

УДК 629.735.33 : 623.746.3

ЗАРУБЕЖНЫЕ ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ

В 1986 г. зарубежные работы по перспективным истребителям вступили в новый этап. В США были выбраны фирмы для постройки опытных истребителей ATF, в Западной Европе начались испытания экспериментальных истребителей BAe EAP и Дассо-Брегет «Рафаль» А (на основе которых предполагается создание боевых самолетов EFA и АСТ/АСМ), в Израиле — опытного истребителя «Лави». В 1988 г. предполагается приступить к испытаниям истребителя JAS 39 в Швеции. Несмотря на существенное различие концепций этих самолетов, которые (за исключением самолета «Лави») должны поступить на вооружение в 1990-х годах, их объединяет ряд общих черт: широкое использование КМ в конструкции, высокие эксплуатационные характеристики, возможность многоцелевого применения при большой эффективности в воздушном бою, насыщенность электронным оборудованием, хорошие ВПХ.

Современный истребитель является сложной технической системой, создание которой возможно лишь в результате выполнения большого объема НИОКР. Основные поисковые НИР по перечисленным зарубежным истребителям считаются завершенными и с 1986 г. исследования перенацеливаются на обеспечение задела по программам новых самолетов, которые придут на смену истребителям 1990-х годов. В то же время в связи с тем, что доля разрабатываемых в настоящее время истребителей в общем парке тактических самолетов станет существенной лишь в конце 1990-х годов — начале 2000-х годов, во многих странах осуществляются программы модернизации существующих истребителей с целью поддержания их высокой боевой эффективности.

В данном обзоре предпринята попытка охватить все эти аспекты развития зарубежной истребительной авиации. Вначале рассматриваются вопросы предварительного про-

ектирования истребителей (с точки зрения специалиста лаборатории динамики полета ВВС США) по результатам НИР по истребителям 1990-х годов; затем характеризуются программы истребителей 1990-х годов, дается описание их конструкции и бортовых систем; в следующем разделе излагается подход к модернизации существующих самолетов (по взглядам фирмы Джeneral Дайнемикс). Обзор завершается подборкой материалов по исследованию истребителей XXI века.

ВЗАИМОСВЯЗЬ РАЗРАБОТКИ ТРЕБОВАНИЙ К ИСТРЕБИТЕЛЮ И КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Разработка тактико-технических требований (ТТТ) к истребителю представляет собой итерационный процесс с уточнением требований на основе результатов концептуальных исследований, а также с учетом финансовых ограничений и располагаемых человеческих ресурсов.

Разработка ТТТ начинается с выработки сценария, описывающего потенциальный военный конфликт в предвидимом будущем (рис. 1). Сценарий

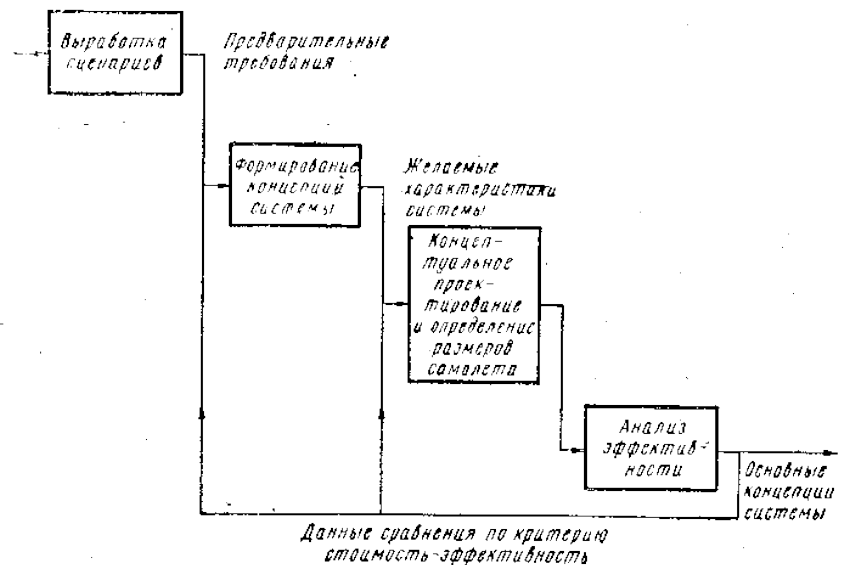


Рис. 1. Основные этапы составления требований к самолету

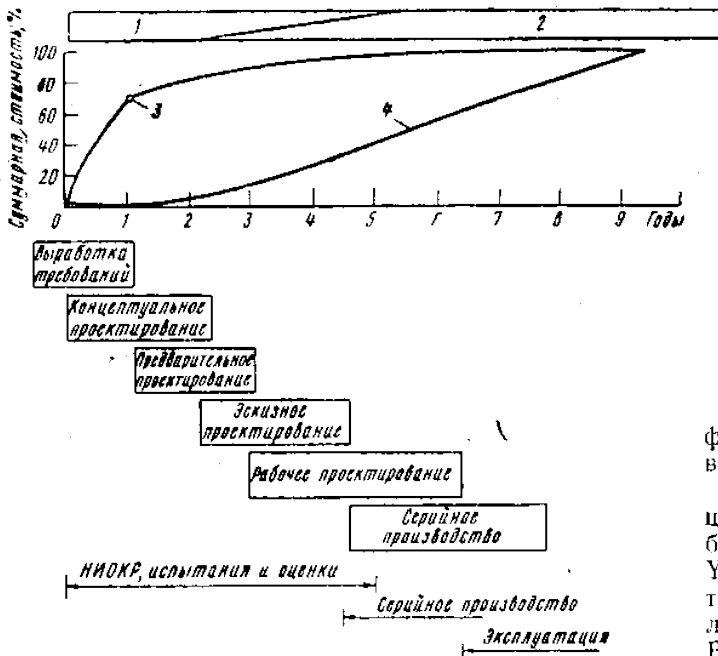


Рис. 2. Распределение стоимости цикла НИОКР и начальной эксплуатации самолета:
1—расходы, определяемые в процессе разработки; 2—расходы, связанные с организацией; 3—намецаемые расходы; 4—фактические расходы

включает описание типов вероятных целей и средств противодействия, а также военных задач (с учетом времени их выполнения), сети располагаемых авиабаз и условий применения самолетов. На основе сценария вырабатываются предварительные ТТТ, на базе одного сценария могут быть составлены различные наборы ТТТ, которые в свою очередь кладутся в основу концептуального проектирования нескольких различных самолетов. Затем определяются стоимость каждого из этих самолетов, а также их характеристики маневренности, заметности, уязвимости и другие параметры, необходимые для оценки выживаемости самолетов, их боевой эффективности и максимальной частоты самолето-вылетов. Полученные результаты используются для сравнения концептуальных проектов с имеющимися на вооружении самолетами. Процесс повторяется до тех пор, пока не будет определен концептуальный проект, разработка которого оправдана достаточно значительным улучшением боевых возможностей и осуществима в пределах

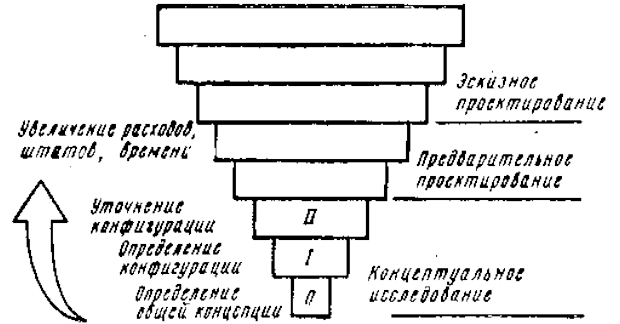


Рис. 3. Виды концептуальных исследований и их соотношение с последующими этапами разработки

финансовых ограничений. После этого становится возможным опубликование ТТТ к самолету.

Однако нельзя сказать, что к моменту публикации запросов определены все конструктивные особенности самолета. В свое время опытные самолеты YF-16 и YF-17 были разработаны под одни и те же требования. По конструкции это два разных самолета, но по ЛТХ и стоимости они весьма близки. Важность решений, принимаемых на этапе разработки ТТТ, проиллюстрирована на рис. 2. Видно, что на этапе концептуальной разработки, во время которого вырабатываются ТТТ, принимаются решения, определяющие 70% общей стоимости начальной стадии жизненного цикла системы.

Концептуальное проектирование и определение размеров и массы самолета

Концептуальное проектирование представляет собой процесс разработки нескольких самолетных конфигураций, удовлетворяющих набору предварительных ТТТ.

Число различных конфигураций, исследуемых на этапе концептуального проектирования, бывает довольно большим. Обычно существует несколько наборов ТТТ. Для каждого из них разрабатывается несколько конфигураций, каждая из которых в процессе оптимизации по критерию стоимости претерпевает значительное изменение. Обоснованные выводы о выполнимости какого-либо отдельного боевого задания невозможны, пока не получена оптимальная конфигурация. Аналогичным образом сравнение между двумя альтернативными конфигурациями, удовлетворяющими различным наборам ТТТ, не будет достоверным, если одна из них оптимальная, а другая нет.

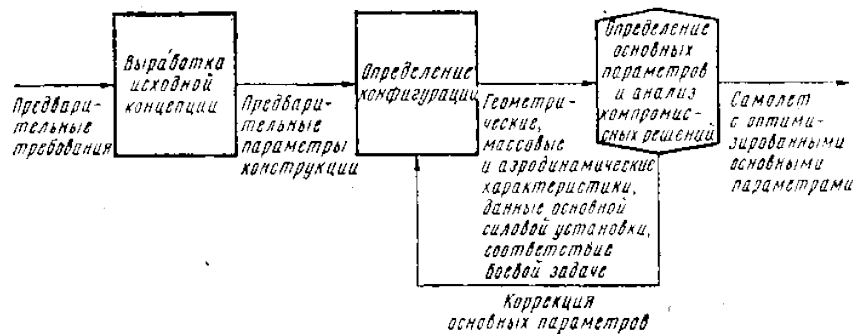


Рис. 4. Схема процесса концептуальных исследований

Связь этапа концептуального проектирования и последующих этапов более детального проектирования проиллюстрирована на рис. 3, где указаны три уровня, предшествующие этапу предварительного проектирования. На исходном уровне используются методы исследования до выработки исходной компоновки самолета. На среднем уровне вырабатываются исходные конфигурации. Третий уровень этого этапа предназначается для более детального анализа исходной конфигурации с окончательно установленными геометрическими размерами и массой.

В процессе разработки концепции могут быть выделены три стадии (рис. 4). Концептуальные исследования осуществляются методом проб и ошибок с большим количеством итераций. Концептуальная модель изменяется до тех пор, пока не будет получена конфигурация, геометрические и массовые характеристики которой окажутся совместимыми с определенным набором ТТТ. При этом методы и процедуры разработки должны быть достаточно оперативными, чтобы обеспечивать возможность быстрого внесения в проект большого числа изменений.

На первой стадии конструктор начинает работу, имея только набор предварительных ТТТ, и его задача состоит в том, чтобы выработать компоновку исходной конфигурации. При этом должны быть выбраны комплект бортового радиоэлектронного оборудования, силовая установка и вооружение, а также определены основные параметры планера самолета.

Конструктор должен знать сценарий возможных боевых действий, технические возможности производства и иметь представление о связи проектных параметров с требованиями. На этом этапе многое зависит от опыта конструктора и его способностей, а также от данных, которыми он располагает, и выработанных им приемов проектирования.

К концу первой стадии конструктору необходимо определить геометрические размеры и массу самолета и параметры силовой установки для выработки его исходной компоновки. При этом используются упрощенные методы расчета массовых и аэродинамических характеристик с использованием стендовых значений тяги и удельного расхода топлива двигателя. Возможности использования вы-

числительных программ на этом этапе довольно ограничены вследствие специфичности требований и концептуальных моделей, так что главным фактором является опыт конструктора.

В ходе концептуального проектирования должна быть выработана предварительная компоновка, которая обеспечивает возможность анализа аэродинамических, массовых и центровочных характеристик, а также проверки достаточности внутренних объемов для размещения основных подсистем, выбора схемы размещения шасси и распределения площадей поперечных сечений с учетом правила площадей, что очень важно для сверхзвуковых самолетов. После выработки предварительной компоновки может быть проведен анализ конфигурации. Геометрические параметры конфигурации могут быть введены в программу определения основных параметров самолета, если методы, на которых основана эта программа, позволяют анализировать данную компоновку. Имеющиеся методы, однако, довольно редко соответствуют новой конфигурации, отвечающей перспективным требованиям и разрабатываемой с применением перспективной техники. По этой причине анализ массовых зависимостей, аэродинамических характеристик, устойчивости и управляемости исходной конфигурации проводится обычно до определения ее размеров и масс, что позволяет скорректировать вычислительную программу с учетом особенностей, присущих исходной конфигурации.

Методы определения основных параметров самолета используются для расчета массы и стоимости самолета, удовлетворяющего определенному набору ТТТ. Повторные проработки параметров для различных боевых задач позволяют оценить соответствие конфигурации различным наборам ТТТ. Этот процесс используется также для оценки влияния на облик самолета применения перспективных материалов и техники. Методы расчета параметров позволяют оценить любые виды перспективной техники, способные повлиять на массу самолета, его аэродинамические характеристики и на характеристики силовой установки. Современная методика определения основных параметров самолета, кроме выработки исходной компоновки, предусматривает достижение равенства располагаемого и требуемого запаса топлива (рис. 5).

При этом порядок расчета следующий. По полетному заданию и исходной компоновке потреб-

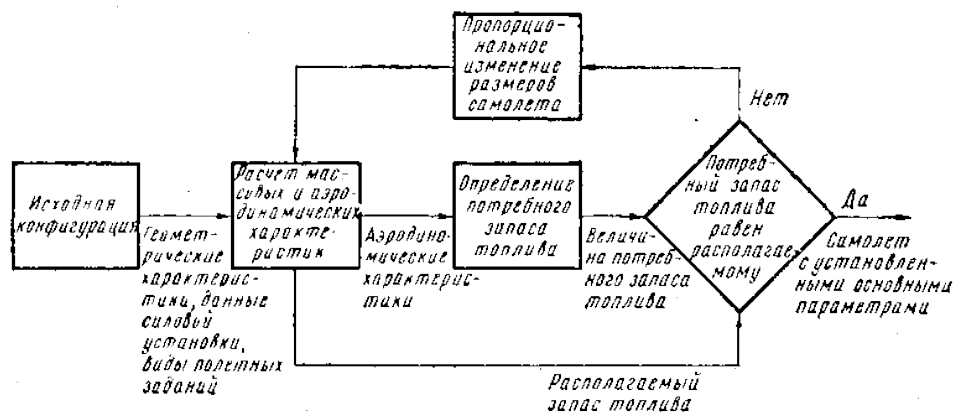


Рис. 5. Процесс оптимизации параметров самолета для согласования требуемого и располагаемого запаса топлива

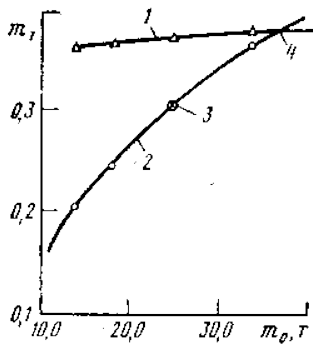


Рис. 6. Процесс согласования потребной и располагаемой массы топлива:
1—потребное топливо; 2—располагаемое топливо; 3—исходный проект; 4—равенство потребного и располагаемого запаса топлива

ное количество топлива рассчитывается для каждого этапа полета с учетом необходимых допусков и резервов. Если потребное количество топлива не соответствует располагаемому, то размеры самолета пропорционально увеличиваются или уменьшаются при сохранении постоянными тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло. Процесс заканчивается, когда располагаемое количество топлива становится равным потребному. Графически этот процесс отображен на рис. 6. Так как масса полезной нагрузки, экипажа и большинства компонентов оборудования самолета (радиоэлектронного оборудования, кабины и т. д.) при изменении габаритов самолета остается неизменной, то, следовательно, доля располагаемого топлива будет увеличиваться или уменьшаться. В то же время потребное количество топлива обычно значительно меньше зависит от размеров самолета, чем располагаемое, и соответствующие кривые, как правило, пересекаются. Однако это происходит не всегда. В отдельных случаях кривые бывают близки к параллельным, и обеспечить их пересечение в пределах диапазона разумного изменения размеров самолета оказывается невозможным, а иногда они даже оказываются расходящимися. Несмотря на кажущуюся простоту, этот процесс является очень сложным. При изменении размеров самолета изменяются его балансировочные характеристики, за-

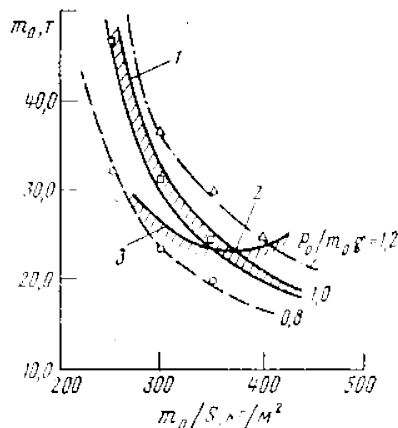


Рис. 7. Пример определения массы самолета при ограничениях по удельной избыточной мощности ($P_{уд}$) и перегрузке:

1 — $P_{уд} = 122$ м/с; 2 — минимальная масса; 3 — установившийся разворот при $n_y = 5$

пас устойчивости, размеры и расположение управляющих поверхностей и шасси, величины лобового сопротивления и подъемной силы и т. д. Фактически, каждая точка на нижней кривой рис. 6 соответствует отдельному проекту. Существующие вычислительные программы не могут адекватно учесть все эти изменения в широких пределах. В связи с этим должны быть тщательно выработаны допустимые пределы изменения габаритов исходной компоновки.

Необходимо обеспечить удовлетворение требований не только по запасу топлива, но и всех основных требований по ЛТХ. В число требуемых ЛТХ могут входить значения удельной избыточной мощности, установившейся и мгновенной угловых скоростей разворота, дистанций взлета и посадки, разгонные характеристики и др. Требования могут предусматривать десятки расчетных точек, так как обычно ЛТХ должны обеспечиваться при различных сочетаниях числа M и высоты полета.

Одновременное выполнение всех основных требований обеспечивается путем проведения сравнительного анализа. Для этого подгонка исходной компоновки под необходимый запас топлива производится для нескольких различных значений удельной нагрузки на крыло и тяговооруженности. Результаты этих вычислений отображаются на общем графике, как это показано на рис. 7, где область, расположенная над отштрихованными кривыми, соответствует одновременному удовлетворению ограничений по удельной избыточной мощности и характеристикам установившегося разворота. Точка пересечения этих двух кривых отражает компоновку с минимальной массой, удовлетворяющую обоим ограничениям.

Описанный ход выработки исходной конфигурации был ограничен учетом только двух параметров: m_0/S и P/m_0g . В реальности, даже на уровне концептуального проектирования число параметров, которые необходимо учитывать, бывает существенно большим, что значительно усложняет анализ.

Необходимо отметить, что концептуальное проектирование в значительной степени опирается на эмпирические методы. Аналитические методы не подходят на ранних этапах по нескольким причинам. Во-первых, методы, применяемые на этом этапе, должны позволять оценивать величину массы или лобового сопротивления самолета, которая может быть уточнена при последующей более детальной разработке за приемлемое время. Не требуется, например, полного сглаживания огибающей распределения площадей поперечных сечений, но должны быть учтены технические усовершенствования. Во-вторых, метод, применяемый на этом этапе, должен быть практически всеобъемлющим — требуется определение всех характеристик: массы, лобового сопротивления, подъемной силы, заметности, потерь тяги и др. Существующие аналитические методы не позволяют делать это в полной мере. Так, например, самые сложные программы, предназначенные для расчета конструкции самолета по методу конечных элементов, позволяют определять только 50% массы ее компонентов. Так как на конструкцию приходится лишь 30% массы истребителя, то, следовательно, обеспечивается прогнозирование только 15% массы самолета, а для концептуального проекта этого недостаточно. В-третьих,

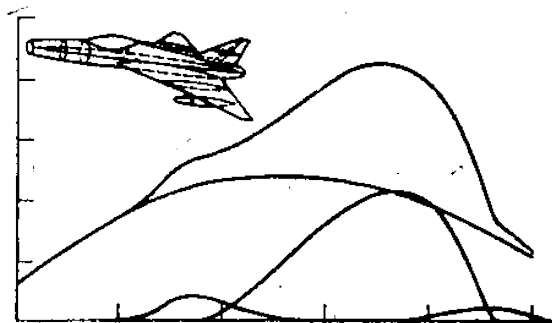


Рис. 8. Результат решения на ЭВМ задачи о распределении площадей поперечных сечений

время, необходимое на отладку и прогонку таких аналитических программ, не соответствует времени, отводимому на обработку данных на этом этапе, а сама работа с программами требует большего числа людей, чем обычно входит в группу концептуального проектирования.

В то же время концептуальное проектирование включает довольно широкое использование ЭВМ. Программы для определения геометрических размеров компоновки, оценки прогнозируемых ЛТХ и различных видов анализа используются уже давно. В последнее время развитие программного обеспечения машинной графики и создание терминалов с высокой разрешающей способностью позволили осуществлять формирование компоновки самолета на экране терминала.

Одним из главных преимуществ использования САПР при разработке геометрии самолета является возможность получения исходных данных для аналитических машинных программ, требующих большого числа данных по геометрическим характеристикам самолета, таких как программы на основе панельного метода или метода конечных элементов. На рис. 8 представлено изображение на экране терминала САПР распределения площадей поперечных сечений.

Тактико-технические требования к истребителю

Истребитель можно определить как самолет, основной задачей которого является завоевание превосходства в воздухе путем ведения воздушных боев. Такое определение подразумевает выполнение следующих функций: собственно завоевание превосходства в воздухе, сопровождение ударных самолетов и перехват. Оно также не исключает возможности выполнения, как второстепенных, функций нанесения ударов по наземным целям, разведки и т. д. Более того, из-за больших расходов, связанных с разработкой и эксплуатацией разных по задачам, но близких по массе и ЛТХ самолетов, выполнение ударных задач может предусматриваться ТТТ в качестве второй обязательной функции истребителя.

Типичные требования к истребителю имеют следующий примерный состав.

Требования к ЛТХ:

профили полета (дальность, скорость, высота, боевая нагрузка);
маневренность (удельная избыточная мощность, угловые скорости разворота, разгонные характеристики);

взлетная и посадочная дистанции.

Требования к заметности:

характеристики радиолокационной и ИК заметности.

Требования к радиоэлектронному оборудованию:

функции БРЭО и характеристики его надежности.

Требования по эксплуатационной технологичности:

среднее время наработки до отказа;
межремонтный ресурс.

Требования по стоимости:

закупочная цена;

стоимость жизненного цикла.

Все перечисленные требования направлены на то, чтобы обеспечивать самолету способность эффективно выполнять боевые задачи, но в то же время определяют и его стоимость. Для обоснования каждого из проектных требований необходимо установить причинно-следственные связи между проектными характеристиками и боевыми возможностями самолета. Так, например, в качестве обоснования конкретных требований по ЛТХ обычно указывается необходимость обеспечить превосходство по этим характеристикам над истребителями потенциального противника для достижения победы в воздушном бою. Однако даже такое обоснование при всей его простоте не лишено противоречий. Требуют решения следующие важные вопросы: насколько большим должен быть запас по характеристикам и должен ли запас обеспечиваться во всей области полетных режимов; насколько важен запас по ЛТХ, если ряд технических усовершенствований может компенсировать его недостаточность; могут ли высокие характеристики систем вооружения компенсировать недостаточные ЛТХ самого истребителя и насколько может высокое качество истребителей компенсировать их малое число. Все эти вопросы требуют ответа при составлении ТТТ. При поиске этих ответов используются аналитические и экспериментальные методы и моделирование.

Дальнейшее рассмотрение требований к истребителю проводится с учетом следующих основных эксплуатационно-боевых возможностей самолета: способность вести ближний воздушный бой; способность вести воздушный бой за пределами визуального контакта с противником; частота самолето-вылетов; способность выполнять ударные задачи.

Ближний воздушный бой

Обеспечение высоких характеристик ближнего воздушного боя традиционно считается главной задачей при разработке истребителя. Этот вид воздушного боя требует от истребителей очень высокой маневренности (рис. 9). На первых истребителях завоевания превосходства в воздухе единственным оружием была пушка, эффективная дальность стрельбы которой составляла 90—250 м, и термин «ближний воздушный бой» означал «в пределах дистанции эффективного пушечного огня». Функции поиска целей и управления огнем выполнялись самим летчиком, а не специальной системой. Появление УР с ИК ГСН не привело к радикальным изменениям основных принципов, применяемых при разработке истребителя; так как для успешного пуска такой УР необходимо маневрирование, чтобы зайти в хвост противнику. Однако достижения пос-

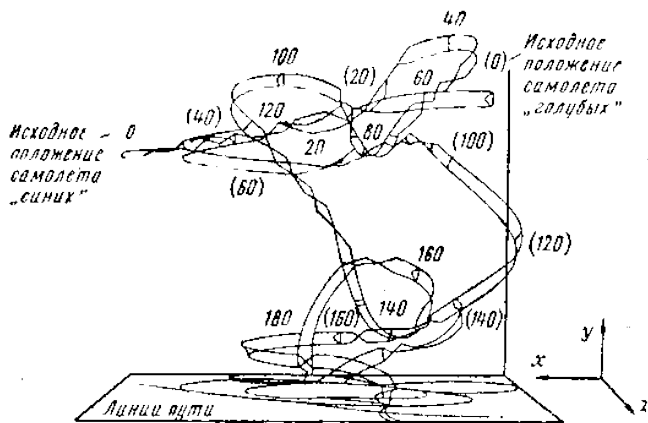


Рис. 9. Пример моделирования ближнего воздушного боя «один на один»: (цифры без скобок — полетное время самолета «синих», в скобках — полетное время самолета «голубых»)

ледних лет говорят о возможных близких переменах. Создание всеракурсных УР является одним из главных технических достижений и способно в корне изменить принципы проектирования истребителей. На такую возможность указывают результаты моделирования и учебных воздушных боев. С другой стороны, в свою время предсказывалось отмирание ближнего воздушного боя, но УР тех лет для воздушного боя не оправдали возлагавшихся на них надежд, и ближний бой снова возродился. И сейчас есть основания полагать, что и в современных условиях высокой насыщенности самолетов радиоэлектронными системами управляемые ракеты не обеспечат полностью решение задач воздушного боя. Во всяком случае ВВС не считают допустимым отказ от устоявшихся представлений о значении маневренности для истребителя.

При анализе влияния маневренности на исход воздушного боя, проведенном с использованием математических моделей, выяснилось, что наиболее значимыми являются следующие характеристики маневренности: удельная избыточная мощность ($P_{уд}$), угловая скорость установившегося разворота, мгновенная угловая скорость разворота и разгонные характеристики.

Для самолета с оптимальной аэродинамической компоновкой величина $P_{уд}$ в горизонтальном полете определяется главным образом его тяговооруженностью. Для получения больших значений $P_{уд}$ требуются двигатели с большой тягой. Современные двигатели, имеющие высокие величины отношения тяги к собственной массе ($P/m_{дв}$), способны обеспечить будущим истребителям высокие значения $P_{уд}$. Однако даже при больших значениях $P/m_{дв}$ современных двигателей увеличение максимальной $P_{уд}$ связано со значительным ростом взлетной массы самолета. Можно рассмотреть гипотетический самолет, например, истребитель со сверхзвуковой крейсерской скоростью, боевой удельной нагрузкой на крыло 273 кгс/м^2 и боевой тяговооруженностью $0,52$. Для обеспечения такого значения боевой тяговооруженности необходимо, чтобы тяговооруженность при статической тяге на уровне моря составляла $\sim 1,0$.

Величина $P_{уд}$ для такого самолета при полете на высоте $\sim 9150 \text{ м}$ и числе $M=0,9$ будет равняться

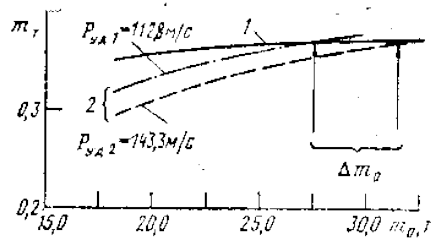


Рис. 10. Зависимость взлетной массы самолета от требуемой величины удельной избыточной мощности в ($m_0/S = \text{const}$): 1 — потребное топливо; 2 — располагаемое топливо

$112,8 \text{ м/с}$. Если потребуется увеличить это значение на $30,5 \text{ м/с}$, то боевая тяговооруженность должна возрасти до $0,636$. Как показано на рис. 10, при этом взлетная масса самолета увеличится более чем на 4540 кг . Хотя приведенный пример входит в число крайних случаев, он, однако, хорошо иллюстрирует важность требований по величине $P_{уд}$ при выработке ТТТ к новому самолету. При анализе, показанном на рис. 10, величина $P/m_{дв}$ принялась равной $9,0$. В случае использования усовершенствованных двигателей с большими значениями $P/m_{дв}$ возрастание массы самолета было бы менее значительным.

Максимальная угловая скорость установившегося разворота является функцией боевой тяговооруженности и боевой удельной нагрузки на крыло. Поэтому для выявления оптимальных соотношений значений этих двух величин проводится анализ с целью выбора компромиссных решений. На рис. 11 в качестве примера приводится результат такого анализа. Как видно из графика, для каждого требуемого значения перегрузки при установившемся развороте должно существовать компромиссное сочетание $P/m_0 g$ и m_0/S , соответствующее минимальной взлетной массе.

Максимальная угловая скорость неустановившегося разворота ($\omega_{н.у. \max}$) представляет собой функцию величин $c_{y \max}$ и m_0/S и не зависит от тяги двигателя. Хотя выполнение разворота с превышением угловой скорости установившегося разворота сопровождается потерей энергии, тем не менее $\omega_{н.у. \max}$ является важной характеристикой.

Как показывают результаты моделирования воздушных боев одиночных самолетов, большая часть боя может проходить в условиях, когда $P_{уд} < 0$. При этом величина допустимой мгновенной перегрузки будет определяться пределами прочности конструкции самолета, а не величиной $c_{y \max}$.

Методику анализа воздушного боя одиночных самолетов нельзя применять для анализа групповых воздушных боев. Если при моделировании воздушных боев «один на один» соотношение потерь сторон оказывается в прямой зависимости от степени различия маневренных возможностей самолетов, то при анализе боев «два против одного» и «два против двух» столь явной зависимости нет. Моделирование и анализ воздушных боев с большим числом участников оказываются значительно сложнее, а исход таких боев в значительной мере зависит от тактики, применяемой участниками. Попытки оценки возможностей исхода таких боев де-

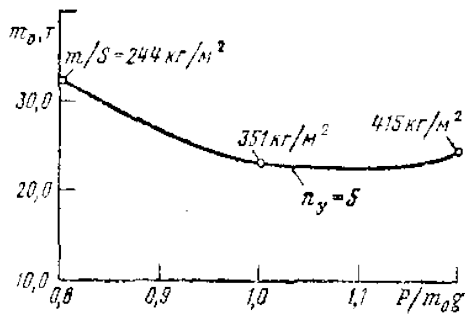


Рис. 11. Зависимость взлетной массы самолета от тяговооруженности и удельной нагрузки на крыло

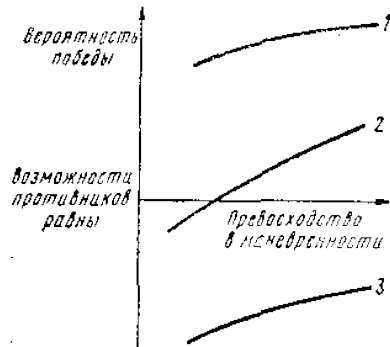


Рис. 12. Зависимость вероятности победы в воздушном бою от превосходства в маневренности:
1—воздушный бой «два против одного»;
2—воздушный бой «один на один»; 3—воздушный бой «один против двух»

лались с помощью аналитических методов, моделирования и учебных воздушных боев. На рис. 12 приводятся результаты моделирования нескольких вариантов боя при различных соотношениях числа участников. Видно, что наиболее явно преимущество в маневренности проявляется в бою «один на один». Можно сделать вывод, что хотя ТТТ не могут полностью основываться на характеристиках маневренности, тем не менее маневренность имеет большое значение, особенно для воздушного боя один против одного. Результаты анализа групповых воздушных боев не приводят к отказу от стремления к обеспечению превосходства в маневренности над любым перспективным самолетом противника. Вследствие этого любые ТТТ будут включать требования по удельной избыточной мощности и угловым скоростям разворота (установившегося и неустановившегося).

Существуют несколько новых видов техники, также ослабляющих зависимость успеха в воздушном бою от маневренности, обусловленной запасом энергии. Эти виды техники расширяют допустимую область эффективного применения вооружения. В эту категорию входят пушки на поворотной турели, УР с возможностью запуска по цели, находящейся не по курсу самолета-носителя, всеракурсные УР и средства обеспечения нетрадиционных режимов полета. Назначение этих видов техники состоит в увеличении времени нахождения цели в зоне возможного поражения во время воздушного боя (рис. 13). В прошлом высокая поражаю-

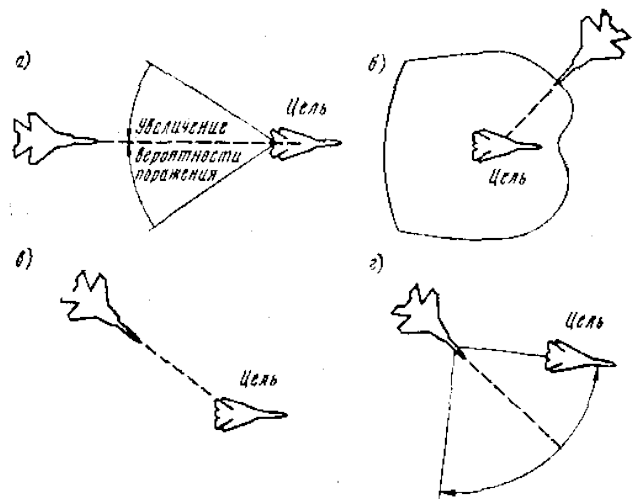


Рис. 13. Эффективность перспективных видов вооружения в сравнении с традиционными:
а—УР для поражения целей из задней полусферы; б—всеракурсная УР; в—оружие для поражения целей по курсу; г—оружие с возможностью поражения целей не по курсу

щая способность пушек и УР обеспечивалась только при атаке из заднего квадранта. УР с тепловизионными ГСН являются оружием для запуска из задней полусферы, так как для наведения на цель им необходимо «видеть» горячие части двигателя.

Применение таких УР не изменяет тактику ведения боя и не ведет к понижению требований по маневренности, так как для эффективного поражения самолета противника необходимо заходить ему в хвост. С другой стороны, использование пушки на поворотной турели, УР с возможностью поражения целей не по курсу, всеракурсных УР и нетрадиционных полетных режимов позволяет атаковать цель из любого положения. Например, для атаки с помощью всеракурсной УР необходимо только, чтобы цель была захвачена ГСН и находилась в пределах эффективной дальности. Теоретически такие виды техники могут обеспечить сохранение эффективности при понижении некоторых требований по маневренности. Проведенные аналитические исследования и летные испытания показали, что истребители при использовании этих видов техники могут успешно бороться с истребителями, превосходящими их по маневренности, но не имеющими аналогичных технических средств. В будущем эти новые виды техники могут повлиять на уровень требований к маневренности, обусловленной запасом энергии. Однако в настоящее время продемонстрированные ими возможности недостаточно велики, чтобы значительно изменить представления о требованиях к истребителю.

Воздушный бой на дальних дистанциях

Некоторые специалисты все еще считают, что появление УР класса воздух—воздух большой дальности, усовершенствованных радиоэлектронных систем и снижение заметности самолетов не изменяют принципиально характер воздушного боя. В свое время эта точка зрения была подкреплена тем фактом, что управляемые ракеты не оправдали возлагавшихся на них надежд. Однако опыт боевого применения авиации в последнее время позволяет думать о том, что положение изменилось. Хо-

тя в прошлом некоторые УР имели серьезные недостатки, в последнее время приняты меры по их устранению. Использование УР большой дальности в качестве основного вооружения самолета оказывает большое влияние на структуру требований к самолету, так как основное внимание переключается с ближнего воздушного боя на другие его виды. Воздушный бой на дистанциях, исключающих визуальный контакт с противником, может быть групповым против N самолетов, а их принадлежность легко определяется по положению в пространстве, и групповым беспорядочным, когда самолеты обеих сторон располагаются хаотически. В последнем случае определить принадлежность самолета по его положению нельзя, и кроме того, каждый самолет может оказаться одновременно преследователем и преследуемым. Воздушный бой за пределами визуального контакта с противником может происходить и «один на один».

Воздушный бой может начаться вне визуальной связи с противником и заканчиваться ближним боем, как показано на рис. 14. Иллюстрируемый визуальный бой начинается с пусков УР большой дальности действия с дистанции ~74 км. После этого участники начинают маневрировать, стараясь в то же время удерживать противника в поле зрения своих систем слежения. Если обоим участникам удастся избежать поражения УР большой дальности, то воздушный бой переходит на малые дистанции. Соотношение дистанций, на которых проходят воздушный бой вне визуального контакта и ближний воздушный бой, видно из схемы на рис. 14.

Обычно моделирование воздушного боя вне визуального контакта проводят с исходными дистанциями 74—93 км, а моделирование ближнего боя — с дистанциями 6 км. Из схемы также видно, что воздушный бой за пределами визуального контакта требует значительно менее активного маневрирования, чем ближний бой.

Основные преимущества, обеспечивающие успешное ведение ближнего боя и воздушного боя за пределами визуального контакта, одни и те же. Это — возможность обнаружить противника не будучи обнаруженным, возможность применять оружие, не подвергаясь атаке, и сбивать противника без опасности своего боевого поражения. Однако в обоих видах воздушного боя эти преимущества обеспечиваются разными характеристиками самолета. Анализ показал, что в определенных видах воздушного боя менее скоростные и маневренные самолеты могут обеспечить благоприятное соотно-

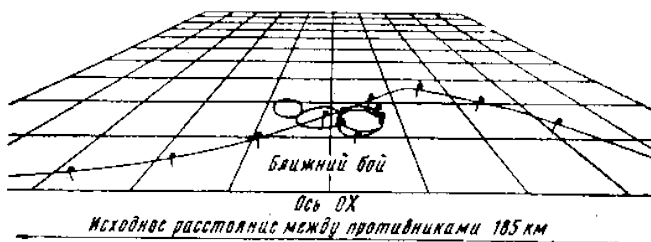


Рис. 14. Моделируемый воздушный бой, начинающийся на большой дальности и переходящий в ближний

шение потерь, если они вооружены более эффективными, чем у противника, УР класса воздух—воздух средней и большой дальности.

Воздушный бой за пределами визуального контакта не является чем-то новым. УР с радиолокационными ГСН применяются много лет на таких самолетах как Грумман F-14, Макдоннелл-Дуглас F-4 и F-15 и многих других. Тем не менее нет ясного представления о том, что обеспечивает эффективность самолета при ведении воздушного боя за пределами визуального контакта в определенных тактических ситуациях.

Одними из ключевых характеристик являются скорость и маневренность. Истребитель, способный выполнять крейсерский полет с высокой скоростью, при выполнении задач ПВО может оборонять большой по площади район. Более скоростной перехватчик может достичь за данное время более удаленной от базы точки. Так как область возможного перехвата определяется средней скоростью полета от аэродрома базирования в точку перехвата, то меньшее число самолетов противника оказываются способными прорвать оборону, потому что перехватчик успевает долететь до зоны перехвата, прежде чем противник уйдет из нее. Благодаря

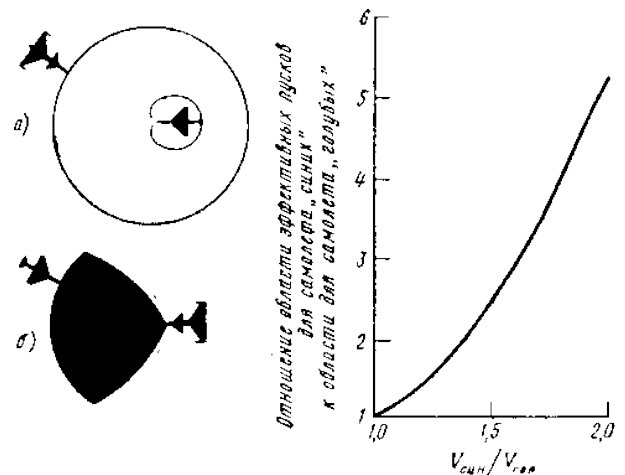


Рис. 15. Зависимость относительной области эффективного применения УР класса воздух—воздух от соотношения скоростей самолетов-противников: а—область эффективных пусков для самолета «синих»; б—область эффективных пусков для самолета «голубых»

возможности оборонять большой по площади район уменьшается число требуемых перехватчиков и аэродромов для их базирования. Высокая скорость может также позволить перехватчику догонять цели, пытающиеся уйти от преследования. Необходимо отметить, что на требования к перехватчику по скорости очень сильно влияет скорость целей и время реакции на тревогу.

Вторым преимуществом полета с большой скоростью является расширение области эффективных пусков ракет. Благодаря более высокой скорости самолета в момент пуска кинетическая энергия ракеты увеличивается, что позволяет производить пуски УР с больших дистанций. На рис. 15 показано изменение соотношения областей эффективных пусков УР в зависимости от соотношения скоростей полета самолетов, участвующих в бою,

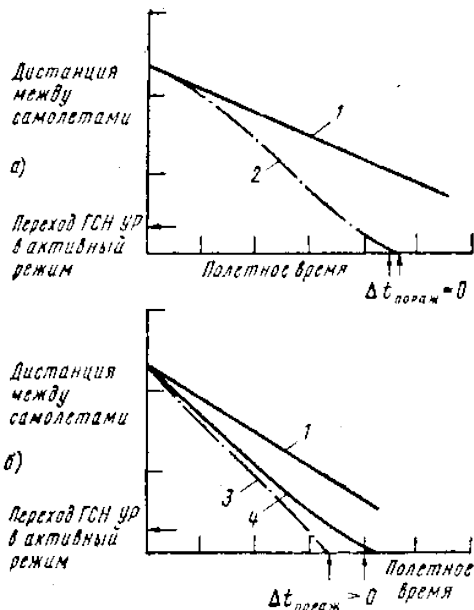


Рис. 16. Временные характеристики воздушного боя за пределами визуального контакта на встречных курсах:

$a - V_{\text{син}} = V_{\text{гол}}$; $b - V_{\text{син}} > V_{\text{гол}}$
 1—дистанция между самолетами; 2—сближение ракет с самолетами; 3—сближение ракеты «голубых» с самолетом «синих»; 4—сближение ракеты «синих» с самолетом «голубых»

В ситуации беспорядочного воздушного боя более высокая скорость обеспечивает еще одно преимущество. В условиях, когда цели располагаются и перемещаются по случайному закону, самолет, обладающий высокими скоростью и маневренностью, имеет больше возможностей для применения оружия. Это происходит не только благодаря расширению области эффективных пусков ракет, но и благодаря тому, что самолет с более высокой скоростью войдет в контакт с большим числом самолетов противника. Таким образом, анализ сценария беспорядочного группового воздушного боя показывает, что преимущество в скорости обеспечивает увеличение возможностей для применения оружия.

Следует отметить, что при ведении воздушного боя на встречных курсах преимущество в скорости может иметь отрицательный эффект. На рис. 16 иллюстрируются два перехвата. В первом случае (а) скорости самолетов равны, во втором случае (б) самолет «синих» имеет большую скорость, чем самолет «голубых». В обоих случаях после пусков ракет самолеты продолжают сближаться на встречных курсах до момента попадания ракеты. Считается, что пуски ракет осуществляются одновременно, что УР имеют одинаковые характеристики и что средства противодействия не применяются. Видно, что в случае (б) ракета самолета «голубых» попадает в цель раньше ракеты самолета «синих», так как последний сближается с ракетой противника быстрее. Следует отметить, что подавляющее большинство систем наведения УР класса воздух—воздух большой и средней дальности требуют, чтобы самолет после пуска ракеты продолжал сближаться с целью.

Отрицательный эффект высокой скорости при ведении боя может быть в определенной степени компенсирован за счет маневренности на сверхзвуковом режиме. Основной тактикой при этом является маневрирование после пуска ракеты для максимально возможного удаления от самолета противника без срыва слежения за ним и с сохранением скорости, достаточной для повторной атаки.

На рис. 17 представлены кривые, характеризующие зависимость максимального удаления от цели в момент попадания ракеты от скорости и перегрузки при маневре уклонения. Графики получены в ходе моделирования воздушного боя при следующих условиях: в момент пуска УР самолеты сближаются по прямой; пуск УР производится с максимальной эффективной дальности; самолет после пуска УР начинает горизонтальный разворот при $M = \text{const}$, $n_y = \text{const}$; самолет-цель продолжает лететь по прямой при $V = \text{const}$. Следует отметить, что расстояние между атакующим самолетом и целью в момент попадания ракеты с увеличением перегрузки монотонно увеличивается, а с увеличением скорости начинает увеличиваться только после определенного порогового значения n_y . При этом возможность маневрирования ограничивается необходимостью удерживать цель в поле зрения системы слежения. Удаление от цели при малой перегрузке может также быть увеличено путем уменьшения скорости полета. Хотя при этом может быть утрачена возможность повторной атаки или выхода из боя, риск оказаться сбитым снижается.

Таким образом анализ моделирования воздушных боев не позволяет сделать полностью определенных выводов относительно требований по скорости полета. В целом, однако, вполне вероятно, что способность длительного полета со сверхзвуковой скоростью будет входить в число требований к будущим истребителям.

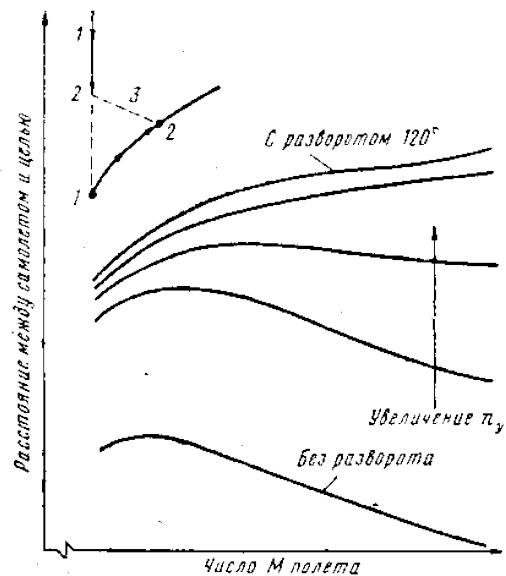


Рис. 17. Зависимость максимального расстояния между самолетом и целью в момент попадания ракеты от числа M полета самолета и маневренной перегрузки:

1—положение при пуске УР; 2—положение при попадании УР; 3—расстояние между самолетом и целью

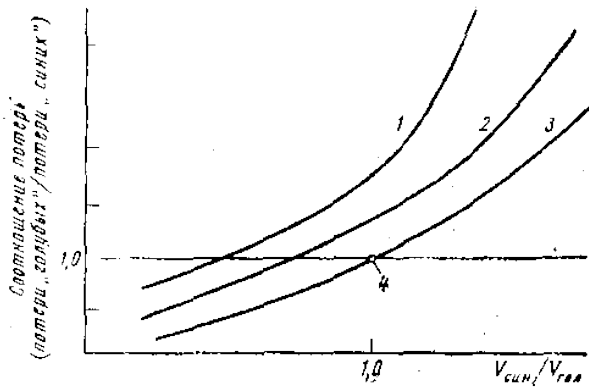


Рис. 18. Зависимость соотношения потерь от наличия превосходства в скорости, маневренности и заметности ($V_{гол} = const$):

1—ЭОП_{сн} < ЭОП_{гол}; 2—одинаковая заметность, преимущество самолета «сних» в маневренности; 3—одинаковая заметность, одинаковая маневренность; 4—возможности самолетов равны

Кроме сверхзвуковой скорости и высокой маневренности, необходимо также обеспечить требуемые характеристики радиолокационной, ИК и визуальной заметности истребителя. Снижение радиолокационной заметности обеспечивает уменьшение области эффективных пусков УР противника, так как для пуска и наведения УР большой и средней дальности с радиолокационными ГСН и для инициирования их взрывателей необходимо получение отраженного от цели излучения РЛС. В случае, если ракета атакующего самолета может поразить цель раньше, чем атакующий самолет будет обнаружен самолетом-целью, то последний не имеет возможности поразить противника. При этом ЭОП атакующего самолета должна быть достаточно мала, чтобы РЛС самолета противника не могла обнаружить его вплоть до момента попадания ракеты, кроме того, УР атакующего самолета должны иметь достаточную для такой атаки дальность действия.

На рис. 18 приведены результаты анализа нескольких моделей воздушного боя «четыре на четыре» с применением одинаковых по характеристикам УР. Видно, что увеличение скорости и маневренности в комплексе с уменьшением ЭПР обеспечивает более высокую вероятность победы в воздушном бою за пределами визуального контакта, чем каждый из этих трех факторов в отдельности. В то же время преимущества, обеспечиваемые малой ЭПР и высокой маневренностью, могут быть сведены на нет, если скорость окажется ниже определенного значения.

Требования, связанные с выполнением ударных задач

Существуют веские причины для включения в требования к истребителю возможности выполнения ударных задач. Главная причина состоит в том, что самолеты, разработанные как истребители завоевания превосходства в воздухе, в конце срока службы могут быть перенацелены на выполнение задач нанесения ударов по наземным целям. Причем выполнение этих задач может стать либо их основным, либо вспомогательным назначением. Истребитель воздушного боя, который не способен вести борьбу с наземными целями, представляет

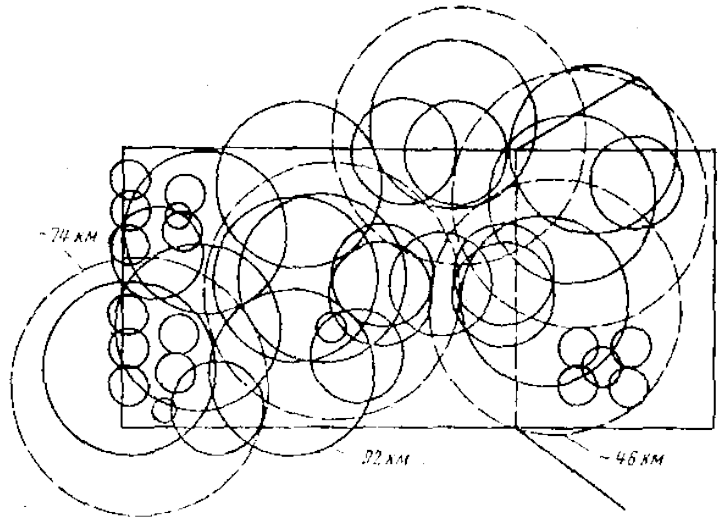


Рис. 19. Типичные области действия различных ЗРК системы ПВО:

— плотность ПВО при прорыве на высоте ~21 300 м
 - - - плотность ПВО при прорыве на высоте ~3000 м

собой меньшую ценность, чем самолет, способный выполнять оба вида задач. Ценность гибкости (способности переключения с одного вида задач на другой) заключается в том, что при изменении характера боевых действий самолеты-истребители могут быть оперативно переориентированы на ударные задачи. Анализ показывает, что учет такой возможности оказывает заметное влияние на результаты моделирования общей картины боевых действий. Причем это влияние бывает заметно только при рассмотрении комплекса боевых действий в целом, а моделирование, в котором имитируются только условия воздушного боя, не позволяет адекватно оценивать достоинства многоцелевого истребителя.

Основные критерии, определяющие состав требований по выполнению ударных задач, практически не зависят от времени, уровня развития техники и типа самолетов, применяемых для их выполнения. Со временем, пожалуй, лишь возрастает сложность существующих проблем. Во главе списка требований находится выживаемость, которая доминирует по той причине, что оказывает большое влияние на все остальные требования.

Например, если для повышения выживаемости самолету приходится летать с большой скоростью на очень малой или очень большой высоте, то это приводит к значительному усложнению задач обнаружения и поражения наземных целей. В целях повышения выживаемости для увеличения скорости полета, снижения заметности и размещения на самолете дополнительных средств РЭП часто приходится идти на компромиссное уменьшение дальности полета и боевой нагрузки. В то же время без способности обнаруживать и поражать цели или при невозможности нести достаточно большую боевую нагрузку самолет, обладающий даже очень высокой выживаемостью, существенной ценности иметь не будет.

На рис. 19 представлены области поражения зенитно-ракетными комплексами самолетов, осуществляющих прорыв зоны с плотной ПВО на тер-

ритории Европы. Из схемы видно, что самолет оказывается в пределах досягаемости ЗРК при любой высоте полета. Однако с увеличением высоты плотность обороны уменьшается (так как уменьшается число эффективных ЗРК), а время, в течение которого самолет находится в области поражения такими ЗРК, уменьшается благодаря повышению скорости полета. В сочетании два этих фактора обуславливают наличие в области больших высот летного коридора, наиболее безопасного для прорыва зоны ПВО с ЗРК. В то же время преимущества прорыва зоны ПВО со сверхзвуковой скоростью на большой высоте ослабляются трудностями поражения целей. В настоящее время не имеется систем вооружения, которые можно было бы эффективно применять в режиме скоростного полета на большой высоте. Несмотря на большое число предпринятых исследований и разработок, даже для усовершенствованных систем вооружения поражение большого числа целей проблематично.

Прорыв ПВО на малой высоте без использования для маскировки рельефа земной поверхности и электронных средств обеспечения прорыва оказывается малоэффективным. Использование рельефа местности для маскировки возможно только в холмистых или гористых районах. В равнинных районах выживаемость самолета при прорыве ПВО на малой высоте будет ниже. В то же время использование рельефа местности для маскировки имеет свои недостатки; неровности рельефа, скрывающие самолет от угрозы, могут также препятствовать обнаружению наземных целей. Вероятность обнаружения целей датчиками самолета, летящего над умеренно неровной местностью на высоте ~60 м со скоростью, соответствующей числу $M=0,9$, составляет 0,05. Это неприемлемо, так как только одна из каждых 20 целей будет обнаружена, а атаковано и уничтожено будет еще меньше. В этом случае, даже если средствами ПВО не будет сбит ни один самолет, они тем не менее могут считаться эффективными, так как вынудят самолеты снизиться до высоты, на которой они практически неспособны вести боевые действия.

Проблема обнаружения целей может осложняться естественными условиями в районе боевых действий. Например в северной Европе в зимнее время даже при отсутствии дыма в районе боевых действий на визуальное обнаружение целей можно рассчитывать в среднем только в течение 12% продолжительности суток. Тепловизионные системы благодаря способности видеть цели ночью и сквозь легкую дымку позволяют обнаруживать цели в зимний период в течение 43% продолжительности суток. Радиолокационные системы не зависят от погоды и времени суток и позволяют вести эффективный поиск целей в любое время. По этим причинам большое внимание уделяется разработке тепловизионных и радиолокационных систем поиска и обнаружения наземных целей.

В свете изложенного возможности самолетов-истребителей для выполнения ударных задач выглядят довольно ограниченными. Даже в случае, когда бывает обеспечено оптимальное сочетание характеристик заметности, скорости, противодействия и уязвимости, достаточная вероятность успешного выполнения ударных задач не может быть обеспечена без использования дополнительных сис-

тем, предназначенных для подавления ПВО, постановки помех за пределами зоны ПВО, обнаружения и опознавания целей и обеспечения самолетоводения. Выполнение этих дополнительных требований отрицательно влияет на экономическую эффективность парка самолетов и приводит к увеличению уязвимости самолетов.

Частота самолето-вылетов

Частота самолето-вылетов определяется числом вылетов за один день одного самолета, самолетов эскадрильи или авиакрыла. Способность самолета подняться в воздух для выполнения задания, когда метеосостояние позволяет сделать это, является важной составляющей общей эффективности истребителя. На западе существует много сторонников точки зрения, что до недавнего времени слишком много внимания уделялось летно-техническим характеристикам истребителей и слишком мало — вопросам материально-технического обеспечения, ремонтно-пригодности и другим аспектам, определяющим частоту самолето-вылетов.

Само по себе число вылетов за один день значит мало. Во время второй мировой войны летчики некоторых самолетов в очень сложных условиях выполняли до 10 вылетов в день. Нет сомнений, что это были короткие полеты с небольшим количеством вооружения. Современный самолет, вылет которого на задание может длиться более 2 ч, а масса боевой нагрузки — составлять несколько тонн, не сможет выполнить 10 вылетов в день. Выполнять полеты с таким темпом могут лишь некоторые ударные самолеты, например, ВАе AV-8 «Харриер» и Фэрчайлд-Рипаблик А-10 во время кратковременных периодов активных боевых действий и при условии, что полет длится недолго. Для самолетов с большим радиусом действия средняя частота самолето-вылетов оказывается значительно ниже.

Частоту самолето-вылетов определяют ряд факторов и в первую очередь трудоемкость техобслуживания, которая влияет и на всю структуру материально-технического обеспечения парка самолетов. В последние годы в авиации США наблюдается устойчивое увеличение средней наработки до отказа (СНО), несмотря на растущую сложность оборудования и систем истребителей. Современные самолеты имеют СНО, превышающую среднюю продолжительность вылета на боевое задание. Отчасти такое увеличение надежности может быть объяснено увеличением СНО бортовых РЛС (рис. 20). Из графика следует, что до 1960 г. СНО РЛС равнялась нулю. Такое утверждение может

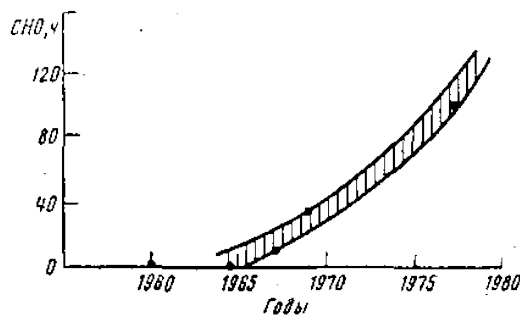


Рис. 20. Тенденция повышения надежности бортовых РЛС истребителей ВВС США

быть спорным, но оно подтверждает сообщения о том, что СНО первых РЛС была меньше времени с момента начала руления до отрыва от ВПП. Современные радиоэлектронные системы имеют настолько высокую надежность, что ее дальнейшее повышение не будет существенно влиять на СНО всего самолета.

Во время боевых действий полеты могут и будут выполняться даже в случае, если не все системы самолета работают идеально. Частота самолетовылетов будет при этом существенно выше 2—3 вылетов в день — средних значений для продолжительного периода эксплуатации современных истребителей (рис. 21). Существует мнение, что от перспективных истребителей будет требоваться значительно более высокая средняя частота вылетов. Возможность ее повышения в настоящее время исследуются.

На частоту вылетов влияет также время подготовки к очередному полету (установка вооружения и обслуживание самолета, когда не требуется никакого ремонта). Предлагается много способов ускорения процесса установки вооружения, например, использование конформных платформ, на которых размещается весь комплект вооружения. Задача снаряжения самолета может резко осложниться в случае применения противником химического или бактериологического оружия. Несомненно, что при этом частота вылетов уменьшится. Перспективные истребители должны будут нормально функционировать в условиях химического и бактериологического заражения базы. Самолеты должны иметь системы защиты экипажа и оборудования, а оборудование для обслуживания самолетов и оснащения их вооружением должно допускать работу персонала в защитных костюмах.

От взлетной и посадочной дистанций будет зависеть возможность эксплуатации самолетов после удара противника по ВПП. Для продолжения полетов самолеты должны будут иметь способность обходить воронки. Чем меньше участки ВПП будут необходимы для взлета и посадки, тем меньше эксплуатация истребителей будут зависеть от ударов по ВПП.

Для повышения частоты вылетов также важна способность самолетов к эксплуатации с неровных ВПП и ВПП, не имеющих твердого покрытия. Современные западные истребители такой способности лишены. Перспективные истребители должны быть способны эксплуатироваться с грубо отремонтированных после бомбового удара ВПП, а

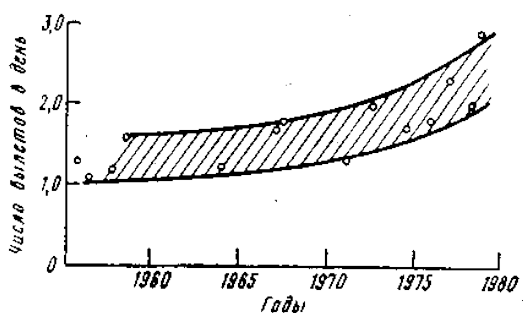


Рис. 21. Изменение по времени средней частоты самолетовылетов

также выруливать по неподготовленной поверхности на сохранившиеся отремонтированные участки ВПП. Эти требования могут оказывать значительное влияние на допустимую величину взлетной массы самолета и на конструкцию шасси [1].

ИСТРЕБИТЕЛИ 1990-Х ГОДОВ

Программа американского истребителя ATF

Программа усовершенствованного тактического истребителя ATF (Advanced Tactical Fighter), исследуемого в США с середины 1970-х годов (см. «ТИ» № 18, 1986 г.), вступила в 1986 г. в новую стадию: 31 октября 1986 г. министр ВВС Э. Олдридж объявил о решении выдать контракты стоимостью по 691 млн. долл. на проведение этапа демонстрации и проверки концепции истребителя ATF фирмам Локхид и Нортроп, выступающим в качестве головных подрядчиков и возглавляющим соответствующие группы фирм. Выбор был сделан в результате «одного из самых напряженных и острых по накалу борьбы конкурсов, какие когда-либо организовывались», и продолжавшегося восемь месяцев тщательного рассмотрения предложений всех его участников, среди которых фирмы Боинг, Джерал Дайнемикс, Грумман, Макдоннелл-Дуглас и Рокуэлл [2].

Каждая из групп фирм за 50 месяцев должна построить и провести испытания двух опытных самолетов (YF-22 и YF-23), одного с опытными двигателями фирмы Пратт-Уитни и другого — с двигателями фирмы Джерал Электрик. По результатам летных испытаний в конце этапа демонстрации и проверки концепции будет выбрана одна группа фирм, которая выполнит в течение пяти лет полномасштабную разработку самолета ATF. Считается, что программа истребителя ATF знаменует собой начало нового этапа в политике военных закупок США. Впервые контрактантам было предложено взять на себя значительную долю финансового риска — вложить в программу на ранних ее этапах большую долю собственных средств. Точные цифры о расходах фирм-участниц программы ATF не публиковались или даже не известны на данном этапе программы, но каждая из групп контрактантов, возглавляемых фирмами Локхид и Нортроп, на этапе изготовления опытных самолетов должна будет израсходовать, вероятно, не менее 690 млн. долл. собственных средств. Фирмы также должны будут взять на себя до 50% расходов на оснастку, необходимую для производства самолетов.

Несмотря на большие расходы, которые потребовали ВВС от фирм-участниц программы ATF, в борьбу за получение контракта включились все семь основных самолетостроительных фирм США. Следуя пожеланиям ВВС, большинство фирм до выбора основных контрактантов неофициально объединились в группы, несмотря на то, что каждая из них представила отдельное предложение по программе самолета ATF. Создание таких групп имело целью обеспечить возможность обсуждения фирм, разделяющих финансовый риск с основным контрактантом, до принятия решения по программе ATF, чтобы сократить время на подготовку к развертыванию работ по программе и выбору других основных субконтрактантов.

Фирма Локхид вела борьбу за право руководства группой с фирмами Боинг и Дженерал Дайнемикс, а фирма Нортроп со своим партнером по программе самолета F-18 — фирмой Макдоннелл-Дуглас. Фирмы Рокуэлл и Грумман не достигли соглашения об объединении в группу. Ко времени выбора контрактантов каждый член группы уже выполнил значительный объем экспериментальных исследований по своему проекту. Для обеспечения некоторых исследований были изготовлены модели самолетов для испытания в аэродинамической трубе, патурные макеты отдельных компонентов и сами компоненты. Результаты этих исследований использовались для обоснования предложений.

Руководитель программы ATF от командования систем ВВС А. Пичирилло заявил, что проведение конкурса по программе создания самолета ATF привело к разработке нескольких удачных проектов. «Борьба в конкурсе была очень жесткой, и мы очень довольны предложениями промышленных фирм». Пичирилло отметил, что проекты некоторых фирм были явно лучше других и что более двух были «особенно удачными». Проекты фирм Локхид и Нортроп были выбраны ВВС потому, что в них наиболее удачно сбалансированы различные требования ВВС к самолету ATF [3].

Основными критериями при выборе фирм Локхид и Нортроп для проведения этапа демонстрации и проверки концепции истребителя ATF, по словам руководителя командования систем ВВС Л. Сканце, были надежность, производственная и эксплуатационная технологичность, а также оценки стоимости предложенных проектов истребителя ATF при удовлетворении требований по ЛТХ [4]. Это подтвердил и Олдридж, который заявил: «Надежность и эксплуатационная технологичность являлись основным критерием оценки проектов самолета ATF, представленных на конкурс. Самолет ATF будет иметь в два раза лучшую надежность и в два раза меньшие затраты на техническое обслуживание по сравнению с самолетом F-15. Он должен иметь сверхзвуковую крейсерскую скорость, малую заметность, в два раза большие боевые возможности по сравнению с самолетом Макдоннелл-Дуглас

F-15 и иметь усовершенствованные силовую установку, конструкцию, бортовое радиоэлектронное оборудование и речевую систему управления. Речевая система управления должна пройти испытания на испытательном стенде».

Самолет ATF придет на смену истребителю F-15 и должен быть способен проникать в воздушное пространство, находящееся под усиленным контролем средств ПВО противника, и осуществлять поддержку «воздушно-наземного сражения», первым обнаруживая противника в воздухе и поражая воздушные цели с первого выстрела. Олдридж подчеркнул необходимость быстрого развертывания нового истребителя завоевания превосходства в воздухе, который «будет обладать высокими выживаемостью и поражающей способностью в действиях против перспективных самолетов противника. Примененный в ходе программы ATF подход, в соответствии с которым предусмотрена демонстрация самолета в полете до принятия решения о его закупке в сочетании с твердым, хорошо налаженным руководством и продолжительными конкурсными исследованиями, делает программу истребителя ATF моделью, в соответствии с которой будут осуществляться закупки и других перспективных систем оружия» [3].

Неоднократно сообщалось о значительном внимании, уделяемом снижению заметности истребителя ATF. Это подтверждается и тем фактом, что фирмы Нортроп и Локхид, выбранные главными подрядчиками, имеют опыт разработки малозаметных самолетов: фирма Нортроп разрабатывает усовершенствованный бомбардировщик АТВ, фирма Локхид строит малозаметные самолеты F-19. Тем не менее Сканце отметил, что опыт применения техники «Стелс» (при всей его важности) не был решающим критерием при выдаче контрактов на этом этапе [4].

Информации о точных конфигурации и характеристиках самолетов по проектам фирм Локхид и Нортроп нет. Опубликовано лишь несколько предположительных рисунков (рис. 22 и 23) и ряд характеристик в соответствии с предварительными

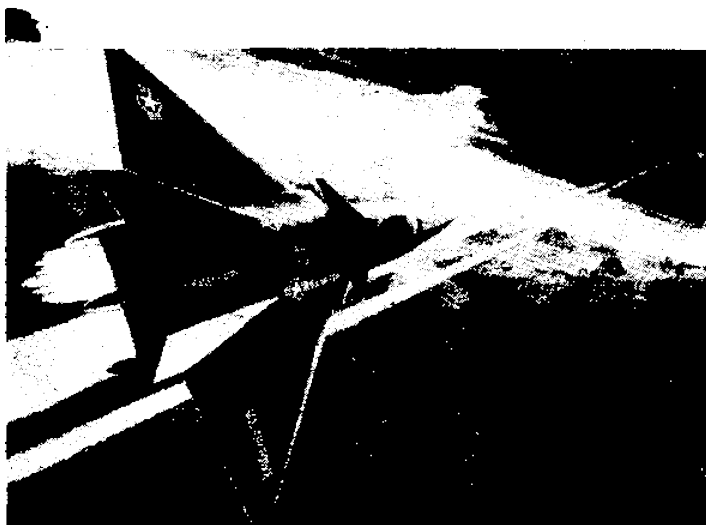


Рис. 22. Рисунок самолета ATF по одному из проектов фирмы Локхид



Рис. 23. Рисунок истребителя ATF по одному из проектов фирмы Нортроп

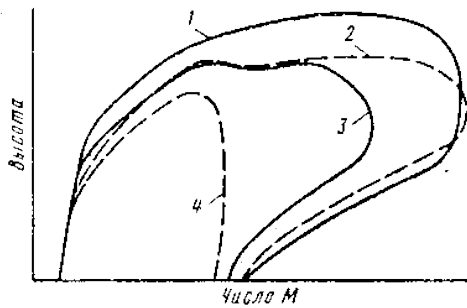


Рис. 24. Сравнение областей режимов полета истребителя ATF и современного истребителя:

1—ATF при максимальном форсированном режиме; 2—современный истребитель при максимальном форсированном режиме; 3—ATF при максимальном нефорсированном режиме; 4—современный истребитель при максимальном нефорсированном режиме

требованиями ВВС. Взлетная масса самолета ATF с вооружением класса воздух — воздух и полным внутренним запасом топлива составит ~22 700 кг (50 000 фунтов). Максимальное число M полета составит 2,5, число M крейсерского полета при нефорсированном режиме работы двигателей — 1,5 (рис. 24). При сверхзвуковых скоростях разгонные характеристики самолета ATF будут в 3 раза выше, чем у современного истребителя F-15. Характеристики дозвуковой маневренности будут примерно такими же, как у современных истребителей, сверхзвуковой — значительно лучше: требуется обеспечить установившуюся перегрузку 6 при числе $M=1,8$.

Боевой радиус действия самолета ATF составит 1200—1300 км (на 10—15% больше, чем у истребителя F-15). Ожидается, что благодаря использованию поворотных сопл двигателей с реверсивными устройствами будет возможна эксплуатация самолета ATF с ВПП длиной 460 м в полевых условиях. Число строк программного обеспечения самолета ATF будет в два раза выше, чем на бомбардировщике Рокуэлл В-1В [4, 5, 6] (для В-1В число строк программного обеспечения составляет 1,2 млн. [7]).

В процессе осуществления программы самолета ATF ряд требований к нему был снижен. Пичирилло отметил, что «ВВС удалось сэкономить 1360—1815 кг массы конструкции самолета путем снижения требуемой расчетной эксплуатационной перегрузки при маневрировании с трансзвуковой скоростью на умеренной высоте на 0,5 единицы». Кроме того, в настоящее время требования к дальности полета на 20% ниже опубликованных ранее тактическим авиационным командованием [8].

Этап демонстрации и проверки концепции самолета ATF должен продлиться 50 месяцев — с ноября 1986 г. по декабрь 1990 г. За этот период должны быть проведены следующие работы.

1. Разработка, постройка и испытания каждой группой фирм двух опытных самолетов (группой фирмы Локхид — YF-22А, группой фирмы Нортроп — YF-23А). На одном из самолетов будут испытаны двигатели фирмы Пратт-Уитни PW 5000 (обозначение ВВС — YF119-PW-100), на втором — фирмы Дженерал Электрик GE37 (обозначение ВВС — YF120-GE-100). Конструкцию опытных са-

молетов предполагалось определить весной 1987 г., производство компонентов и сборка начнутся в 1988 г., первый полет намечен на октябрь 1989 г. Испытания опытных самолетов планируется проводить на авиабазе Эдварде (шт. Калифорния).

2. Создание к концу 1988 г. планера для наземных испытаний комплекса радиоэлектронного оборудования истребителя ATF. Состав оборудования намечалось окончательно определить к июлю 1987 г., предварительная разработка программного обеспечения должна завершиться к концу 1988 г., окончательно программное обеспечение должно быть разработано к апрелю 1990 г.

3. Создание самолетов-летающих лабораторий для летных испытаний комплекса радиоэлектронного оборудования и датчиков истребителя ATF. Первый полет планируется на март 1989 г. (группа, возглавляемая фирмой Локхид, намеревается использовать для этого модифицированный транспортный самолет Боинг 757).

4. Исследования требований к серийному истребителю ATF и его системам с целью выработки ТТТ к началу этапа полномасштабной разработки в конце 1990 — начале 1991 гг. В настоящее время жесткие требования по программе истребителя ATF отсутствуют, а работы ведутся по предварительным требованиям, опубликованным тактическим авиационным командованием и отделением авиационных систем ВВС. В апреле 1987 г. должно было состояться предварительное рассмотрение требований к серийному истребителю ATF. Рассмотрение проектов намечено на ноябрь — 1989 г., а окончательно требования к истребителю ATF должны оформиться к концу 1990 г. [4].

Планируется следующий график финансирования работ каждой группы фирм на этапе демонстрации и проверки концепции истребителя ATF: 1987 г. — 50,5 млн. долл.; 1988 г. — 68,5 млн. долл.; 1989 г. — 137,5 млн. долл.; 1990 г. — 358 млн. долл.; 1991 г. — 76,5 млн. долл. При этом ВВС предполагают следующее распределение суммы контракта по системам и конструкции истребителя ATF: планер, силовая установка и др. — 397,5 млн. долл.; бортовое радиоэлектронное оборудование — 198,5 млн. долл.; РЛС и оптико-электронные датчики — 95 млн. долл. Установленная ВВС цена одного оборудованного самолета ATF должна составить 35 млн. долл. (в ценах 1985 ф. г.). По оценкам фирмы Локхид, эта сумма распределится следующим образом: радиоэлектронное оборудование — 14,6 млн. долл.; конструкция планера — 13,0 млн. долл.; силовая установка — 7,1 млн. долл.; вооружение — 0,3 млн. долл. [8].

Руководитель фирмы Локхид, ответственный за разработку опытного истребителя YF-22, заявил, что цена 35 млн. долл. будет «трудно достижимой», но пока она остается «в пределах допустимого уровня». По словам вице-президента и главного руководителя тактических программ фирмы Локхид Ш. Маллина, ВВС не придется отказаться от основных требований к этому самолету. Маллин сообщил, что цена БРЭО составит от 40 до 45% цены истребителя ATF, что в полтора раза больше, чем у самолетов существующего поколения [9].

В настоящее время ВВС планирует закупить 750 истребителей ATF, однако возможные закупки их ВМС для замены палубных истребителей Грум-

ман F-14D могут увеличить это число до 1300—1400 [8]. Ожидается, что расходы на этапе демонстрации и проверки концепций составят ~2,5 млрд. долл. (включая стоимость создания опытных образцов самолетов, двигателей и радиоэлектронного оборудования), а расходы на этапе окончательной разработки самолета и технической подготовки серийного производства — ~7 млрд. долл. Общая стоимость программы с учетом ~26 млрд. долл. на выпуск 750 истребителей ATF (каждый по цене ~35 млн. долл.) может достичь 35 млрд. долл. (по курсу 1985 г.) [10].

Летные испытания серийного самолета ATF планируется начать в 1993 г. [4]. Ожидается, что начальное серийное производство самолетов с малым темпом будет одобрено в конце 1991 г. — начале 1992 г., полномасштабное производство с темпом 72 самолета в год — в 1994 г. Первая эскадрилья самолетов ATF будет поставлена к концу 1995 г. [8].

В марте 1987 г. фирмы Локхид, Джeneral Дайнемикс и Боннг пришли к соглашению о распределении работ по программе. Фирма Локхид несет ответственность за разработку передней части фюзеляжа и кабины, объединение системы вооружения, применение технических усовершенствований, обеспечивающих снижение заметности самолета, за создание центральной архитектуры БРЭО, включая технические средства и программное обеспечение. Фирма Боннг несет ответственность за разработку хвостовой части фюзеляжа и установку двигателей, крыла, изготовленного с применением термостойких КМ, наступательного оборудования, включая РЛС и ИК систему обнаружения и сопровождения целейIRST; фирма Джeneral Дайнемикс разрабатывает центральную часть фюзеляжа, хвостовое оперение, систему управления, электро- и гидросистемы, навигационное и связное оборудование, а также оборудование РЭБ [11].

В конструкции самолетов ATF предполагается широко использовать КМ. Фирма Локхид планирует применить термопластичные углепластики, на долю которых будет приходиться около 50% массы конструкции самолетов Локхид YF-22A.

Паряду со снижением массы конструкции использование термопластичных углепластиков вместо традиционных терморезактивных углепластиков должно уменьшить производственные расходы при постройке истребителей ATF и обеспечить выполнение требований ВВС, чтобы цена одного самолета ATF не превышала 35 млн. долл. Термопластичные углепластики обеспечивают лишь на несколько процентов большую экономию массы по сравнению с терморезактивными, однако, как считают специалисты фирмы Локхид, они должны иметь существенно лучшие характеристики прочности и ремонтпригодности.

Терморезактивные углепластики для обеспечения необходимых свойств должны выдерживаться в автоклаве при высоких температуре и давлении. При этом происходит необратимая химическая реакция. Термопластичные материалы становятся податливыми и могут формоваться давлением при нагреве до ~380°, вновь отверждаясь при охлаждении. Так как этот процесс имеет механический характер, он является обратимым и допускает возможность повторной формовки деталей.

По данным ВВС, опыт реального производства терморезактивных КМ показывает, что они обходятся в полтора раза дороже, чем алюминиевые сплавы. Это вызвано несколькими причинами. Стоимость исходных материалов не снизилась в такой степени, как ожидалось, процесс производства остается трудоемким, дополнительные затраты вызваны необходимостью контроля процесса отверждения и проведения испытаний контрольных образцов. Кроме того, доля отходов может быть высокой.

Термопластичные КМ, как считают на фирме Локхид, позволяют значительно усовершенствовать процесс производства. При их использовании становится возможной автоматизированная горячая укладка армирующей ленты с последующей формовкой элементов жесткости. По словам представителя фирмы, на формовку деталей будут затрачиваться считанные минуты, а не часы. Проверка показала, что методы, разработанные для резания, сверления, обрезки и фасонного фрезерования терморезактивных КМ, подходят для обработки термопластичных углепластиков.

Хранение и обработка терморезактивных КМ должны производиться при определенных параметрах окружающей среды, а их исходные материалы могут храниться вне холодильной камеры только две недели. Термопластичные материалы могут храниться неограниченное время при комнатной температуре, что, по мнению фирмы Локхид, упрощает работу с ними как в условиях завода, так и в полевых условиях при выполнении ремонта.

Возможность снижения производственных расходов является только одной из причин, по которым планируется использование термопластичных углепластиков в конструкции истребителя ATF. Вероятно, главной причиной является то, что от истребителя ATF требуется способность крейсерского полета при числе $M=1,5$. Для обеспечения этого требования необходим материал, выдерживающий температуру до 175°C, так как при таких скоростях планер самолета подвергается значительному аэродинамическому нагреву.

Традиционные углепластики состоят из высокопрочных волокон углерода, связанных эпоксидной смолой. Так как КМ на основе эпоксидных смол не выдерживают температуру выше 120°C, специалисты фирмы Локхид были вынуждены перейти на новый вид смол. Хотя термопластичные КМ обеспечивают дополнительные преимущества кроме повышения рабочей температуры, фирма Локхид исследует в качестве запасного варианта терморезактивную высокотемпературную смолу бисмалеимид.

С точки зрения прочности и допустимой повреждаемости терморезактивные углепластики также не лишены недостатков. Хотя сами углеродные волокна имеют очень высокую прочность, они окружены относительно непрочной и хрупкой смолой. Поэтому при воздействии ударов возможно появление внутренних повреждений, не оставляющих следов на поверхности и способных привести к разрушению конструкции. При разработке компонентов из таких КМ конструкторы бывают вынуждены допускать возможность наличия скрытых ударных повреждений, снижающих прочность материала на сжатие на 60—70%, что не позволяет в полной ме-

ре использовать преимущества таких КМ перед металлами по массе. Хотя в 1986 г. были получены эпоксидные смолы «второго поколения» с повышенной прочностью, однако высокотемпературные бисмаленимидные смолы с повышенной прочностью сейчас только разрабатываются.

Термопластичные КМ, как утверждают специалисты фирмы Локхид, обладают лучшими характеристиками допустимой повреждаемости и к тому же любое повреждение оставляет след на их поверхности. Для изготовления термопластичных КМ могут использоваться те же углеродные волокна, что и для терморезистивных. Это позволит использовать достижения последних лет, повысившие прочность волокон при растяжении с 350 до 630 кгс/мм² и улучшившие другие их свойства.

Широкое использование термопластичных углепластиков в конструкции двух опытных самолетов ATF фирмы Локхид должно обеспечить снижение риска применения этих материалов в конструкции предсерийных и серийных самолетов ATF.

Металлы будут применяться для изготовления конструкций, имеющих сложные трехмерные контуры и работающих в условиях сложного напряженно-деформированного состояния, а также при температурах выше 175°C. Вероятнее всего, что в конструкции планера будут использоваться легкие алюминий-литиевые сплавы, высокотемпературные КМ с алюминиевой матрицей и, в местах, где температура превышает 290°C, вместо дорогостоящих титановых сплавов — порошковый сплав на основе алюминия, железа и цинка.

Фирма Локхид намеревается соединить собственный опыт работы с КМ с опытом своих партнеров по программе истребителя ATF — фирм Боинг и Дженерал Дайнемикс. Ранее фирмой Дженерал Дайнемикс из бисмаленимидного углепластика были созданы панели обшивки для треугольного крыла демонстрационного самолета F-16XL, а фирма Боинг изготовила кессон крыла истребителя ATF в натуральную величину из термопластичного углепластика (рис. 25). Фирма Локхид по контрактам, полученным от ВВС, ведет работы по созданию смол, оптимизированных для работы при температуре 175°C, а также по изучению технологии производства термопластичных углепластиков [12].

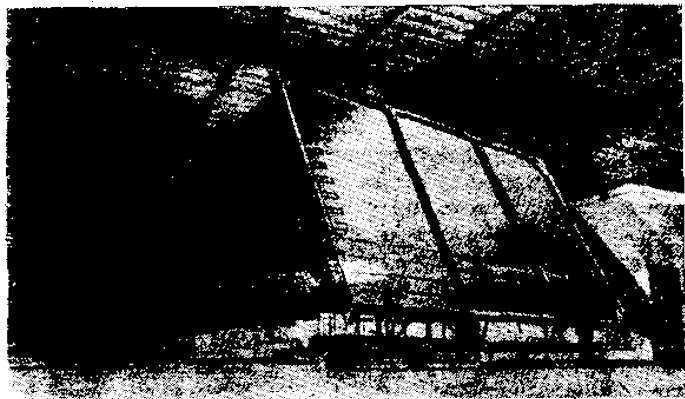


Рис. 25. Кессон крыла перспективного истребителя, изготовленный фирмой Боинг из КМ

В сентябре 1986 г. руководитель одного из управлений фирмы Локхид Дж. Стенли заявил, что его фирма снизит расходы на производство будущих самолетов на 25% благодаря широкому внедрению технических усовершенствований и методов производства.

Стенли занимается вопросами обеспечения производственной технологичности истребителя ATF. По его словам, основными путями снижения расходов должны стать применение трехмерной графики, синтезируемой с помощью ЭВМ и обеспечивающей возможность моделирования твердых тел, а также использование при разработке самолета системы CADAM (Computer Aided Design and Manufacture — система автоматизированного проектирования и производства).

«В настоящее время для пространственной увязки элементов какой-либо системы самолета мы используем большое число макетов, — сказал Стенли, — а с появлением системы графического обеспечения конструкторских разработок, способной осуществлять трехмерное моделирование твердых тел, мы в ближайшие годы целиком избавимся от старого метода моделирования, съедающего так много времени и денег. Когда специалисты по оснастке и сборщики будут знать, что проект разработан достаточно точно и не потребует изменений, мы сможем сконцентрировать свои усилия на повышении роли человеческого фактора».

Одной из главных причин роста расходов на ранних этапах осуществления программы разработки самолета является внесение технических изменений. По словам Стенли, после полной реализации концепции проектирования, разработки и подготовки к производству с помощью системы CADAM количество возможных изменений в конструкции самолета может быть радикально уменьшено. «В случае, если нам все же придется внести какое-либо изменение, то эта система позволит провести его проще, быстрее и с меньшими затратами. Наша работа заключается в том, чтобы выпускать при разумных затратах хорошую продукцию по графике и с гарантированным качеством. После подобных нововведений мы сможем успешно выполнять ее».

«Мы устанавливаем также усовершенствованные обрабатывающие центры. Эксплуатация первого из них начнется в 1987 г. Тогда же вступит в строй центр композиционных материалов с общей производственной площадью 12 080 м², который позволит объединить в одном месте все работы по КМ. Этот центр будет использоваться не только для исследований и производства перспективных КМ, но и будет служить прототипом будущих предприятий», — сказал Стенли.

Он также отметил, что этот усовершенствованный подход к разработке и производству позволит «поставить у чертежной доски рядом проектировщиков, специалистов по подготовке оснастки, производству и контролю за качеством. Люди, которым приходится заниматься оснасткой, сборкой или контролем качества, будут участвовать в проектировании, так что потребуется меньшее количество изменений в конструкции» [13].

Снижения ЭОП самолета предполагается достичь в значительной мере благодаря усовершенствованию двигателей. При облучении современных

самолетов спереди или сзади наибольшая ЭОП создается за счет отражения радиолокационных волн от воздухозаборников и компрессоров или сопел двигателей. На перспективном самолете эта доля может быть значительно снижена (рис. 26).

Потребуется обеспечить устойчивую работу двигателя малозаметного самолета во всем диапазоне полетных режимов, несмотря на искажение потока за счет применения воздухозаборника с изогнутым каналом или экраном. Считается, что применение плоских сопел и сверхзвуковая крейсерская скорость истребителя ATF, вероятно, увеличат выживаемость самолета при его атаке со стороны задней полусферы. Небольшие размеры двигателя позволяют применить дополнительные средства понижения ЭОП воздухозаборников и сопла.

ИК заметность самолета ATF будет снижена благодаря высокой нефорсированной тяге двигателя: форсированная тяга, вероятно, будет использоваться только при маневрировании в воздушном бою. Возможно уменьшение ИК сигнатуры благодаря формированию реактивной струи, например ее сплющиванию с выдувом по бокам холодного воздуха от внешнего контура, кроме того, улучшенное смешение топлива с воздухом и увеличение полноты сгорания горючей смеси уменьшат дымление двигателя. Использование химических присадок к топливу уменьшит размеры водяных капель в реактивной струе, что уменьшит визуальную заметность и сократит время существования инверсионного следа.

Двигатели истребителя ATF, создаваемые по конкурсной программе JAFE (Joint Advanced Fighter Engine), должны иметь по сравнению с существующими двигателями на 60% большую нефорсированную тягу в диапазоне скоростей, соответствующих числу $M=1,5-1,8$, что в два раза увеличит отношение нефорсированной тяги двигателя в сверхзвуковом полете к его массе.

Двигатели GE37 и PW 5000 должны иметь статическую форсированную тягу в классе 13600—15880 кгс, сопла с устройством реверсирования и отклонения вектора тяги, небольшую ($\sim 0,2$) степень двухконтурности, отношение статической тяги двигателей к их массе 9—10.

Для изменения в полете степени двухконтурности на двигателе GE 37 будет, вероятно, установлено регулирующее устройство VABI (Variable Area Bypass Injector), с помощью которого должно обеспечиваться управление потоком через внутренний и наружный контуры двигателя. Счи-

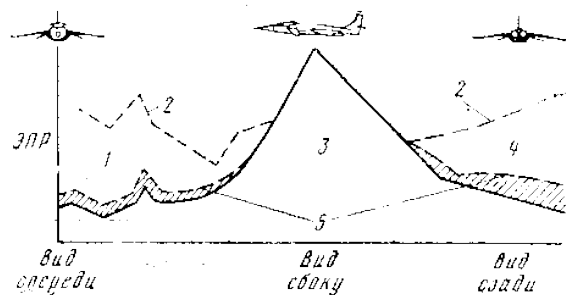


Рис. 26. Влияние ракурса облучения самолета на его ЭОП:

1—доля за счет отражения от воздухозаборника и компрессора; 2—современный самолет; 3—доля за счет отражения от планера; 4—доля за счет отражения от сопла; 5—перспективный самолет

тается, что при трансзвуковых скоростях сопло VABI обеспечит двигателю GE37 при закрытом наружном контуре увеличение на 3—4% располагаемой нефорсированной тяги.

Фирма Дженерал Электрик провела испытания осесимметричного сопла GEATRV (General Electric Axisymmetric Thrust Reverser with Vectoring) с устройством для реверсирования и отклонения вектора тяги. По расчетам сопло GEATRV (рис. 27), возможно, будет легче плоского сопла и позволит снизить аэродинамическое сопротивление хвостовой части фюзеляжа самолета. При использовании существующих материалов в конструкции сопла GEATRV для обеспечения отклонения вектора тяги на 20° потребовалось бы увеличить на 12% массу двигателя (в случае двигателя JAFE его масса увеличилась бы на 163 кг), однако использование в конструкции сопла упрочненного КМ углерод—углерод RCC (Reinforced Carbon/Carbon) и реверсирование тяги в полете вместо использования воздушных тормозов, а при посадке—для выполнения функции тормозного парашюта позволит минимизировать увеличение массы двигателя [14].

Оба двигателя должны пройти испытания общим объемом 800 ч, включая 250 ч ускоренных испытаний с имитацией профиля полета, которые будут проведены фирмами-разработчиками, и испытания на пригодность к эксплуатации, которые будут проведены ВВС в НИЦ им. Арнольда в г. Тулахома (шт. Теннесси).

Наземные испытания демонстрационного двигателя PW 5000 начались в ноябре 1986 г.; GE37—в январе 1987 г. График дальнейших работ по программе JAFE включает следующие этапы: II квар-

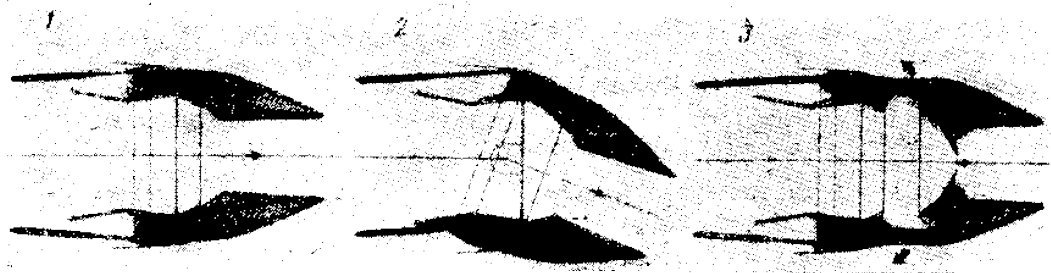


Рис. 27. Схема сопла GEATRV на различных режимах работы: 1—крейсерский полет; 2—вектор тяги отклонен на 20° ; 3—режим реверсирования тяги

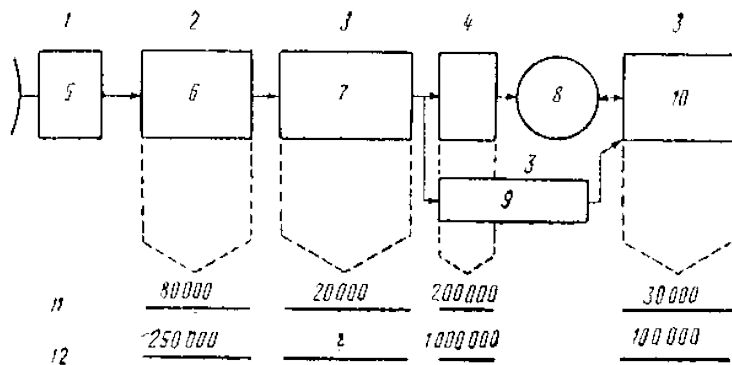


Рис. 28. Сравнение сложности программ для электронных бортовых систем современного и перспективного истребителя:

1—датчики; 2—процессоры сигналов; 3—универсальные процессоры; 4—дисплей; 5—связное оборудование, оптико-электронные и ИК датчики, система РЭИ; 6—фильтры и устройства корреляции; 7—система опознавания целей; 8—летчик; 9—основные электронные системы; 10—резервные каналы системы управления полетом; 11—объем программного обеспечения (число машинных команд) для современных самолетов; 12—для перспективных самолетов

тал 1988 ф. г. — начало наземных испытаний первого опытного двигателя; I квартал 1990 ф. г. — разрешение на ограниченные летные испытания опытного двигателя; II квартал 1990 ф. г. — начало испытаний двигателя, созданного в ходе полномасштабной разработки; I квартал 1992 ф. г. — разрешение на ограниченные летные испытания двигателя, созданного в ходе полномасштабной разработки; III квартал 1993 ф. г. — разрешение на летные испытания во всей области режимов двигателя, созданного в ходе полномасштабной разработки; II квартал 1994 ф. г. — начало эксплуатационных испытаний двигателя ВВС [2, 4].

По мнению специалистов, наиболее сложным элементом программы ATF является разработка комплекса радиоэлектронного оборудования. Эти работы ведутся совместно с ВМС в рамках соглашения о сотрудничестве при создании истребителя ATF и усовершенствованного тактического самолета АТА для ВМС. В число разрабатываемых систем входят комплексная система РЭБ INEWS и комплексная система связи, навигации и опознавания ICNIA. Соглашение предусматривает достижение общности между комплексами радиоэлектронного оборудования самолетов ATF и АТА на 90%. С целью снижения стоимости радиоэлектронного оборудования планируется разработка унифицированных многофункциональных блоков, которые могут быть задействованы одновременно в различных системах самолета [4].

Высокая надежность БРЭО истребителя ATF будет достигнута в основном за счет значительного уменьшения числа типов используемых модулей и применения жидкостной системы охлаждения. Специалисты фирмы Локхид считают, что на опытном самолете YF-22 должно быть использовано менее 50 типов модулей, которые представляют собой быстросменные блоки (на современных самолетах используются от нескольких сотен до одной тысячи типов модулей, которые образуют от 40 до 100 быстросменных блоков); приблизительно к 90% модулей будет обеспечен непосредственный доступ при обслуживании. Считается, что применение жидкостной системы охлаждения снизит в четыре раза частоту отказов БРЭО [11].

В ноябре 1986 г. фирмы Вестингауз и Тексас Инструменте объединились в группу для борьбы за получение контракта на разработку наступательного радиоэлектронного оборудования (РЛС и оптико-электронные системы) для истребителя ATF и представили свои предложения обеим группам фирм-разработчиков самолета ATF. По соглашению

фирма Вестингауз будет нести основную ответственность за разработку многорежимной РЛС с активной апертурой, а фирма Тексас Инструменте — за оптико-электронные системы [15].

В ближайшие годы прогнозируется резкое увеличение расходов на программное обеспечение электронных систем военного назначения. Министерство обороны США в настоящее время расходует на программное обеспечение 10 млрд. долл. в год и ожидает увеличения к 1990 г. затрат на эти цели в 3 раза. ВВС в настоящее время ассигнуют на программное обеспечение 3 млрд. долл., что составляет 5% бюджета ВВС*, и предполагают, что к 1990 г. доля затрат на программное обеспечение достигнет 10%.

В последние годы сложность программ для бортовых систем военных самолетов значительно возросла. Например, самолет F-16A, выпускавшийся в 1981 г., имел семь систем на базе ЭВМ с 50 цифровыми процессорами и программным обеспечением из 135 тыс. строк, тогда как самолет F-16D, выпускавшийся в 1986 г., имел 15 компьютерных систем с 300 цифровыми процессорами и объемом программ в 236 тыс. строк.

Ожидается быстрый рост объема программ и в дальнейшем (рис. 28) с соответствующим увеличением затрат. Так, стоимость разработки программного обеспечения для систем самолета F-16D составила 85 млн. долл., а стоимость его эксплуатации (устранение ошибок, обеспечение сохранности носителей программ, усовершенствование программ) оценивается в 250 млн. долл., тогда как для перспективного истребителя стоимость соответствующих работ составит 450 млн. и 1,3 млрд. долл.

Всего по заказам министерства обороны разрабатываются новые программы общим объемом 100 млн. строк, который равен объему всех используемых в настоящее время военных программ [7].

Разработка новых УР класса воздух — воздух для истребителя ATF в настоящее время не планируется. Предполагается, что на нем будут применяться усовершенствованная УР средней дальности AMRAAM, УР малой дальности ASRAAM и AIM-9 «Сайдуиндер» и пушка [4]. По словам вице-президента фирмы Локхид Ш. Маллиа все вооружение будет размещаться внутри фюзеляжа [5].

* Неточная цифра. В 1985 ф. г. ВВС всего было выделено 99,9 млрд. долл., в 1987 г. запрашивалось 110,2 млрд. долл. Прим. ред.