

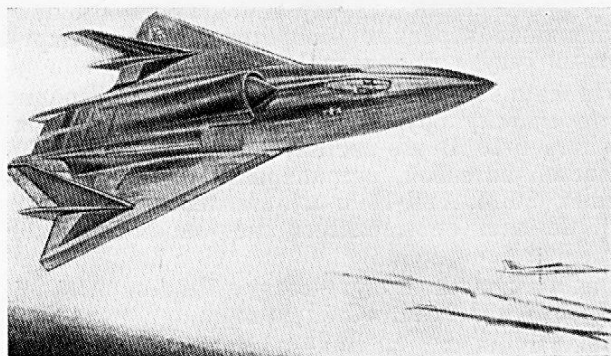
ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИВУЧЕСТИ БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Вопросам живучести боевых самолетов и вертолетов уделяется за рубежом большое внимание. В конструкции планера и систем новых истребителей США, таких как Грумман F-14, Макдоннелл-Дуглас F-15, Джeneral Дайнемикс F-16, Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F-18 в значительной степени учтены уроки, полученные в ходе применения авиации в боевых операциях в Юго-Восточной Азии. Штурмовик Фэрчайлд-Рипаблик А-10, созданный специально для обеспечения непосредственной поддержки наземных войск, имеет ряд конструктивных особенностей, которые, по мнению проектировщиков, должны обеспечить ему исключительную живучесть в условиях зенитного огня: мощное бронирование кабины летчика, силовой установки и ряда важных систем, эффективное протектирование баков, разнесение двигателей, «холодная» реактивная струя ТРДД и т. д. (см. «ТИ» № 15, 1978). В составе ТТТ, предъявлявшихся к новым вертолетам УТТАС и ААН, требованиям живучести также отведено важное место [1].

ВВС США уделяют особое внимание вопросам маскировки тактических истребителей следующего поколения в процессе осуществления исследовательской программы АТС (Air-to Surface Technology Evaluation Integration), ранее имевшей обозначение АТФ (Advanced Tactical Fighter). В рамках этой программы изучаются самолеты «Стэлс» (Stealth — скрытность) с пониженным уровнем демаскирующих сигналов, воспринимаемых радиолокационными, акустическими и оптическими системами обнаружения. Проводится оценка таких методов как выбор соответствующей геометрии самолета, применение поглощающих материалов и покрытий, не ухудшающих его аэродинамические характеристики.

По контракту с лабораторией динамики полета ВВС США на средства, выделенные управлением перспективных проектов министерства обороны (DARPA) фирмой Локхид был разработан и построен экспериментальный самолет с двумя ТРД. Первоначально сообщалось, что на самолете установлены ТРД Джeneral Электрик J85, но позже было указано, что двигатели имеют тягу по 5450 кгс, что исключает справедливость первого сообщения. Этот одноместный разведывательный и ударный самолет весом 5,5 тс, способный обнаруживать и наносить удары по системам ПВО, должен был начать летные испытания в конце 1977 г. Стоимость разработки самолета оценивалась в 90 млн. долл. В зарубежной печати не публиковалось никаких сведений о ходе испытаний, но в мае 1978 г. появилось сообщение, что, согласно определенным источникам, на полигоне шт. Невада вблизи авиабазы ВВС Неллис разбился самолет «Стэлс» и летчик получил серьезные ранения. Представители министерства обороны отказались комментировать аварию экспериментального самолета.

Как часть исследований истребителя с пониженным уровнем демаскирующих сигналов, фирма



Фиг. 1. Рисунок самолета с низким уровнем демаскирующих признаков (проект фирмы Грумман)

Боинг изучает также легкий экспериментальный истребитель со сверхзвуковой крейсерской скоростью (LES — Light Experimental Supercruiser) [5, 6, 7, 8].

На фиг. 1 показан рисунок самолета с низким уровнем демаскирующих признаков, предлагаемого фирмой Грумман. Самолет рассчитан на проникновение в воздушное пространство противника со сверхзвуковой скоростью при очень малой вероятности обнаружения [9].

УМЕНЬШЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

Вероятность визуального и ИК обнаружения. Обнаружение летательного аппарата является первой предпосылкой его поражения средствами ПВО, поэтому обеспечение живучести разрабатываемого боевого аппарата начинается с мер по уменьшению вероятности его обнаружения визуально или с помощью радиолокационных и ИК систем.

Визуальное обнаружение летательного аппарата наземным наблюдателем в сильной степени зависит от погодных условий. На фиг. 2 показана зависимость вероятности визуального обнаружения и идентификации воздушной цели от горизонтальной дальности до нее в условиях Центральной Европы. Надежная идентификация возможна при дальности до цели в среднем менее 3, 4 км и редко — на дистанциях более 5 км даже при хороших погодных условиях. Если полет самолета-истребителя или вертолета происходит не на малой высоте, то дальность их идентификации можно считать равной 2,7 и 1,5 км соответственно. Такое расстояние истребитель пролетит приблизительно за 10 с, что требует от зенитных комплексов очень быстрой реакции. Захват воздушной цели в этих условиях средствами ПВО наземных войск будет в достаточной степени случайным событием.

В отдельных случаях обнаружению самолета способствует дымовой след, образующийся в результате неполного сгорания топлива из-за неоптимальной конструкции камеры сгорания или не-

Требования живучести должны учитываться уже на ранних стадиях разработки боевого самолета. Летчик штурмовика А-10 защищен от снарядов калибром до 23 мм титановой броней. При поражении бустерной системы управления рули могут отклоняться с помощью тросовой проводки. Значительно разнесенные двигатели не могут быть одновременно выведены из строя одним снарядом. Протектированные топливные баки выдерживают попадание 23-мм снаряда (фиг. 16).

Можно сформулировать ряд правил, соблюдение которых будет способствовать живучести разрабатываемого летательного аппарата:

кресла летчиков желательно располагать тандемом и разделять прозрачной броней;

второй член экипажа должен иметь резервные органы управления;

необходима защита экипажа от огня сбоку; защиту от огня снизу можно обеспечить расположением под кабиной нежизненно важного оборудования;

желательна двухдвигательная силовая установка; двигатели должны быть максимально разнесены и разделены бронеперегородкой; узлы подвески двигателей необходимо усилить;

плотнорасположенные радиоэлектронные системы навигации и вооружения должны иметь бронезащиту;

компоненты системы управления полетом и питающие гидромагистральи должны быть разнесены по корпусу; необходима аварийная система ручного управления; наилучшей является многократно резервированная электродистанционная система управления;

по крайней мере один топливный бак должен быть протектирован и иметь запас топлива, достаточный для полета из района боевой операции; встроенные топливные баки необходимо секционировать;

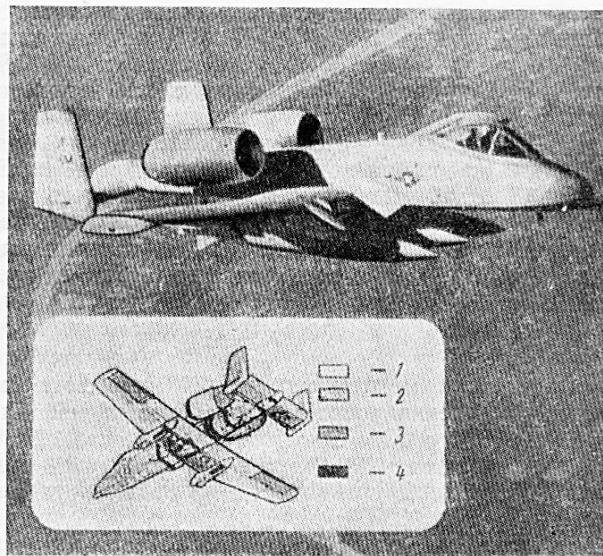
отсек двигателей, зона основного топливного бака и отсек основного электронного оборудования должны иметь системы пожаротушения;

боекомплект встроенной пушки должен размещаться в небольшом объеме [2].

Внимание, уделяемое вопросам живучести при разработке новых боевых самолетов США, может быть проиллюстрировано на примере программы нового палубного истребителя Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F-18. На фиг. 17 показаны особенности конструкции планера и систем, призванные обеспечить высокий уровень живучести этого самолета [4].

Эффективность парка боевых самолетов существенно зависит от удобства проведения в случае необходимости ремонтных работ. Известны случаи, когда самолет неоднократно серьезно повреждался огнем противника и, тем не менее, восстанавливался и вновь участвовал в боевых операциях.

Новые боевые самолеты обычно проектируются с целью обеспечения технологичности проведения ремонтных работ. Примером в этом отношении может служить штурмовик А-10. Схема его конструкции и материалы намеренно выбраны максимально простыми и обычными. Лонжероны фюзеляжа прямые, сечение фюзеляжа на большей части его длины постоянно, многие левые и правые компоненты конструкции взаимозаменяемы (что

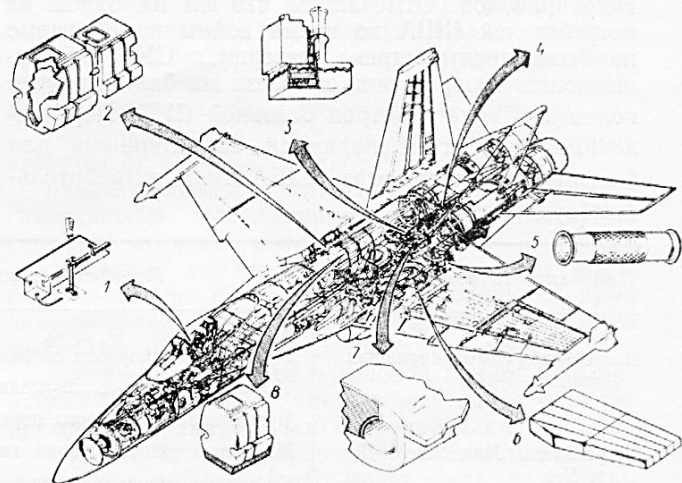


1—обшивка, лонжероны, предназначенные для выполнения технического обслуживания, и обтекатели — компоненты конструкции, не требующие ремонта в случае выполнения срочных заданий; 2—компоненты с относительно малой рабочей нагрузкой, такие как стрингеры, нервюры и тонкие панели обшивки крыла, требующие на ремонт не более половины дня; 3—основные элементы конструкции, требующие для проведения ремонта менее одного дня; 4—основные компоненты конструкции, включающие кованые и механически обработанные детали, которые требуют для ремонта более одного дня

Фиг. 16. Особенности конструкции штурмовика Фэрчайлд-Рипаблик А-10, обеспечивающие повышение живучести и удобства боевого применения

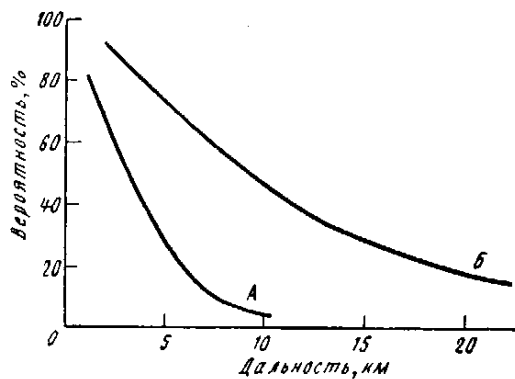
упрощает снабжение запасными частями), 95% всех компонентов конструкции выполнено из дуралюминия.

Дорогостоящая система на основе ЭВМ, используемая командованием материально-технического снабжения ВВС США для расчета потоков запасных частей, во время войны во Вьетнаме

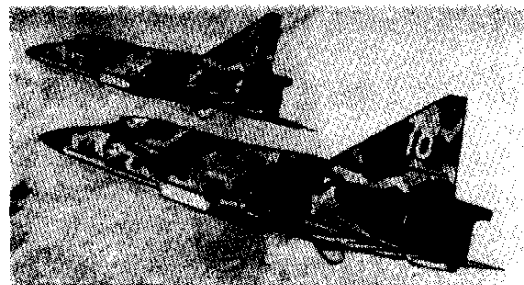
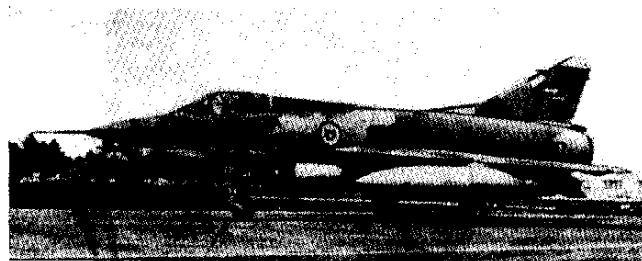


1—две независимые системы: система управления полетом с механической проводкой и система улучшения управляемости; 2—два протектированных расходных бака с системой кольцевания; 3—релейное устройство, обеспечивающее взаимную замену гидравлических систем; 4—два двигателя, системы тушения пожара в гондолах и противопожарные перегородки; ограничение разлета лопаток вентилятора, компрессора и турбины при разрушении двигателя; 5—протектированные топливные магистральи; 6—заполнение крыльевых топливных баков пеноматериалом для предотвращения взрыва топлива; 7—система контроля повреждений в топливном отсеке; 8—заполнение фюзеляжных топливных баков пеноматериалом

Фиг. 17. Особенности конструкции истребителя Макдоннелл-Дуглас—Нортроп F-18, обеспечивающие его повышенную живучесть



Фиг. 2. Вероятность визуальной идентификации (А) и обнаружения (Б) воздушной цели в зависимости от дальности до нее (условия Центральной Европы)



Фиг. 3. Истребитель Дассо «Мираж» III (вверху), отличающийся относительно малыми размерами и эффективной отражающей поверхностью, и истребитель SAAB-Сканиа JA-37 (внизу) с камуфляжной окраской

расчетного режима работы системы подачи топлива.

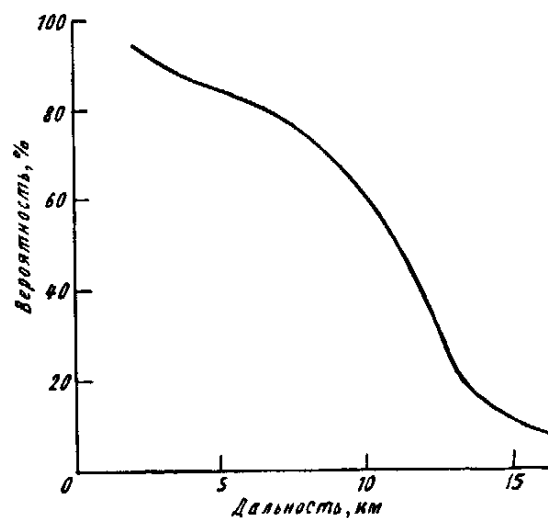
Габариты самолета являются важным фактором из числа определяющих вероятность его обнаружения. Такие самолеты США как F-14, F-15, F-105 или F-111 при любом ракурсе имеют площадь проекции нормальной к направлению на цель, вдвое или втрое большую, чем у истребителя F-104. От размеров самолета зависит и его отражающая способность, определяющая вероятность его радиолокационного обнаружения. Хорошим примером в отношении габаритов можно считать французский истребитель Дассо «Мираж» III, способный выполнять широкий спектр боевых заданий (фиг. 3). Выбору наименьшего по размерам и весу боевого самолета способствуют и финансовые ограничения.

Существует ряд способов уменьшить вероятность визуального обнаружения. Эффективным средством является камуфляжная окраска, которая хотя и увеличивает вес самолета, может служить одновременно и противокоррозионной защитой. Тип камуфляжа зависит, конечно, от географических особенностей зоны применения самолета. Примером эффективного камуфляжа может служить окраска шведского истребителя-бомбардировщика SAAB-Сканиа JA-37 «Вигген» (фиг. 3). На вертолетах эффективность камуфляжной окраски снижается из-за световых отблесков от обычно больших панелей остекления.

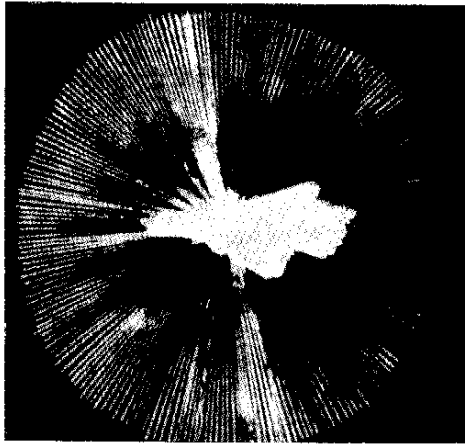
Летательные аппараты являются источниками тепла и поэтому могут быть обнаружены ИК датчиками, реагирующими на разность температур аппарата и более холодного фона. При больших скоростях полета тепловое излучение обусловлено в основном трением в пограничном слое и торможением воздуха у лобовых частей планера, а при дозвуковых скоростях — горячими частями и выхлопными струями двигателей, а также радиоэлектронным оборудованием. ИК системы применимы ночью и в плохих погодных условиях и позволяют обнаруживать цели на больших расстояниях, чем визуальные системы. На фиг. 4 показана вероятность ИК обнаружения самолета, летящего на малой высоте со скоростью, соответствующей числу $M=0,8$, в типичных условиях Центральной Европы. Диаграмма на фиг. 5 иллюстрирует изображение цели на экране ИК системы слежения.

Интенсивность ИК излучения, измеряемого в Вт/ср, уменьшается пропорционально квадрату расстояния до источника. Мощность теплового излучения бесфорсажных ТРД составляет от 100 до 1000 Вт (от 8 до 80 Вт/ср).

Горячие части двигателя и реактивная струя представляют собой два тепловых источника с различными характеристиками. Камера сгорания, лопатки турбин, жаровая труба и сопло, имеющие высокую температуру, излучают энергию почти как абсолютно черное тело. Однако весь двигатель нельзя считать абсолютно черным телом, вследствие наложения излучения от выхлопной струи, от корпуса двигателя и различной направленности излучения частями двигателя. На фиг. 6 показана диаграмма ИК излучения ТРД «Атар» Е, применяемого на истребителе «Мираж» III, на различ-



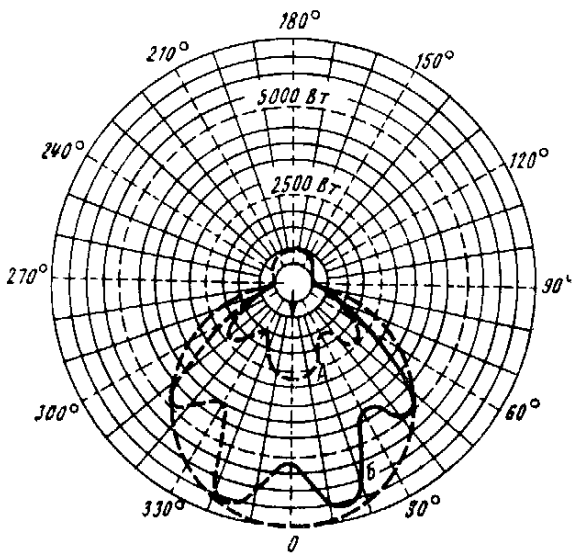
Фиг. 4. Вероятность обнаружения цели ИК датчиком (температура цели 50°C, температура фона 20°C)



Фиг. 5. Изображение цели на индикаторе ИК системы слежения

ных режимах — 4500 об/мин (А) и 7800 об/мин (Б). Диаграмма показывает, что тепловое излучение реактивной струи относительно невелико по сравнению с излучением горячих частей двигателя. Пики на диаграмме соответствуют углам доминирующего излучения горячих частей. Фиг. 7 иллюстрирует направленность излучения соплового аппарата двигателя, а фиг. 8 показывает распределение интенсивности ИК излучения вдоль двигателя и реактивной струи. Приведенные данные свидетельствуют о том, что излучение даже относительно холодного корпуса жаровой трубы превосходит по интенсивности излучение струи. Температура средней части струи составляет 650°C без форсажа и 1500°C с форсажем. Эта «сердцевина» расширяется до струи с шириной, равной ~5 диаметрам сопла, и в результате перемешивания с окружающим воздухом ее температура снижается.

Для защиты самолетов от ракет с ИК системами наведения необходимо экранировать горячие компоненты двигателей или ограничить зону их излучения узким пространственным сектором. В ряде случаев это сделать не удастся. Например,

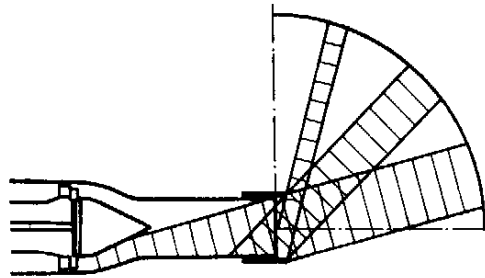


Фиг. 6. Распределение интенсивности ИК излучения ТРД SNECMA «Атар» E

на истребителе Панавиа «Торнадо» горячие части сопла не экранированы кожухом в связи с размещением в этой зоне створок реверсера тяги.

Воздухозаборники силовой установки самолета должны быть спроектированы таким образом, чтобы снаряды, атакующие самолет на встречных курсах, не могли «видеть» компрессор. У самолетов ВВП необходимо экранировать поворотные сопла, это позволяет вдвое снизить интенсивность ИК излучения в боковом направлении. Другим решением может быть снижение температуры струй эжекцией дополнительного воздуха. В этом случае во внешнем слое струй из поворотных сопел температура может быть уменьшена на 150°C. Эти меры могут снизить интенсивность теплового излучения в большинстве направлений на 75%. Применение ТРДД на боевых самолетах позволяет экранировать горячую струю из газогенератора трубкой более холодного воздуха второго контура. Это усложняет наведение на самолет ракет с ИК головками. Форсажный режим работы двигателей рекомендуется применять только в случае крайней необходимости.

Современные военные вертолеты США оборудованы системами теплового экранирования, в качестве меры защиты от портативных зенитных ракет с ИК головками самонаведения. Горячие части двигателей закрыты специальными панелями,



Фиг. 7. Боковое распределение интенсивности ИК излучения от горячих частей двигателя в боковом направлении

сопла выведены вверх и выхлопные струи быстро смешиваются с холодным воздухом, отбрасываемым несущим винтом.

Снижение ЭОП. Современные наземные РЛС обеспечивают обнаружение боевого самолета с эффективной отражающей поверхностью* (ЭОП), равной 1 м², на расстоянии ~60 км. При этом самолет должен лететь на высоте не менее 225 м, иначе его обнаружению помешает кривизна земли.

ЭОП самолета зависит от его размеров, геометрии, конструкционных материалов. Металлические материалы лучше отражают радиолокационный сигнал, чем непроводники. Обычная окраска не влияет существенно на ЭОП. Интенсивность отраженного сигнала зависит от продолжительности облучающего импульса, скорости вращения антенны РЛС и скорости цели. Длина волны не имеет значения.

ЭОП определяется измерением радиолокационного эха самого самолета или его модели. При проектировании самолета его ЭОП оценивается с

* Площадь большого круга металлической сферы, дающей радиолокационное эхо, равное по интенсивности отраженному от цели сигналу.

помощью комбинации простых геометрических тел с известными значениями ЭОП (конус, цилиндр, сфера, плоскость, угловой отражатель), приближенно моделирующих самолет. Интегрирование эхо-диаграммы для кругового вертикального и горизонтального радиолокационного облучения позволяет рассчитать ЭОП (например, для разработываемого палубного истребителя Макдоннелл-Дуглас — Нортроп F-18 расчетная ЭОП оказывается несколько больше 1 м²).

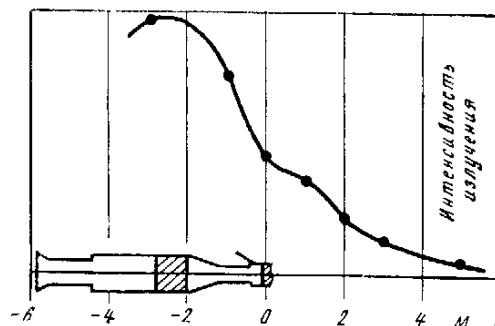
При радиолокационном облучении самолета в горизонтальной плоскости сигнал наиболее сильно отражается от его боковых поверхностей. Близкая к цилиндру форма фюзеляжа снижает интенсивность отражения. Фюзеляж с поперечным сечением, близким к прямоугольному, будет давать сильное радиолокационное эхо. Примером хорошей конфигурации с точки зрения ЭОП могут служить истребители «Мираж» III или V, примером плохой компоновки — истребитель-бомбардировщик «Ягуар» (фиг. 9).

Наиболее очевидными средствами снижения ЭОП самолета являются применение по возможности «выпуклых» компонентов без плоских участков, исключение сопряжений, образующих острые или прямые углы. Воздухозаборники могут быть облицованы материалом, поглощающим электромагнитные волны, что позволит снизить лобовую ЭОП, которая в противном случае может быть выше 5 м².

Радиолокационное эхо при лобовом облучении самолета состоит из двух основных частей: отражения от антенны РЛС и размещенного за ней оборудования. ЭОП первой составляющей может достигать 100 м², а второй — 1—2 м². Когда РЛС самолета не работает, целесообразно поворачивать ее антенну вверх для снижения ЭОП. Ресфлектор антенны может быть выполнен прозрачным для всех радиоволн, за исключением рабочих для данной РЛС. Это достигается, например, установкой поглощающего радиоволны экрана за антенной, но перед остальным оборудованием РЛС. На самолете без радиолокатора радиоэхо при лобовом облучении может быть практически исключено применением радиопрозрачного носового конуса и поглотителя радиоволн.

Интенсивность отраженного сигнала от боковых частей двухдвигательного самолета может быть существенно снижена применением фюзеляжа с поперечным сечением в виде горизонтально вытянутого эллипса. На двухкилевом самолете килли могут быть установлены под углом. Радиоэхо крыла, облучаемого спереди и сзади, уменьшить трудно в связи с выбранным из других соображений радиусом скругления носка и хвостовой части крыла. ЭОП вертолета может быть снижена лишь незначительно, поскольку отражение сигнала определяют в основном несущий и хвостовой винты.

Из тактических приемов, позволяющих избежать раннего визуального, ИК или радиолокационного обнаружения наиболее эффективным является полет на малых высотах с большими дозвуковыми скоростями. Однако полет на малых высотах предъявляет строгие требования к летчику и конструкции самолета. Как показано на фиг. 10, только небольшая зона C + D в пространстве высота — число M полета пригодна для использования такими самолетами как «Торнадо» и F-111.



Фиг. 8. Распределение интенсивности ИК излучения двигателя

Если учесть ограничения психологического характера, то располагаемая зона сужается до небольшого треугольника D. Таким образом, при полете к цели на малой высоте ограничения являются числа $M = 0,89 - 0,94$ и высоты порядка 50—70 м [1].

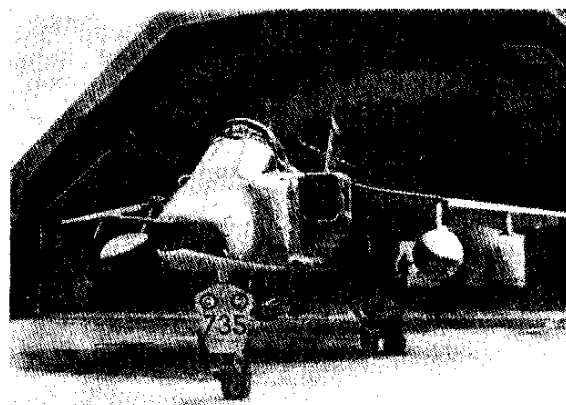
Уязвимость и средства повышения живучести летательных аппаратов

Попадание снаряда, пули или осколка в летательный аппарат не всегда приводит к его поражению. Степень и природу повреждений конструкции можно подразделить на несколько категорий, зависящих от оставшегося времени, когда атакующий летательный аппарат способен выполнять боевое задание.

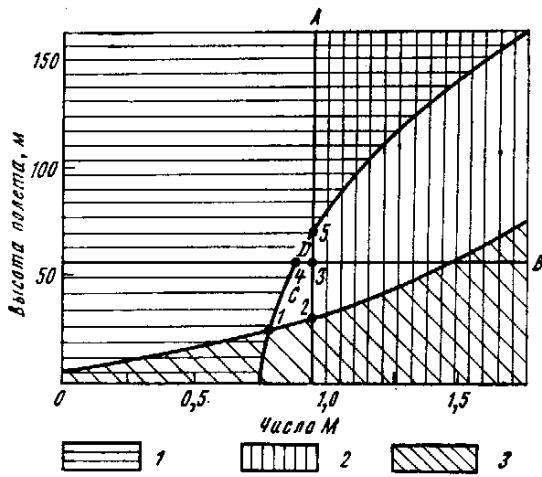
Первая категория включает случаи разрушения аппарата не более чем за 2 с. Причины: смертельное ранение летчика или взрыв топлива, боезапаса и т. д.

Вторая, 15-секундная категория охватывает другие причины гибели аппарата. Летчик может быть ранен и ввиду неспособности управлять аппаратом должен катапультироваться. Причиной покидания аппарата могут быть пожар или поражение системы управления.

В третью категорию включены случаи гибели летательного аппарата за время до 5 мин с момента его поражения. Причины: медленно развивающийся пожар, заставляющий летчика катапультироваться ввиду возрастания угрозы взрыва; повреждение крыла и его прогрессирующая дефор-



Фиг. 9. Истребитель-бомбардировщик «Ягуар»



1—область визуального обнаружения самолета; 2—область больших нагрузок от порывов ветра; 3—область возможного столкновения с препятствиями; A—бесфорсажный режим полета; B—психологический предел возможности выполнения полета на малой высоте; C—область допустимой высоты полета без учета психологических возможностей летчика; D—область допустимой высоты полета с учетом психологических возможностей летчика

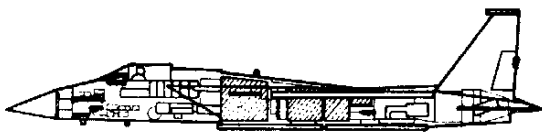
Фиг. 10. Физические и психологические возможности летчика-истребителя при полете на малой высоте

мация; потеря части обшивки, вызывающая некомпенсируемые моменты.

Четвертая категория разрушения (не более 30 мин до гибели летательного аппарата) охватывает случаи постепенного прекращения энергопитания систем или утечки рабочей жидкости основной и аварийной гидросистем. Аппарат может быть разрушен и при аварийной посадке в случае повреждения шасси или пневматиков.

Опыт боевого применения авиации дает следующее распределение частот повторения разрушений различных категорий — 1 : 3 : 8 : 15. Таким образом, 30-минутная категория реализуется в 15 раз чаще, чем 2-секундная.

Для оценки уязвимости самолета или другого летательного аппарата применяется метод разбиения его площади проекции на плоскости, нормальные к различным направлениям ведения огня (спереди, сбоку, сзади и т. д.). В контуре проекции выделяются зоны наибольшей уязвимости: кабина летчика, двигатели, топливные баки (фиг. 11). В ряде случаев учитывается влияние поражения одних компонентов на работу других, непораженных компонентов конструкции и систем. Характеристики компонентов различной уязвимости вводятся в ЭВМ, где моделируется их обстрел с различных направлений и рассчитываются показатели уязвимости — вероятности потери самолета в случае серьезного повреждения компонента. Для



Фиг. 11. Разбиение самолета F-15 на зоны с различной уязвимостью при боковом обстреле (для анализа живучести самолета)

топливного бака, например, этот показатель может быть равен 0,9, для основных стоек шасси — 0,75, для носовой стойки — 0,5. Подсчет вероятности «выживания» самолета при таких повреждениях дает величину $0,0125 = (1 - 0,9) \times (1 - 0,75) \times (1 - 0,5)$.

При обстреле низколетящего атакующего самолета зенитными пушками угол встречи снаряда с обшивкой самолета, как правило, очень мал. Взрыватели снарядов должны быть очень чувствительны, но не срабатывать при столкновении с каплями дождя. При использовании дистанционных взрывателей на снарядах калибром более 35 мм необходимо образование большого количества осколков для нанесения цели существенного ущерба. Число осколков, попадающих в цель, уменьшается пропорционально четвертой степени расстояния от точки подрыва снаряда до цели. Вследствие большого аэродинамического сопротивления осколков их энергия и проникающая способность также снижаются по закону четвертой степени. Наиболее эффективны снаряды с взрывателями, подрывающими боевую часть после пробивания обшивки цели. Разрушающий эффект и психологическое воздействие на летчика будут в этом случае максимальны.

Современные самолеты имеют весьма прочную конструкцию с отдельными компонентами значительной толщины. Интегральные панели крыла из легких сплавов могут достигать у истребителя толщины более 45 мм (в корневой зоне). У самолета F-4 «Фантом» кессон крыла выполнен из стали, а остальные панели толщиной 2,5—7,5 мм — из алюминиевых сплавов. Высоконагруженные части, как правило, изготавливаются из поковок. Доля стали и титана в конструкции самолетов непрерывно увеличивается. Многие панели имеют сотовую конструкцию, не допускающую распространение повреждений. Все это делает современный боевой самолет весьма живучим при попадании осколков. Наиболее критическими участками конструкции являются поворотные узлы крыла изменяемой стреловидности.

Высокая средняя плотность современного самолета является основным фактором, определяющим его уязвимость.

Одним из наиболее уязвимых элементов самолета является летчик. Наибольшей опасности летчик подвергается в условиях полета на малой высоте, когда возможен обстрел самолета сбоку, особенно осколочно-фугасными снарядами. При использовании зенитных ракет с дистанционным взрывателем кабина обычно не поражается, поскольку из-за всенаправленного разлета осколков самолет пролетает только через их узкий сектор и опасности подвергается как правило только лобовое стекло.

Пожар является основной причиной потерь самолетов из-за большой уязвимости топливной системы. Интенсивность пожара может быть самая различная — от медленного горения до мгновенного взрыва. Наиболее уязвимыми и пожароопасными компонентами топливной системы являются топливные баки большого объема, особенно в фюзеляже, поскольку баки в крыле относительно хорошо защищены его конструкцией, а подвесные баки обычно сбрасываются задолго до пролета самолета над зоной ПВО.

Работа силовой установки зависит от состояния топливной системы. Если не разрушаются питающие трубопроводы, попадание снарядов или осколков в форсажную камеру обычно не приводит к катастрофическим последствиям. Опасно разрушение компрессора, турбины, системы смазки, подшипников и камеры сгорания. Зенитный огонь может вывести из строя вспомогательные агрегаты, что повлияет на функционирование других систем.

Повреждение системы управления полетом не обязательно приводит к потере самолета вследствие наличия резервных систем. В ряде случаев при повреждении стабилизирующих или управляющих поверхностей сохранялась возможность управления самолетом. Известны факты возвращения на базу истребителя-бомбардировщика F-105 без правой консоли стабилизатора и бомбардировщика B-52 без килля.

Большую опасность представляет поражение радиоэлектронных систем. Выведение из строя прицельного или навигационного оборудования означает прекращение выполнения боевого задания. Повреждение системы следования рельефу местности заставляет летчика увеличить высоту полета, повышая тем самым уязвимость самолета.

Попадание снаряда или осколков в боезапас самолета или в его ракеты класса воздух—воздух разрушает самолет или делает его неспособным продолжать полет. Попадание в бомбовый груз случается реже, поскольку бомбы, как правило, немедленно сбрасываются, как только самолет подвергается атаке.

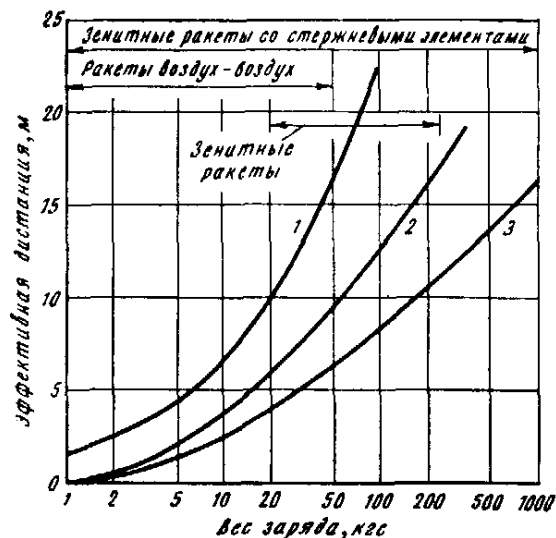
Эффективность средств поражения самолетов. Во время второй мировой войны попадание фугасного снаряда калибром 30 мм практически всегда означало поражение самолета. В настоящее время попадание одного такого снаряда обычно недостаточно, чтобы сбить самолет, если не поражены жизненно важные компоненты. Даже при стрельбе из 35-мм пушки для безусловного поражения требуется попадание нескольких снарядов.

При стрельбе из пулеметов калибром 7,62 мм при дистанциях 500 м по цели, летящей со скоростью 800 км/ч, энергия пули составляет ~75 кг·м. Такой огонь не причинит значительного вреда современному самолету, если только осередь не попадет, например, в воздухозаборник и не вызовет повреждения двигателя осколками конструкции.

Взрыв заряда боевой части ракеты на оптимальном расстоянии от самолета означает, как правило, его поражение. Большая часть осколков, имеющих малые размеры и плохую аэродинамическую форму, быстро тормозится, несмотря на высокую начальную скорость (1000—2000 м/с). Интенсивность такого поражающего фактора, как ударная волна, также быстро ослабевает с расстоянием и увеличением высоты.

Эффективность действия различных боевых частей по воздушным целям на малой высоте показана на фиг. 12. Эффективные расстояния уменьшаются вдвое при увеличении высоты до 10 км и до 15% исходного расстояния на высоте 20 км.

На фиг. 13 показано типичное распределение осколков снарядов с неконтактным взрывателем зенитных пушек калибром 30 мм (очень мелкие осколки, числом несколько тысяч, не учитывались ввиду их малого эффекта).



1 — легкий боевой самолет; 2 — тяжелый истребитель или истребитель-бомбардировщик; 3 — бомбардировщик

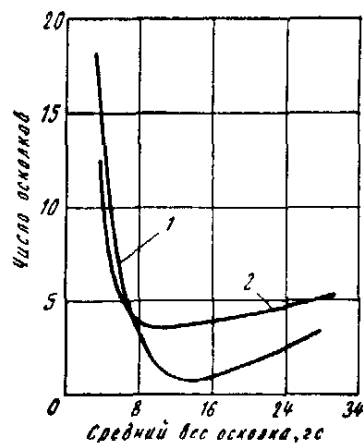
Фиг. 12. Эффективные дистанции подрыва боевых зарядов (на уровне моря)

Для получения надежных данных об эффективности систем земля—воздух или воздух—воздух в США используются переоборудованные в воздушные мишени натурные боевые самолеты. В таблице приведены данные о потребном весе боевого заряда снаряда или ракеты для поражения самолетов различных классов.

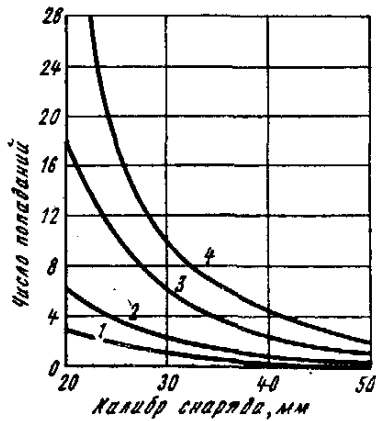
Класс самолета	Взлетный вес, кгс	Вес боевого заряда, гс
Легкий ударный самолет	<8 000	>50
Средний боевой самолет	>8 000	>100
Тяжелый истребитель или истребитель-бомбардировщик	>20 000	>300
Бомбардировщик	>40 000	>600

Эти цифры позволяют при известном калибре снарядов подсчитать число попаданий в самолет, необходимое для его поражения (фиг. 14).

На фиг. 15 показано типичное распределение попаданий для самолетов, использовавшихся в бое-



Фиг. 13. Распределение осколков по весу (30-мм снаряд авиационной пушки)



1—легкий истребитель; 2—средний истребитель; 3—тяжелый истребитель или истребитель-бомбардировщик; 4—бомбардировщик

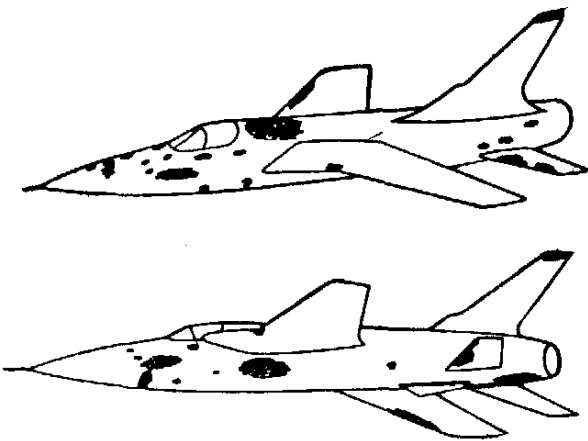
Фиг. 14. Число попаданий, необходимое для поражения летательного аппарата

вых операциях во Вьетнаме. Пробойны от боевых частей ракет и снарядов калибром 37—85 мм случайным образом распределены почти по всей поверхности самолета. Были исследованы повреждения восьми самолетов F-105.

Самолет 1. 90 пробоин вследствие близкого разрыва ракеты класса воздух—воздух. Повреждены топливные баки, сорваны подфюзеляжный киль и законцовка киля. Летчик был ранен в левую руку и ногу. После заправки в воздухе самолет смог долететь до базы и совершить нормальную посадку.

Самолет 2. Разрывом 85-мм зенитного снаряда был сорван подкрыльный пилон и разрушена часть конструкции между передним и основным лонжеронами. В обшивке образовалось отверстие неправильной формы длиной 1,2 м. Самолет вернулся на базу, находящуюся на расстоянии 900 км.

Самолет 3. Загорание топлива вызвало сильный пожар в зоне за кабиной летчика. Топливо несколько раз воспламенялось в результате коротких замыканий электропроводки, однако самолет возвратился на базу.



Фиг. 15. Зоны попаданий в самолет F-105 (осреднение по восьми самолетам, вернувшимся на базу после выполнения боевых заданий во Вьетнаме. Попадания осколков зенитных снарядов калибром 35—85 мм и осколков боевых частей зенитных ракет)

Самолет 4. Разрушение гидропроводки вызвало пожар в хвостовой части фюзеляжа. Самолет возвратился на базу, но всю его хвостовую часть пришлось заменить.

Самолет 5. 37-мм зенитный снаряд взорвался в носовом обтекателе и разрушил все электрическое оборудование в носовой части фюзеляжа. Электропитание бортовых систем было прервано, однако самолет вернулся на базу.

Самолет 6. Зенитный снаряд поразил носовую часть фюзеляжа снизу. Взрыв в отсеке шасси вызвал значительные разрушения конструкции, включая центроплан крыла; возник пожар. Самолет вернулся на базу.

Самолет 7. Разрывом 37-мм снаряда в левом руле высоты образовало пробойну размером 30 × 60 см. После возвращения самолет был отремонтирован за несколько часов.

Самолет 8. Разрывом снаряда был сорван правый руль высоты. Самолет вернулся на базу, находящуюся на расстоянии 550 км.

Вертолет гораздо более уязвим, чем самолет. Попадание снаряда в хвостовую балку неизбежно приводит к потере вертолета, полностью теряющего устойчивость и управляемость. Вертолет имеет большое число движущихся частей, таких как несущий и хвостовой винты, редуктор, муфты, вал трансмиссии и т. д. Поражение любого из этих компонентов означает, как правило, гибель вертолета.

Тем не менее живучесть вертолета может быть повышена. Броня должна быть частью конструкции. Чаще используются сотовые или керамико-пластиковые панели, иногда применяются стальные или титановые листы, объединенные с несущей конструкцией. Для защиты от 7,62-мм пуль каждый квадратный метр стальной или керамической брони должен весить 60 кгс и 45 кгс соответственно. Бронирование вертолета «Шайен» для защиты от пуль калибром 12,7 мм привело к увеличению его веса на 195 кгс. Бóльший по весу и размерам вертолет СН-53В имеет вес брони 600 кгс.

Требования к вертолету UTTAS предусматривали его высокую живучесть. Обстрел лопастей несущего винта осколочно-фугасными снарядами калибром 23 мм показал, что даже при попадании в лонжерон стеклопластиковой лопасти полет может продолжаться еще 30 мин (подробнее о проблемах живучести боевого вертолета см. «ТИ» № 12, 1976).

Самолеты F-105, имеющие большую дальность полета, интенсивно использовались против ДРВ (75% всех боевых вылетов). Вследствие больших потерь (30 самолетов только за два месяца боевых операций при общем парке из 136 самолетов F-105) была срочно выполнена программа повышения живучести. Трубопроводы гидросистемы, обслуживающие бустерную систему управления, были разнесены. Поверхности управления были оснащены триммерами. Топливные баки были протектированы, бомбовый отсек оснастили системой пожаротушения. Для повышения безопасности посадки с боевыми подвесными грузами самолет был оборудован более мощными колесными тормозами, эффективным тормозным парашютом и катапультируемым креслом, обеспечивающим покидание самолета на ВПП.

часто делала неправильные оценки потребности в запчастях, например для ТРДФ J75, используемых на самолетах F-105. В один из месяцев ~23,5% всего парка этих самолетов не могли использоваться из-за нехватки запасных частей. Однако в целом коэффициент простоя самолетов из-за недостатка запчастей — NORS (Not Operationally Ready, Spares) выдерживался в допустимых пределах и часто оказывался ниже 5%, требуемых современными нормативами США. В отдельных авиационных соединениях этот показатель во время войны во Вьетнаме составлял 3,5% и 2,5% для самолетов F-4C и даже 0,4% для самолетов F-105 [3].

Средства и методы повышения живучести системы управления полетом. Опыт боевых действий авиации США в Юго-Восточной Азии показал, что потери самолетов и вертолетов в значительной степени обусловлены уязвимостью их системы управления полетом (СУП). Хотя на долю СУП приходится приблизительно 5% общей площади поверхности самолета, тем не менее около 25% всех сбитых в бою самолетов было потеряно из-за повреждения их СУП. Анализ причин потери работоспособности поврежденных СУП позволил выявить ряд недостатков СУП многих современных боевых самолетов США. К основным недостаткам относятся наличие критических участков цепи СУП (при попадании в которые одиночный снаряд или осколок может вывести из строя два или более каналов управления) и отсутствие резервной СУП.

Критическими участками являются, например, точки соединения каналов резервированной СУП. Механическая проводка управления может быть легко лишена подвижности. Гидравлические компоненты СУП во многих случаях имеют близко расположенные трубопроводы, высока вероятность потерь, загорания или взрыва рабочей жидкости гидросистемы, возможно заклинивание силовых гидроприводов. Отмечалось, что ни на одном из истребителей США во время войны во Вьетнаме не была предусмотрена резервная СУП, обеспечивающая возвращение самолета на базу в случае полного выхода из строя основной СУП. Перечисленные недостатки являются характерными для большинства самолетов США типа истребитель-бомбардировщик.

С целью повышения живучести ряда самолетов и вертолетов были выполнены доработки их конструкции и систем.

В результате выполненных доработок, например, 24 самолета F-4 смогли совершить посадку с поврежденной гидросистемой, что означает сохранение в строю боевой техники стоимостью 51 млн. долл. (закупка одного самолета F-4 обошлась в 2,5 млн. долл.), тогда как затраты на модификацию самолетов F-4 составили всего 9 млн. долл. Естественно, необходимые усовершенствования СУП на стадии проектирования обошлись бы значительно дешевле.

Ранее при проектировании военных самолетов вопросам обеспечения живучести не уделялось должного внимания. Однако при разработке новейших военных самолетов и вертолетов США характеристики живучести рассматриваются наравне с летными характеристиками и показателями надежности и технического обслуживания. Основное требование, предъявляемое к СУП, состоит в том, что СУП должна продолжать функционировать после определенного числа попаданий в нее снарядов или определенного числа отказов. Для уменьшения уязвимости СУП самолета в бою при проектировании используются отдельно или совместно такие средства, как резервирование, бронирование, а также особые конструкционные материалы, «пропускающие» снаряд или осколок, но обеспечивающие сохранение работоспособности СУП.

Резервирование в отдельных компонентах СУП в настоящее время используется достаточно широко, однако особое внимание должно быть уделено максимальному разнесению параллельно работающих компонентов. Необходимо использовать секционированные управляющие поверхности, причем каждая секция должна иметь собственный привод. В этом случае одно попадание не приведет к полной потере управляемости относительно любой из осей. Существенное повышение живучести может быть обеспечено применением электродистанционной системы с резервированием вместо СУП с механической проводкой. Следует, однако, учитывать, что повышение живучести в ряде случаев достигается в ущерб важным показателям надежности и технического обслуживания, а также ценою увеличения зон поверхности самолета, попадание в которые может привести к выводу из строя компонента СУП. Дополнительные (резервные) каналы СУП увеличивают вероятность отказа и повышают требования к техническому обслуживанию. Все это приводит к необходимости тщательной увязки всех характеристик СУП на стадии проектирования для достижения максимальных преимуществ при минимальных затратах.

Бронирование элементов СУП применяется в тех случаях, когда не находится других способов повышения ее

Тип самолета или вертолета	Модифицированная система
Истребитель-бомбардировщик Рипаблик F-105	Механизм блокировки стабилизатора Дифференциальные закрылки Бронирование силового периода стабилизатора
Истребитель Макдоннелл-Дуглас F-4	Изменение расположения трубопроводки в крыле Установка силовых приводов стальной конструкции для элеронов Вспомогательная гидросистема
Вертолет Сикорский HH-53	Бронирование компонентов СУП
Самолет Локхид AC-130	Вспомогательная гидросистема
Легкий бомбардировщик Грумман А-6	Бронирование гидроблока резервного питания приводов стабилизатора и руля направления
Самолеты Грумман E-2 и C-2	Использование в гидросистеме менее воспламеняемой жидкости (MIL-H-83282)
Вертолет Белл OH-58C	Незаклинивающийся гидропривод

живучести. Обычно стальная или керамическая броня обеспечивает лишь защиту элементов СУП и никаких других функций не выполняет, существенно увеличивая вес самолета. В настоящее время разрабатываются новые методы бронирования с использованием так называемой «встроенной» брони. Их можно будет применять для защиты обычных или объединенных силовых приводов, а также дифференциальных датчиков расхода рабочей жидкости гидросистемы. Понятно, что броней нельзя защитить все компоненты СУП в связи с утяжелением планера. Однако умеренное использование брони для защиты критических компонентов СУП, которые могут быть выведены из строя одним попаданием, вполне допустимо.

Применение компонентов и материалов, способных выдерживать попадание пули или осколков, представляется весьма перспективным, особенно в конструкции малонагруженных звеньев механической проводки, таких как тяги или рычаги. Эти материалы «пропускают» небольшой осколок или пулю малого калибра, отбирая у них лишь незначительную часть кинетической энергии и сохраняя свою работоспособность. Такие компоненты волоконной структуры разрабатываемые в настоящее время, имеют меньший вес, чем обычные металлические компоненты механической проводки. Армия США провела эксперименты с обстрелом отдельных компонентов СУП вертолета и получила обнадеживающие результаты. После доводки и проверки новые компоненты могут значительно повысить живучесть СУП вертолетов и легких самолетов при одновременном снижении веса и упрощении технического обслуживания.

Разрабатывается резервированный привод органов управления, который может быть применен на новых армейских вертолетах типа ААН, UTTAS или OH-58С. Резервная часть привода выполнена из хрупкого материала, поэтому попадание пули или осколка разрушает эту часть привода, оставляя работоспособной и незащищенной другую.

В последние годы ВВС, флот и армия США совместно с авиационной промышленностью завершили ряд разработок и исследований, которые могут обеспечить уменьшение уязвимости СУП будущих самолетов. К ним относятся:

разработка логических блоков отключения гидропривода — устройств обнаружения утечки и отключения, объединяющих клапаны прерывания цепи гидросистемы, датчик уровня рабочей жидкости в гидробачке и датчик давления в линии обратной связи;

испытания силовых приводов с имитацией обстрела орудийным огнем с целью определения степени уязвимости элементов гидросистемы и видов повреждений;

исследование компонентов резервирования СУП — резервных блоков, отключенных при нормальной работе системы;

разработка рабочей жидкости, стойкой в отношении воспламенения от воздействия зажигательных снарядов и нагретых частей планера летательного аппарата;

разработка объединенного силового привода, состоящего из силового привода, электродвигателя и гидронасоса;

создание СУП с повышенной живучестью — системы с четырехканальной схемой резервирования

с разнесенными каналами электродистанционной проводки и объединенными силовыми приводами.

Ниже дается краткое описание этих работ.

Блоки отключения гидропривода предназначены для обнаружения утечки рабочей жидкости в гидросистеме и изоляции поврежденного участка гидропривода. Эти блоки обеспечивают сохранение жидкости в работоспособных частях гидросистемы и работу таких элементов СУП, как приводы управляющих поверхностей и шасси.

Автоматическое устройство прерывания цепи гидросистемы способно обнаруживать утечку рабочей жидкости как в умеренных, так и в значительных количествах в условиях обычной работы гидросистемы или при повреждении ее в бою.

Датчик уровня рабочей жидкости в гидробачке является не только прибором контроля уровня жидкости, но и обеспечивает отключение менее важных участков гидросистемы в случае, если уровень жидкости в гидробачке опускается ниже установленного.

Датчик давления жидкости в линии обратной связи входит в состав резервной гидросистемы и предназначен для предотвращения подключения ее к поврежденным участкам основной гидросистемы. Аналогичный датчик давления используется на истребителе F-15.

По сравнению с обычной СУП с разнесенными резервными каналами система с описанными выше логическими элементами обеспечивает более «детальную» защиту каждого канала. Этим достигается значительное повышение живучести летательного аппарата.

Испытания силового привода с имитацией обстрела орудийным огнем проводились исследователями лабораториями армии, ВВС и ряда промышленных фирм США. Результаты выполненных испытаний помогли выявить виды боевых повреждений, являющиеся основной причиной вывода из строя СУП и в конечном итоге потери летательного аппарата, и сформулировать основные принципы проектирования, способствующие повышению живучести военных самолетов и вертолетов. Были сделаны следующие основные выводы:

гидроприводы и агрегаты гидросистемы очень уязвимы от огня малокалиберного оружия;

рабочая жидкость MIL-H-5606, используемая в гидросистеме, воспламеняется от зажигательных снарядов и сильно нагретых осколков;

сдвоенные tandemные силовые приводы могут быть выведены из строя одним попаданием из-за заклинивания поршня или разрушения корпуса цилиндра;

непрямое попадание в силовой привод с последующим рикошетированием может привести к повреждению клапана или гидропроводки;

мощные силовые приводы с большим рабочим давлением (280 кгс/см²) могут быть разрушены одним попаданием.

На основе этих данных были сделаны следующие рекомендации:

при разработке СУП обеспечить резервные пути передачи нагрузок;

использовать конструкции, препятствующие распространению трещин;

применять логические устройства обнаружения утечки в гидросистеме и отключения неисправных каналов;

продолжать разработку невоспламеняемых рабочих жидкостей для гидросистем.

Резервная СУП должна обеспечить летательному аппарату возможность возвращения на базу и выполнения посадки, в случае, если повреждена его основная СУП. Резервная СУП должна быть отключена при нормальной работе основной СУП и, если это возможно, полностью изолирована последней. Система должна иметь малую стоимость, небольшой вес и высокую надежность. Ранее упомянутые компоненты модифицированной СУП самолета F-105, такие как механизм блокировки стабилизатора и дифференциальные закрылки, являются примерами элементов резервной СУП, обеспечивающей возможность возвращения на базу и выполнения посадки.

Будущие тактические истребители должны иметь резервную СУП в том или ином виде, поскольку, даже в случае использования электродистанционной СУП с многократным резервированием может потребоваться надежная гарантия от маловероятных идентичных отказов. Решение о применении резервной СУП выносится заказчиком, однако оно должно быть принято еще в процессе проектирования СУП летательного аппарата.

Опыт ведения боевых действий показал, что используемая в настоящее время в гидросистемах ряда самолетов рабочая жидкость MIL-N-5606 склонна к воспламенению и может загореться от контакта с нагретыми компонентами планера или при попадании снарядов, особенно зажигательных. Лаборатория материалов ВВС организовала разработку слабо воспламеняющихся рабочих жидкостей. Одной из таких жидкостей была признана жидкость MIL-N-83282. Эта жидкость была испытана при эксплуатации самолетов F-100 и вертолетов UH-1. Испытания проводились управлением авиационных систем ВВС и армией с целью оценки ее функциональной пригодности в системах боевых летательных аппаратов, а также ее совместимости с существующими гидросистемами и взаимозаменяемости с ранее используемой рабочей жидкостью. Жидкость MIL-N-83282 испытывалась при температуре, равной или даже превышающей верхнюю границу (135°C) диапазона температур, допустимых для нормальной работы жидкости MIL-N-5606, она может быть использована при температурах до -40°C. Результаты предварительных испытаний указывают на высокую степень совместимости новой рабочей жидкости с жидкостью MIL-N-5606. Лаборатория материалов и управление авиационных систем ВВС проводила также исследования в условиях эксплуатации с целью выявления необходимости в новых стойких к воспламенению жидкостях, которые могли бы использоваться вместо жидкости MIL-N-5606 на существующих и разрабатываемых самолетах и вертолетах.

Существенное уменьшение уязвимости СУП может быть получено путем упрощения схемы линий гидросистемы. Это достигается с помощью использования в СУП объединенных силовых приводов, которые представляют собой блоки, состоящие из автономного источника энергии (насоса) и собственно силового привода. В лаборатории динамики полета ВВС были разработаны и испытаны в по-

лете простой и резервированный объединенные силовые приводы.

Простой объединенный силовой привод состоит из одного привода и одного источника гидроэнергии, включающего насос и соответствующую систему гидропроводки. Этот силовой привод по существу представляет собой простейший резервный агрегат СУП, поскольку в нормальном режиме силовой привод работает за счет энергии, поступающей от двух обычных гидросистем, и резервный агрегат подключается в случае повреждения одного или обоих основных источников энергии. Резервный агрегат не обеспечивает самолету расчетные характеристики маневренности и служит только для управления самолетом при возвращении на базу и посадке. Он рассчитан на работу по крайней мере в течение двух последних часов полета. Испытанный вариант агрегата не имеет брони, однако серийная модель должна иметь средства защиты от снарядов до 50-го калибра. Подобный агрегат легко установить на существующих самолетах.

Применение объединенного силового привода, обеспечивающего отклонение элеронов, требует решения проблем отвода и размещения его в тонком крыле толщиной не более 7,6 см. В связи с этим и высота объединенного силового привода не должна превышать указанных пределов. Были изучены различные проекты объединенного силового привода, удовлетворяющего этим условиям. Наиболее перспективным оказался объединенный силовой привод в виде единого агрегата с электромотором, гидронасосом и гидробачком. Этот агрегат может отклонять весь элерон или его отдельную секцию. Объединенный силовой привод такого типа был разработан применительно к самолету F-4 как типичному истребителю. Намечалось проведение наземных или летных экспериментальных исследований объединенного силового привода.

СУП с повышенной живучестью (SFCS — Survivable Flight Control System) объединяет электродистанционную систему передачи управляющих сигналов и объединенный силовой привод, в результате чего она становится малоуязвимой для огня из пушек небольшого калибра. Эта система была разработана и испытана лабораторией динамики полета ВВС по программе усовершенствований СУП для боевых самолетов. Кроме опыта эксплуатации в полете и показателей надежности, полученных в результате осуществления этой программы, были выработаны некоторые критерии и технические требования к подобным СУП для будущих самолетов. Истребители F-16 и F-18 являются первыми серийно выпускаемыми летательными аппаратами США, использующими в качестве основной электродистанционную СУП.

Программу разработки и испытаний СУП с повышенной живучестью планировалось провести в 4 этапа. Демонстрационные летные испытания проводились на самолете F-4E. На первом этапе исследований в качестве резервной СУП был испытан простой объединенный силовой привод, используемый в случае повреждения в бою обеих основных гидросистем для обеспечения возможности возвращения на базу и выполнения посадки.

На втором этапе исследований были выполнены демонстрационные полеты с целью оценки работы псевдоэлектродистанционной СУП, имеющей механическую проводку, которая подключается для

управления по крену и тангажу в аварийной ситуации.

На третьем этапе исследований механическая проводка была исключена с целью оценки и демонстрации работы чисто электродистанционной СУП.

Завершающий четвертый этап программы, на котором планировалось провести демонстрационные летные испытания в составе электродистанционной СУП сдвоенного объединенного силового привода стабилизатора, не был осуществлен.

По сравнению с СУП с механической проводкой электродистанционная система имеет целый ряд преимуществ. Основными из них являются повышенная живучесть, большая надежность, простота технического обслуживания и экономическая эффективность.

Помимо описанных, у США осуществляется ряд других программ, связанных с созданием СУП для будущих самолетов и вертолетов.

Командованием авиационных систем ВМС США (NAVAIR) финансируется разработка самолетной гидросистемы облегченного веса. Эта система работает при давлении рабочей жидкости, более высоком, чем обычно. В результате проведенного анализа и лабораторных испытаний было установлено, что рабочее давление 563 кгс/см² обеспечивает гидросистеме наилучшие характеристики. Расчеты показывают возможность снижения веса и занимаемого объема соответственно на 30% и 40%. Отдельные компоненты гидросистемы с высоким рабочим давлением испытывались в условиях имитирующих обстрел. Испытания показали, что увеличение давления в гидросистеме до 563 кгс/см² не повлияло на воспламеняемость рабочей жидкости, а также безопасность летного экипажа и обслуживающего персонала. Была предпринята разработка системы LHS (Lightweight Hydraulic System), пригодной для использования на самолете. Эту гидросистему предполагалось испытать в полете на самолете T-2.

Командование авиационных систем ВМС финансирует также разработку усовершенствованного привода для электродистанционных СУП, состоящего из стандартных модулей и питаемого гидросистемой с большим рабочим давлением (563 кгс/см²). Каждый сдвоенный тандемный привод питается от центральной гидросистемы и одной из разнесенных резервных систем, что повышает живучесть СУП в целом. Сообщалось о разработке привода для летных испытаний на самолете T-2.

Велись исследования мощного электромеханического привода основной СУП, обеспечивающего высокоточную и быструю отработку управляющей команды. Если эта концепция окажется практически приемлемой, дальнейшие разработки подобного привода могут быть ускорены. Исключение гидросистемы из СУП может значительно повысить живучесть летательного аппарата.

На многих серийных летательных аппаратах США уже применяется усовершенствованное бортовое оборудование с повышенной живучестью. Ниже перечисляются усовершенствованные компоненты СУП, которыми оснащаются серийные или разрабатываемые летательные аппараты.

1. Силовые приводы стальной конструкции, которые по сравнению с алюминиевыми агрегата-

ми аналогичного назначения обладают лучшими усталостными характеристиками (самолеты F-14, F-15, F-16, F-18 и S-3).

2. Компоненты системы управления, конструкция которых препятствует распространению трещин, например корпуса приводов тандемной схемы и коробки клапанов (самолеты F-14, F-15, F-18, S-3 и A-10).

3. Незаклинивающиеся силовые приводы. Изготавливаются из хрупкого материала; разрушение одного из блоков сдвоенного силового привода не мешает работе другого блока (вертолеты ААН и ОН-58С).

4. Рабочая жидкость с повышенной температурой воспламенения, уменьшающая вероятность пожара в гидросистеме (самолеты F-18, С-2 и E-2; вертолеты ААН и UTTAS).

5. Датчик уровня рабочей жидкости в бачке гидросистемы, позволяющий отключать маловажные участки гидросистемы в случае уменьшения запаса рабочей жидкости (самолеты F-15 и F-18).

6. Резервная гидросистема, состоящая из модуля, включающего встроенный гидробачок и электродвигатель для привода гидронасоса. Эта система чаще всего используется для питания привода стабилизатора и руля направления в случае выхода из строя основной гидросистемы. Число связей между резервной и основной гидросистемами минимально. Резервная система обычно размещается в хвостовой части самолета (самолеты F-14 и A-6).

7. Устройства подключения насоса одной гидросистемы для обслуживания другой гидросистемы без циркуляции рабочих жидкостей между системами (самолет F-14).

8. Системы ручного управления, обеспечивающие непосредственное механическое отклонение управляющих поверхностей самолета в случае выхода из строя гидросистемы, питающей бустерные агрегаты (самолеты S-3, A-10 и A-4).

9. Электродистанционные системы управления, представляющие собой многоканальные и резервированные электронные системы, которые обеспечивают непрерывное управление даже в случае выхода из строя определенного числа каналов управления (самолеты F-16 и F-18).

10. Системы механической проводки управления и гидравлических линий, обеспечивающие повышенную живучесть при обстреле снарядами малого калибра благодаря:

разделению гидроприводов секций поверхностей управления (самолет F-15);

отказу от размещения гидроприводов в крыле (самолет F-16);

резервированию гидросистемы (самолеты A-7, F-4; вертолет UTTAS);

резервированию СУП (вертолеты ААН и UTTAS);

размещению проводки системы управления над и между двигателями (самолет F-14);

разнесению резервных каналов (самолет F-18);

резервированию поверхностей управления (двухсекционные рули направления на самолетах F-14, F-18 и F-15; интерцепторы, действующие совместно с дифференциальным стабилизатором на самолете F-14; элероны, применяемые вместе с дифференциальным стабилизатором на самолете F-18, и т. д.);

секционированию поверхностей управления (интерцепторы самолетов F-14 и S-3).

Перечисленные меры позволяют значительно уменьшить уязвимость СУП современных и разрабатываемых боевых летательных аппаратов. В ряде случаев одновременно обеспечивается надежность и упрощается техническое обслуживание [10].

НЕКОТОРЫЕ СТАТИСТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ, ОТРАЖАЮЩИЕ УЯЗВИМОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Техника ПВО совершенствуется одновременно с авиационной техникой и методами ее использования. Увеличились скорострельность и калибр зенитных пушек, стали применяться дистанционные взрыватели, повысилась точность стрельбы, снизилось время реакции зенитной системы на появление цели. Определелись две противоположные концепции развития зенитной артиллерии: одна делает ставку на поражение цели одним, метко выпущенным снарядом большого калибра, другая основана на суммарном эффекте большого числа снарядов малого калибра. В настоящее время в ходу вторая концепция, поскольку крупнокалиберная зенитная артиллерия заменяется ЗУРами.

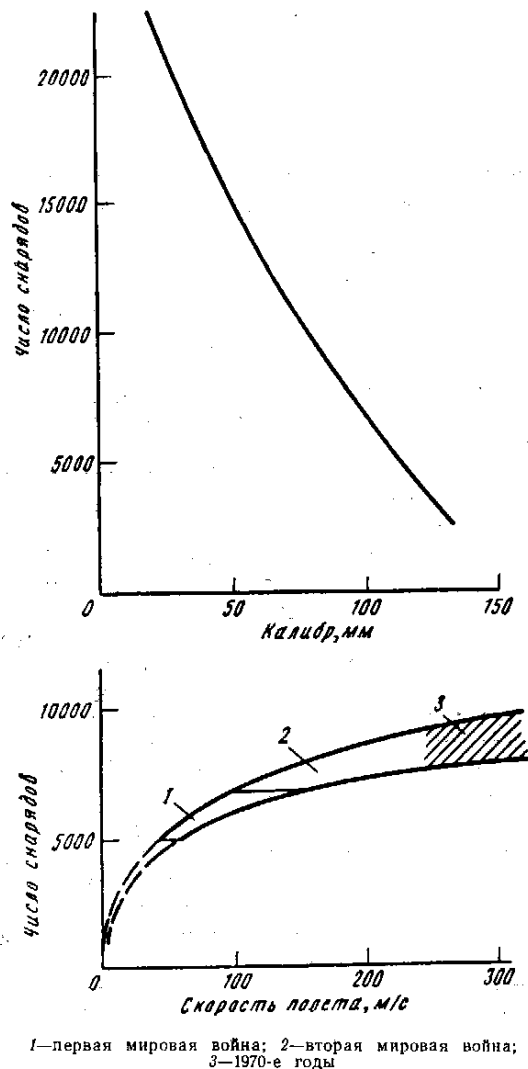
Поражение современного боевого самолета требует большого расхода снарядов. В первую мировую войну, когда скорость самолетов составляла ~200 км/ч, требовалось в среднем 11 585 снарядов калибром от 20 до 105 мм, чтобы сбить самолет. К концу войны накопленный опыт зенитной стрельбы и совершенствование артиллерии снизили этот показатель до 5000 снарядов.

Во вторую мировую войну для поражения одного самолета в среднем требовалось 6800 снарядов. Чтобы сбить 8706 самолетов, было израсходовано 35,3 млн. снарядов. К концу 1942 г. для поражения самолета было необходимо 3343 снаряда большого калибра плюс 4941 снаряд среднего и малого калибра. Эффективно использовались пушки калибром 88 и 105 мм — 26 сбитых самолетов при расходе 40 000 снарядов.

В 1944 г., для того чтобы сбить один самолет, требовалось выпустить 16 000 снарядов калибром 88 мм из пушки образца 1936—37 гг., 8500 снарядов того же калибра из пушки образца 1941 г. и 6000 снарядов калибра 105 мм. Ожидалось, что для поражения самолета потребуется 40—50 снарядов в предположении средней дистанции промаха 30 м. Однако в боевых условиях это оказалось возможным только при уменьшении среднего промаха до 3—4 м. Эффективность зенитной артиллерии иллюстрируется фиг. 18.

Приведенные данные свидетельствуют о серьезности проблемы снабжения ПВО боеприпасами. Элементарные подсчеты показывают, что стоимость затрачиваемых в среднем снарядов на поражение одного самолета в несколько раз превышает стоимость самолета (хотя, естественно, надо учитывать ущерб, который может нанести самолет).

Аналогичной статистики для военных конфликтов последних двух десятилетий не имеется, хотя отдельные сведения были опубликованы. На фиг. 18 дается оценка потребного числа снарядов для поражения самолета в функции его скорости без учета прочих факторов. Цифра 8500 снарядов представляется вполне здравой оценкой, поскольку в



Фиг. 18. Затраты снарядов для поражения одного летательного аппарата

прежние годы калибр снарядов был большим, что компенсирует более поздние технические усовершенствования. В настоящее время Западные страны в основном используют зенитные пушки калибром 35—40 мм (без учета корабельной зенитной артиллерии).

Массовое применение управляемых ракет во вьетнамской войне и боевых действиях на Ближнем Востоке показало, что ракета не всегда может поразить маневрирующую с большими перегрузками цель. Дальность действия ракет с учетом возможности захвата цели и потерь при маневрировании также оказалась вдвое меньшей заявленных значений.

В воздушных боях во Вьетнаме вероятность попадания при стрельбе ракетами была достаточно высокой только при малых расстояниях до цели (~300 м). На высотах менее 2000 м на ракеты с ИК головками самонаведения влияли наземные источники тепла. Ракеты с радиолокационным наведением были, естественно, более эффективны, когда цель находилась над горизонтом. Ракеты «Сайдундер» оказались малоэффективными против маневренных целей. Только одна из 11 ракет «Сайдундер» поражала цель на встречных курсах. Боль-

шая результативность стрельбы из пушек по сравнению с использованием ракет вынудила США быстро оснастить свои самолеты пушками, встроенными или в подвесных контейнерах.

Применение зенитных ракет во Вьетнаме заставляло американские самолеты летать на малых высотах, где они подвергались обстрелу зенитной артиллерии и даже ручного стрелкового оружия. В результате потери американских самолетов от ствольного оружия в 15 раз превысили потери от зенитных ракет.

Согласно весьма грубым оценкам без учета тактической ситуации или степени применения средств РПД, чтобы сбить низколетящий самолет современному зенитному комплексу требуется выпустить в среднем шесть ракет.

Во вторую мировую войну ВВС США совершили 619 900 крупных вылетов на Германию (1,7 млн. и 2,7 млн. самолето-вылетов для бомбардировщиков и истребителей/истребителей-бомбардировщиков соответственно) и потеряли 18 000 самолетов. Потери, таким образом, составили четыре самолета на каждые 1000 самолето-вылетов. В среднем за вторую мировую войну потери самолетов от ПВО были равны девяти самолетам на 1000 самолето-вылетов.

Усовершенствование тактики боевого применения авиации и использование систем РПД обеспечило определенное уменьшение удельного числа потерь американских самолетов от зенитного огня во Вьетнаме, однако во время арабо-израильского конфликта 1973 г. потери израильской авиации в среднем составили восемь самолетов на 1000 самолето-вылетов, а потери самолетов А-4, выполнявших непосредственную поддержку наземных войск, достигли 10—15 на каждые 1000 вылетов (по американским нормам, если потери превышают 20 самолетов на 1000 вылетов, авиационные операции должны быть прекращены).

Во время войны во Вьетнаме США широко использовали вертолеты, в частности, как аппараты тактической авиационной поддержки. Опубликованы следующие статистические данные, касающиеся живучести американских вертолетов во Вьетнаме: одно попадание в вертолет на каждые 450 вылетов, на каждые 7000 вылетов приходился один сбитый (или вынужденный прекратить выполнение боевого задания) вертолет, полная потеря одного вертолета соответствовала 20 500 вертолето-вылетам. Число попаданий в вертолет было пропорционально площади его компонентов. 232 попадания в несущие винты вертолетов СН-47 вызвали прекращение 15 операций. Столько же боевых операций было прекращено из-за 43 попаданий снарядов или осколков в гидроразрывную проводку. В одних и тех же условиях на вертолет «Хью Кобра» приходилось в среднем вдвое меньше попаданий, чем в вертолет УН-1 «Ирокез». Это объясняется более узким силуэтом фюзеляжа первого вертолета и на 30% большей крейсерской скоростью.

В одной из серии наступательных операций, предпринятых США во Вьетнаме, было потеряно семь и повреждено 50 вертолетов флота США, которые совершили 7000 вылетов с общим налетом 9744 ч.

На один сбитый вертолет приходилось 3600 летных часов, на один полностью уничтоженный вертолет — 9250 ч налета. Потери вертолетов над Северным Вьетнамом достигали 5—10%, 60% вертолетов были поражены огнем пушек малого калибра.

Следует учитывать, что почти все приведенные выше данные соответствуют операциям в Южном Вьетнаме, поэтому их экстраполяция на другие условия может привести к существенным погрешностям оценки уязвимости вертолетов.

Во вторую мировую войну войска союзников потеряли в Европе 40 000 самолетов, и 24% самолетов, вернувшихся после боевых операций, было повреждено. В зонах эффективной ПВО, использующей 88-мм зенитные пушки, сбивалось около 20 самолетов из каждой 1000 пролетающих (~2%). К концу войны число потерь от зенитного огня возросло вдвое. В среднем 90 из каждой 1000 атакующих самолетов сбивались, причем большая часть — истребителями.

В индо-пакистанском конфликте 1971 г. ВВС Индии совершили 4000 вылетов, ВВС Пакистана — 2850. По данным Пакистана, сбито 106 индийских самолетов (Индия оценивает свои потери в 44 самолета). По данным Индии, сбито 94 пакистанских самолета. Приблизительно 50% пакистанских самолетов было сбито зенитным огнем.

В конфликте на Ближнем Востоке 1973 г. американская система РПД «Уайлд Уизл», применяемая авиацией Израиля, не дала никакого эффекта. В первые три дня израильские ВВС потеряли 50 самолетов над Суэцким каналом и 30 над Голанскими высотами. По крайней мере 30 из этих 80 самолетов были сбиты зенитной артиллерией, поскольку, опасаясь зенитных ракет, израильские самолеты действовали на малых высотах.

В войне 1973 г. Израиль потерял 120 самолетов (18% всего парка ВВС), 80% было сбито средствами ПВО, 5% потеряно в воздушных боях и 15% — по другим причинам [3].

1. The Vulnerability of the Manned Airborne Weapon System. Part 1: Probability of Detection.

International Defense Review, 1977, v. 10, VIII, N 4, p. 667—671.

2. The Vulnerability of the Manned Airborne Weapon System. Part 2: Probability of a Kill.

International Defense Review, 1977, v. 10, X, N 5, p. 860—866.

3. The Vulnerability of the Manned Airborne Weapon System. Part 3: Influence on Tactics and Strategy.

International Defense Review, 1977, v. 10, XII, N 6, p. 1062—1066.

4. Aviation Week and Space Technology, 1977, v. 107, 5/IX, N 10, p. 39.

5. Aviation Week and Space Technology, 1976, v. 104, 19/I, N 3, p. 57.

6. Aerospace Daily, 1976, v. 80, 20/VII, N 13, p. 44.

7. Aviation Week and Space Technology, 1977, v. 106, 2/VI, N 25, p. 11.

8. Air et Cosmos, 1976, 4/IX, N 635, p. 17.

9. Aerospace Daily, 1977, v. 88, 19/XII, N 34, p. 249A.

10. Taylor F. R., Schonowski J. Application of Designs to Improve Aircraft Flight Control Survivability.

ONIO, 1975, IX, p. 1—42.

Референты А. М. Раздобарин, Ю. Я. Шилов.