком применении полупроводников.

На самолете применена система переменного тока. Фирма «Вестингауз» спроектировала и поставляет всю систему электрооборудования, в которой имеются альтернаторы мощностью по 40 *кв*а, рассчитанные на работу при высокой температуре и охлаждаемые маслом от системы смазки двигателей. Питание постоянным током осуществляется с помощью силиконовых выпрямителей.

Бомбардировщик В-58 спроектирован с учетом подвески разнообразных боевых грузов под фюзеляжем (фиг. 7). Это объясняется очень малыми размерами фюзеляжа, в котором не может быть размещено наступательное вооружение. Плоское днище фюзеляжа позволяет подвешивать различные контейнеры, которые, как можно предположить, сбрасываются вместе с содержащимися в них бомбами или другими средствами поражения. Пример такого контейнера показан на фиг. 8.

При выполнении большинства заданий бомбардировщик В-58 будет просто носителем одного из таких контейнеров. В одном из них может быть ядерное оружие, в другом—фотоаппараты, в третьем—оборудование для

создания помех радиолокационным станциям противника и т. п. Бомбардировщик В-58 будет также применяться как самолет—носитель управляемых снарядов Ферчайлд «Дак» и «Гуз»; проходящий испытания управляемый снаряд Ферчайлд «Блу Гуз», являющийся частью этой системы, рассчитан на большие дальности. Относительно назначения этого снаряда высказываются различные предположения. Некоторые считают снаряд «Блу Гуз»



Ф и г. 8. Контейнер для размещения различных видов вооружения или оборудования. Интересны небольшие несущие поверхности в носовой части.

беспилотным истребителем-перехватчиком, другие—цельнопластмассовым снарядом длиной 6—9 м, несущим уголкового отражатели для создания помех радиолокационным станциям противника. Высказывались также предположения, что этот снаряд будет выпускаться с бомбардировщика В-58 в качестве отвлекающей цели для зенитных управляемых снарядов.

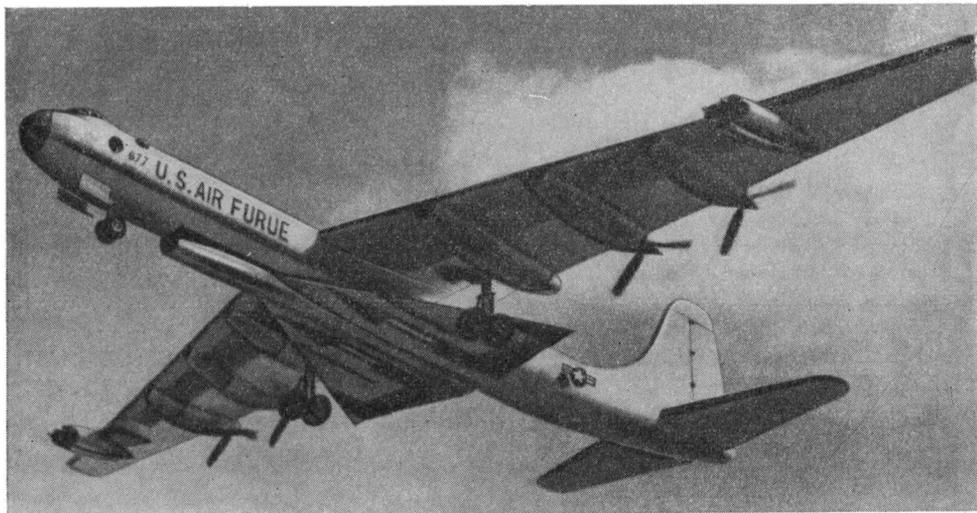
Таким образом, самолет В-58 может использоваться как в основном варианте носителя ядерного оружия, так и в вариантах разведчика, летающей станции радиолокационных помех и дальнего перехватчика. Предусмотрены также варианты подвесных гондол для использования самолета «Хаслер» в качестве заправщика и транспортного самолета.

В варианте фоторазведчика самолет В-58 снабжается подвесной гондолой, в которой размещается система фотооборудования, разработанная фирмой «Ферчайлд инструмент». Эта система включает две строенные установки аэрофотоаппаратов (всего шесть), одну камеру для перспективной съемки, направленную вперед, и одну камеру с компенсацией сдвига изображения для съемки на малых высотах. Кроме того, предусмотрена установка одного прицельного аэрофотоаппарата или веера из пяти таких аэрофотоаппаратов для съемки вниз. Установка снабжена телевизионным видоискателем, углы обзора которого изменяются в пределах $\pm 45^\circ$ по азимуту и от 0 до 90° по углу возвышения, с полем обзора, изменяющимся в пределах 10—40°, и освещенностью в пределах от 0,5 до 8000 фотолампбертов.

В конце августа 1956 г. первый экземпляр сверхзвукового бомбардировщика В-58 был закончен постройкой и передан на испытания (фиг. 2), а 11 ноября 1956 г. он совершил первый полет продолжительностью 38 мин.

В феврале 1957 г. начал проходить испытания второй опытной экземпляр самолета В-58, оборудованный подвесным контейнером под фюзеляжем (фиг. 7).

В марте 1957 г. был построен для статических испытаний третий экземпляр самолета В-58. Интересно решение фирмой вопроса о транспортировке этого самолета с завода в Форт-Уэрте на базу ВВС в Дейтоне. По расчетам фирмы, наиболее экономичным способом перевозки оказалась перевозка по воздуху в подвешенном виде под бомбардировщиком В-36 (фиг. 9). У бомбардировщика В-36 пришлось снять винты с двух внутренних моторов, у бомбардировщика В-58 были сняты гондолы двигателей с пилонами и носовая часть фюзеляжа.



Ф и г. 9. Транспортировка бомбардировщика В-58 на статические испытания при помощи бомбардировщика Конвэр В-36

По официальным заявлениям, в 1957/58 бюджетном году должно быть заказано еще 18 опытных самолетов В-58 дополнительно к ранее заказанным 13 экземплярам. Серийные заказы, как ожидают, будут сделаны в 1959 бюджетном году. Стоимость бомбардировщика В-58 составит не более 70% стоимости стратегического бомбардировщика В-52, т. е. около 6 млн. долларов.

Если бомбардировщик В-58 оправдает возлагаемые на него надежды, то он, возможно, заменит существующий средний бомбардировщик стратегической авиации ВВС США В-47. Полагают также, что на бомбардировщик В-58 можно будет возложить некоторые задачи, выполняемые сейчас дозвуковым межконтинентальным бомбардировщиком Боинг В-52.

По сообщениям прессы, на высотах более 12 000 м бомбардировщик В-58 достигал скорости 2 400 км/час, хотя его крейсерская скорость полета дозвуковая. Дальность полета, вероятно, не удовлетворяет требованиям стратегических ВВС, так как самолет «Хаслер» может выполнять стратегические задания только с применением заправки топливом в полете. Кроме заправки на пути к цели и на обратном пути при полетах на максимальную дальность, потребуется, вероятно, еще заправка над территорией противника.

В настоящее время фирма «Конвэр» работает над дальнейшим усовершенствованием самолета В-58. Новый самолет, получивший наименование «Супер Хаслер», рассчитывается на сверхзвуковую крейсерскую скорость полета, соответствующую числу $M=2$. Предполагается, что на нем будут при-

менены новые высококалорийные топлива. Предполагаемый срок постройки опытного экземпляра—1962—1963 гг.

Характеристика бомбардировщика В-58

Размах крыла	~17 м	Крейсерское число М . . .	~0,95
Длина	~29 м	Полетный вес	65—68 т
Высота	9,45 м	Внутренний запас топлива	28 000 л
Максимальное число М	72,3	Силовая установка . . .	4 ТРД Джене- рал Электрик J-79-GE-1, тяга у земли без форсажа 5450 кг; тяга с фор- сажной камерой 7200 кг; тяга при максимальной ско- рости на высоте 8165 кг

Л И Т Е Р А Т У Р А

- Aeroplane*, № 2330, 27.IV.1956; № 2351, 21.IX.1956; № 2359, 16.XI.1956; № 2360, 23.XI.1956; № 2378, 29.III.1957; № 2385, 17.V.1957.
American Aviation, 22.XII.1952; 20.XII.1954; 7.V.1956; 2.VII.1956; 5.XI.1956; 27.II.1957.
Aviation Week, 24.V.1954; 7.VI.1954; 14.VI.1954; 30.VIII.1954; 3.IX.1954; 13.IX.1954; 25.10.1954; 14.II.1955; 26.XI.1956; 14.I.1957.
Flight, № 2444, 25.XI.1955; № 2482, 17.VIII.1956; № 2486, 14.IX.1956; № 2487, 21.IX.1956; № 2513, 22.III.1957.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Основные данные

№ пп.	Назначение, фирма и обозначение самолета	Год выпуска	Экипаж	Силовая установка			Размеры		
				колич. и тип двигателей	фирма и обозначение двигателя	тяга с Ф. К. без Ф. К., кг	размах, м	длина, м	форма крыла в плане и угол стреловидности
<i>Экспериментальные</i>									
1	Белл Х-1 (США)	1946	1	1 ЖРД	Ризкшн Моторс 6000С4	2722	8,55	9,45	Прямое
2	Белл Х-1А (США)	1953	1	1 ЖРД	Ризкшн Моторс XLR-11-RM5	2720	8,55	11,6	»
3	Белл Х-1В (США)	—	1	1 ЖРД	То же	2720	8,55	11,6	»
4	Белл Х-1Е (США)	1956	1	1 ЖРД	» »	2720	8,55	11,6	»
5	Дуглас D-558-II «Скайрокет» (США)	1948	1	1 ЖРД	Ризкшн Моторс 6000С	2720	7,62	13,8	Стреловидное ~35°
6	Дуглас Х-3 (США)	1951	1	2 ТРД	Вестингауз J-34-17	2050	6,8	20,3	Прямое
7	Белл Х-2 (США)	1953	1	1 ЖРД	Кертисс-Райт XLR-25 CW	5440— 7250	9,76	13,4	Стреловидное
8	Саундерс Ро SR.53 (Великобритания)	1957	1	1 ТРД 1 ЖРД	Амстронг-Сидли «Вайпер» Де Хевиленд «Спектр»	800 3630	— —	— —	Треугольное —
9	Фэйри FD-2 (Великобритания)	1954	1	1 ТРД	Роллс-Ройс «Эйвон» RA.14R	4540 6350	8,2	15,9	Треугольное 60°
10	SNCAN Норд 1402 «Жерфо» 1В (Франция)	1954	1	1 ТРД	SNECMA «Антар» 101D-3	2800 —	7,5	9,9	Треугольное 57°30'
<i>Боевые</i>									
США									
11	Истребитель Норт-Америкен F-100 «Супер Сейбр»	1953	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-21	5300 8100	11,8	14,4	Стреловидное 45°
12	Истребитель Норт-Америкен F-107	1956	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-75-F-9	6800 9500	12	15	Стреловидное 45°

Таблица

сверхзвуковых самолетов

и веса			Летные данные			Дополнительные сведения
площадь крыла, кв. м	относительная толщина крыла, %	полетный вес, кг	максимальная скорость, км/час, или число М	высота полета, или практический потолок, м	дальность или продолжительность полета	

самолеты

11,25—12,08	8 (экз. № 1) 10 (экз. № 2)	6 354	1556 (M=1,5)	21 383	2,5 мин. при полной тяге	Построено 3 экз. Запуск производится с самолета-носителя Боинг В-29
—	8	8 165	2650 (M=2,5)	27 000	4,2 мин. при полной тяге	
—	8	7 260	2570	—	—	
12,10	4	8 300	M=3(расч.)	—	—	Построено 3 экз. с различными силовыми установками
—	10	9 000	2135 (M=2,01)	25 400	—	
9,3—10,2	3	13 600	M=1,25	—	—	
—	—	13 000	3380	38 400	—	Первый экземпляр погиб в 1953 г., второй— в 1956 г.
—	—	—	2400	—	—	Прорабатывается вариант с более мощным ТРД, Де Хевиленд «Джайрон Джуниро» с тягой более 3630 кг и с тем же ЖРД
—	—	—	—	—	—	
33,4	4—5	—	1822 (мировой рекорд)	—	—	
26,2	5,5	4 750	M=1,05	16 000	1 час	В 1956 г. выпущен боевой вариант «Жерфо» II с ТРД Атар 101 G с Ф. К.

самолеты

~36,0	6	17 700	1300 (у земли)	15 200	>1600 км без подвесных баков	Построены варианты: истребитель-бомбардировщик F-100 D, истребитель-бомбардировщик и учебно-тренировочный двухместный F-100 F
—	—	—	M=2	—	—	
—	—	—	—	—	—	Построено 3 экз., серия не заказана

№ пп.	Назначение, фирма и обозначение самолета	Год выпуска	Экипаж	Силовая установка			Размеры		
				кол-во и тип двигателей	фирма и обозначение двигателя	тяга с Ф. К. без Ф. К., кг	размах, м	длина, м	форма крыла в плане и угол стреловидности
13	Истребитель Мак Доннел F-101 «Вуду»	1954	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-13	4540 6800	12,1	20,5	Стреловидное 35°
14	Истребитель-перехватчик Конвэр F-102A «Дельта Дэггер»	1953	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-35	5670 7800	11,64	20,81	Треугольное 60°
15	Истребитель-перехватчик Конвэр F-106A	1956	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-75-P-1	6800 9500	—	—	Треугольное
16	Истребитель Локхид F-104A «Старфайтер»	1954	1	1 ТРД	Дженерал Электрик J-79-GE-3	6800 9000	6,66	16,7	Прямое
17	Истребитель-бомбардировщик Рипаблик F-105B «Тандерчиф»	1955	1	2 ТРД	Пратт-Уитни J-75	6800 9500	12,2	>18	Стреловидное >40°
18	Палубный истребитель Чанс-Воут F8U-1 «Крузейдер»	1955	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-12	4540 6800	11,88 (6,87 при хранении)	16,56	Стреловидное ~48°
19	Палубный истребитель Грумман F11F-1 «Тигр»	1954	1	1 ТРД	Райт J-65-W-6	3540 5000	~9,65	12,44	Стреловидное ~30°
20	Палубный истребитель Грумман F11F-1F	1956	1	1 ТРД	Дженерал Электрик J-79	5450 7250	~9,65	~14,70	Стреловидное ~30°
21	Палубный истребитель Дуглас F4D-1 «Скайрей»	1954	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-2	4500 6800	10,15	13,90	Треугольное 53°
22	Палубный истребитель Дуглас F5D «Скайлансер»	1956	1	1 ТРД	Пратт-Уитни J-57-P-12	5000 —	~10,0	—	Треугольное
23	Американский дальний бомбардировщик Конвэр В-58 «Хаслер»	1956	3	4 ТРД 2 ЖРД	Дженерал Электрик J-79-GE-1 Белл	5450 7250 4500	~17,0	~29,0	Треугольное 60°

Продолжение таблицы

и веса			Летные данные			Дополнительные сведения
площадь крыла, м ²	относительная толщина крыла, %	полетный вес, кг	максимальная скорость, км/час, или число М	высота полета, или практический потолок, м	дальность или продолжительность полета	
42,0	—	22 200	1770 (M=1,7)	16 750	4800 км	Основной вариант F-101B двухместный; на базе F-101A выпущен фоторазведчик RF-101A
~65,0	4—5	14 500	M=1,5	18 000	1800 км	Выпущен в варианте двухместного учебно-тренировочного самолета TF-102A; варианту F-102B присвоено обозначение F-106
—	—	—	—	—	—	Двухместный вариант F-106B, вариант F-106C рассчитан на M=2,5
18,0	3,4	7 700— 10 000	M=2— 2,5	До 24 000	1300	Двухместный вариант F-104B, тренировочный вариант TF-104A, вариант разведчика-истребителя RF-104A
—	—	>18 000	M>2 (расчетная)	—	>3200 км	Разведчик RF-105 с ТРД J-75-P-3
32,5	~5	11 340	M=1,65	16 750	1600 км	Разработан вариант с ТРД Пратт-Уитни J-75, обозначенный F8U-3 или F9U, расчетное число M=2,4
23,4	6,5	6 290	M>1	15 200	965	Построено 39 самолетов, из них 6 с ТРД Райт J-65-W-7
—	—	—	~2000	22 000	—	Построено два опытных самолета на базе F11F-1F
51,8	—	9 080— 11 350	>1200 у земли	16 700	1 час 45 мин. с подвесными баками	
~52,0	—	—	—	—	—	Заказано 10 самолетов
~135	~4	65 000— 68 000	M=2,3	—	6000— 7000 км	Проходят испытания два самолета, заказано 13 самолетов. Проработан вариант фоторазведчика RB-58

№ пп.	Назначение, фирма и обозначение самолета	Год выпуска	Экипаж	Силовая установка			Размеры		
				колич. и тип двигателей	фирма и обозначение двигателя	тяга с Ф. К. без Ф. К., кг	размах, м	длина, м	форма крыла в плане и угол стреловидности
Великобритания									
24	Истребитель Инглиш Электрик P.1B	1957	1	2 ТРД	Роллс-Ройс «Эйвон» RA. 28	$\frac{4500}{6300}$	10,62	15,13	Треугольное с вырезом, $\sim 60^\circ$
25	Палубный истребитель Викарс Супермарин N.113D «Скимитэр»	1956	1	2 ТРД	Роллс-Ройс «Эйвон»	$\frac{4540}{-}$	11,3	$\sim 16,8$	Стреловидное $>40^\circ$
Франция									
26	Истребитель Марсель Дассо «Супер Мистер» B.2	1956	1	1 ТРД	SNECMA «Атар» 101G-2	$\frac{3470}{4400}$	$\sim 10,0$	$\sim 14,0$	Стреловидное 45°
27	Легкий истребитель-перехватчик SO.9050 «Тридан» II	1955	1	2 ТРД 1 ЖРД	Дассо MD.30 SEPR 631	$\frac{745}{3000}$	6,86	12,95	Прямое
28	Легкий истребитель Марсель Дассо «Мираж» III	1956	1	1 ТРД 1 ЖРД	SNECMA «Атар» 101G-1 SEPR	$\frac{-}{4500}$	7,9	10,7	Треугольное
29	Легкий истребитель Норд 1405 «Жерфо» II	1956	1	1 ТРД	SNECMA «Атар» 101G	$\frac{-}{4400}$	6,66	11,25	То же
30	Легкий истребитель Норд 1500 «Гриффон»	1955	1	1 ТРД	SNECMA «Атар» 101G-21	$\frac{-}{4200}$	$\sim 8,0$	$\sim 14,0$	» »
31	Истребитель-перехватчик Ледюк 022	1956	1	1 ПВРД 1 ТРД	Ледюк SNECMA «Атар» 101D-3	$\frac{63\,000 \text{ при } M=2,4}{2800}$	$\sim 10,0$	$\sim 17,0$	Стреловидное 35°
32	Легкий истребитель SNCASE SE.212 «Дюрандаль»	1956	1	1 ТРД 1 ЖРД	SNECMA «Атар» 101F ЗЕРР	$\frac{3800}{4400}{1500}$	6,8	—	Треугольное 60°
Швеция									
33	Истребитель Saab J-35 «Дракэн»	1955	1	1 ТРД	Роллс-Ройс RA.28 «Эйвон»	$\frac{4500}{6300}$	10,0	15,25	То же $80-572$
Канада									
34	Истребитель-перехватчик Авро Канада CF-105 «Эрроу»	—	2	2 ТРД	Оренда «Ирокез»	$\frac{9000}{13\,000}$	15	23,75	Треугольное 60°

Продолжение таблицы

И веса			Летные данные			Дополнительные сведения
площадь крыла, м ²	относительная толщина крыла, %	полетный вес, кг	максимальная скорость, км/час, или число М	высота полета, или практический потолок, м	дальность или продолжительность полета	
45,0	~5	10 000—15 000	2400 (расчетная)	—	—	Построено 3 опытных самолета, начато серийное производство. Прототип имел обозначение Р.1А Заказано 100 самолетов
—	—	—	M>1,3	—	—	
34,0	—	9000	M=1,3	17 000	—	Построено 5 опытных самолетов. Заказана серия в 370 самолетов Заказано 10 самолетов. Предполагается установка ТРД Турбомека «Габизо» с тягой более 1100 кг и ЖРД
14,5	—	5150	~2000	2200—2500	5 мин. с работающим ЖРД	
—	6	~5000	M=1,7	—	—	Предполагается установка ТРД Атар 9 с тягой 6000 кг с Ф. К. и ЖРД для достижения числа M=2 («Мираж» IV)
—	—	—	—	—	—	
—	>6	—	M>1,3	—	—	10 мин. при M>1
—	5—6	~11 000	4000 (расчетная)	25 000 (расчетная)	—	
22,0	5	4080	M~1,5	—	5 мин. при работе ЖРД	~2400 км
—	—	8000—9000	M~1,5	—	—	
—	—	~34 000	2400—2900	19 000—20 000	—	

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	5
Часть I	
ОБЩИЕ ПРОБЛЕМЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ	
Особенности аэродинамики сверхзвуковых скоростей	13
О «правиле площадей»	24
О дальности полета сверхзвуковых самолетов	27
От сверхзвуковых к гиперзвуковым скоростям полета	33
Истребители со смешанными силовыми установками	46
Турбореактивные двигатели для сверхзвуковых самолетов	53
Оборудование сверхзвуковых самолетов	73
Обеспечение безопасности полета сверхзвуковых самолетов	87
Часть II	
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ	
Экспериментальный самолет Белл Х-1	103
Экспериментальный самолет Дуглас D-558-II «Скайрокет»	109
Экспериментальный самолет Дуглас Х-3	115
Экспериментальный самолет Белл Х-2	119
Экспериментальный истребитель-перехватчик Саундерс Ро SR. 53	124
Экспериментальный самолет Фэйри FD-2	126
Экспериментальный самолет Норд 1402 «Жерфо» I	131
Часть III	
БОЕВЫЕ СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ	
<i>Истребители США</i>	
Истребитель Норт-Америкен F-100 «Супер Сейбр»	137
Истребитель Мак-Доннел F-101 «Вуду»	149
Истребитель-перехватчик Конвэр F-102 «Дельта Дэггер»	154
Истребитель Локхид F-104 «Старфайтер»	166
Истребитель-бомбардировщик Рипаблик F-105 «Тандерчиф»	174
Палубный истребитель Чанс-Воут F8U-1 «Крузейдер»	176
Палубный истребитель Грумман F11F-1 «Тигр»	181
<i>Истребители Великобритании</i>	
Истребитель Инглиш Электрик P.1	184
Палубный истребитель Виккерс Супермарин N.113D	190
<i>Истребители Франции</i>	
Истребитель Марсель Дассо «Супер Мистер» В.2	192
Легкий истребитель-перехватчик SO. 9050 «Тридан» II	194
Легкий истребитель-перехватчик Марсель Дассо «Мираж» III	199
Легкий истребитель-перехватчик Норд 1405 «Жерфо» II	201
Легкий истребитель-перехватчик Норд 1500 «Гриффон»	203
Истребитель-перехватчик Ледюк 022 с ПВРД	206
<i>Другие самолеты</i>	
Шведский истребитель Saab J-35 «Дракэн»	211
Канадский истребитель-перехватчик Авро-Канада CF-105 «Эрроу»	214
Американский дальний бомбардировщик Конвэр В-58 «Хаслер»	216
Приложение	227

СВЕРХЗВУКОВЫЕ САМОЛЕТЫ

Редактор *Н. Ф. ЗАЙЦЕВ*
Технический редактор *С. В. Клименко*

Сдано в производство 24/IX 1957 г.

Подписано к печати 1/XII 1957 г.

Бумага $70 \times 108^{1/16} = 8,5$, бум. л.

23,3 печ. л., в т/ч 6 вкл.

Уч.-изд. л. 18,5. Изд. № 18/3898.

Цена 12 р. 65 к. Зак. 1443.

ИЗДАТЕЛЬСТВО
ИНОСТРАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ,
Москва, Ново-Алексеевская, 52.

16-я типография Московского
городского Совнархоза, Москва.
Трехпрудный пер., д. 9.

КНИГИ ПО ВОЕННОЙ ТЕМАТИКЕ,

ВЫПУЩЕННЫЕ

ИЗДАТЕЛЬСТВОМ ИНОСТРАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Ф. Меллентин, **Танковые сражения.** Перевод с английского
302 стр., ц. 16 р. 40 к.

Атомное оружие. Перевод с английского, стр. 70, ц. 1 р. 50 к.
(брошюра).

Р. Хилсман, **Стратегическая разведка и политические решения.**
Перевод с английского, 192 стр., ц. 7 р. 45 к.

Ф. Мюллер, **Телеуправление.** Перевод с немецкого, 312 стр.
ц. 12 р.

СКОРО ВЫЙДУТ ИЗ ПЕЧАТИ

Э. Таунсенд, **Риск—ключ** войсковой разведки. Перевод с
английского.

В. Бру, **Подводные диверсанты.** Перевод с французского.

Ядерные взрывы. Перевод с английского.

К. Ружерон, **Использование термоядерных взрывов.** Перевод
с французского.

В. Грин и Р. Кросс, **Реактивная авиация мира** (справочник).
Перевод с английского.

А. Ли, **Воздушная мощь.** Перевод с английского.

Дитмар, Бутлер и др., **Мировая война.** Перевод с немецкого.

Л. де Йонг, **Немецкая пятая колонна во второй мировой войне.**
Перевод с английского.

Б. Мюллер-Гиллебрант, **Сухопутная армия Германии, т. II.**
Перевод с немецкого.

Ф. Рэн, **Атомная проблема.** Перевод с французского.

Д. Хэмфрис, **Ракетные двигатели и управляемые снаряды.**
Перевод с английского.

Э. Бургес, **Управляемое реактивное оружие.** Перевод с
английского.