



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

500

Стратегический бомбардировщик Рокуэлл В-1В	1
Летные происшествия с зарубежными гражданскими самолетами в 1983 г.	15

**ТЕХНИЧЕСКАЯ
ИНФОРМАЦИЯ**

№ 22 (1500)

Ноябрь 1984 г.

Издается с 1939 г.

(ОБЗОРЫ И РЕФЕРАТЫ

ПО МАТЕРИАЛАМ ИНОСТРАННОЙ ПЕЧАТИ)

УДК 629.735.33 : 623.746.4(73) Рокуэлл В-1В

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ БОМБАРДИРОВЩИК РОКУЭЛЛ В-1В

С 1985 г. начинается поставка ВВС США серийных стратегических бомбардировщиков Рокуэлл В-1В. Начало разработки концепции самолета В-1 относится к 1960-м годам.

Стратегические бомбардировщики Боинг В-52 и Конвэр В-58, поступившие на вооружение в 1955 г. и 1960 г. соответственно, проектировались для применения с больших высот. Что касается самолета FВ-111, находящегося на вооружении с 1969 г. (модификация тактического истребителя-бомбардировщика Джeneral Дайнэмикс F-111), то исследования министерства обороны в 1968 г. показали, что он не может выполнять функции межконтинентального бомбардировщика в связи с недостаточными дальностью и боевой нагрузкой.

Неизбежность снятия с вооружения бомбардировщиков В-52 и В-58 привела к необходимости провести оценку целесообразности создания нового бомбардировщика для вооружения ВВС США в 1970—1980-х годах. Концепция нового самолета охватывала диапазон от усовершенствованной модификации бомбардировщика FВ-111 до более тяжелого самолета с большой дальностью полета, сверхзвуковой скоростью на больших и малых высотах и мощным вооружением и оборудованием для преодоления ПВО противника. Концепция самолета не исключала из рассмотрения и гиперзвуковой стратегический бомбардировщик с ПВРД, который по времени реакции может быть сравним с межконтинентальной баллистической ракетой, а также самолет с атомной силовой установкой с большой дальностью и продолжительностью полета [1].

К исследованиям новых стратегических пилотируемых систем оружия, которые привели впоследствии к созданию бомбардировщика В-1, приступили в начале 1960-х годов. В 1961 г. рассматривался проект дозвукового маловысотного бомбардировщика SLAB (Subsonic Low Altitude Bomber), в 1963 г. — стратегический самолет с большой дальностью полета ERSА (Extended Range Strategic Aircraft) и самолет, способный проникать к цели через зону ПВО на малой высоте LAMP (Low — Altitude Manned Penetrator). Затем последовали проекты усовершенствованного пилотируемого маловысотного самолета AMP (Advanced Manned Pe-

netrator) и в 1964 г. усовершенствованной пилотируемой системы для нанесения точных ударов AMPSS (Advanced Manned Precision Strike System).

В 1965 г. начались исследования проекта усовершенствованного пилотируемого стратегического самолета AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft), трансформировавшиеся в 1969 г. в программу бомбардировщика В-1 [2, 3, 4, 5].

Задачей программы AMSA было создание самолета для замены устаревающего бомбардировщика Боинг В-52 «Стратофортресс». Было рассмотрено множество альтернативных решений: аппараты вертикального или короткого взлета и посадки, самолеты для проникновения к цели на сверхзвуковых скоростях, платформы для запуска УР дальнего действия, самолеты для проникновения к цели на малых высотах. Анализ этих решений показал, что предпочтительной тактикой является проникновение к цели на малых высотах с большой дозвуковой скоростью, а возможность полета на больших высотах обеспечит самолету большую гибкость боевого применения. Эти требования стали основными при разработке проекта AMSA, продолжавшейся четыре года. В конце 1969 г. исследования закончились выработкой требований и выпуском запроса на предложения по самолету В-1 [6]. По окончании оценки предложений в июне 1970 г. проектирование и разработка самолета были поручены фирме Норт Америкен Рокуэлл (в настоящее время Рокуэлл Интернешнл). Фирма Джeneral Электрик была выбрана изготовителем ТРДДФ F101, предназначенного для установки на самолете В-1. Было решено в программе разработки использовать четыре опытных самолета. Определение размеров двигателя было закончено в 1970 г., конфигурации самолета — в 1971 г., рассмотрение проекта и макета состоялось в 1971 г. Были проведены обширные параметрические и аэродинамические исследования, которые выполнялись с использованием 47 различных моделей. За время 13-летних исследований, приведших к разработке самолета В-1А — первого варианта бомбардировщика, — объем испытаний моделей в 17 различных аэродинамических трубах составил 28 000 ч. Только на разработку и доводку аэродинамической схемы са-

молета потребовалось 10 000 ч испытаний в аэродинамических трубах и 687 ч летного эксперимента.

Оценки самолета В-1А американскими политическими деятелями и военными специалистами были весьма разнообразны и отражали запросы военно-промышленного комплекса и особенности экономической и политической ситуации в США.

По мнению командующего стратегической авиацией, бомбардировщик В-1А должен был стать самой эффективной и совершенной пилотируемой системой оружия США, обеспечивающей проникновение над территорией противника к цели и способной выполнять более широкий круг заданий, чем любая из предлагаемых альтернативных систем оружия. Он отмечал, что пилотируемые бомбардировщики должны в обозримом будущем оставаться жизненно важной частью стратегических сил США, поскольку они могут быть использованы в разнообразных конфликтных ситуациях.

Гибкость пилотируемого бомбардировщика обеспечивается его способностью:

нести большее количество единиц оружия (обычного и ядерного), чем любая из других стратегических систем;

доставлять с высокой точностью оружие даже к нестационарным целям;

быстро реагировать на усовершенствование ПВО противника повышением возможностей бортовых систем;

находиться в постоянной готовности к вылету по тревоге с целью демонстрации угрозы или для нанесения удара. Такой самолет, по мнению руководства ВВС США, должен заставить потенциального противника расходовать значительные средства на оборону, а не на наступательные системы оружия.

Самолет разрабатывался для выполнения очень широкого спектра заданий из-за невозможности точно определить условия его применения в будущем в связи с большим расчетным сроком службы, эта заложенная с самого начала проектирования потенциальная гибкость и универсальность применения самолета В-1 является его основной чертой.

Стратегический бомбардировщик В-1А, имеющий интегральную аэродинамическую схему и крыло изменяемой стреловидности, был спроектирован для обеспечения высокой эффективности авиационного компонента «триады» ядерных сил США в период, охватывающий и начало следующего столетия. Были обеспечены стойкость бортовых систем самолета к электромагнитному излучению при ядерном взрыве, быстрый вылет по тревоге для ухода из зоны аэродрома, подвергшегося ядерному нападению. Его эффективная поверхность рассеивания (ЭПР) составляла приблизительно 10% ЭПР бомбардировщика В-52 [7].

В число основных особенностей самолета В-1А входят:

крыло изменяемой стреловидности, примененное для обеспечения оптимальных характеристик на больших и малых высотах, особенно по дальности полета и эффективности прорыва системы ПВО;

концепция крыла, объединенного с фюзеляжем, что, по мнению фирмы, повышает эффективность конструкции и улучшает характеристики самолета (задержка увеличения лобового сопротивления, увеличение подъемной силы и аэродинамического

качества, уменьшение изгибающего момента крыла);

автоматическая система демпфирования упругих колебаний конструкции с помощью двух подвижных небольших поверхностей на носовой части фюзеляжа (в зоне кабины экипажа). Система позволяет уменьшить воздействие перегрузок на конструкцию и экипаж, повышает вероятность выполнения задания и срок службы планера;

применение диффузионной сварки для соединения частей конструкции из титана и элементов шарниров крыла;

система автономного запуска двигателей, в которой применены два ГТД мощностью по 400 л. с., запускаемые от гидроаккумулятора, что позволяет эксплуатировать самолет с аэродромов с ограниченными средствами наземного обслуживания и обеспечивает более быструю реакцию на команду о вылете.

Летные испытания бомбардировщика В-1А начались 23 декабря 1974 г., когда состоялся первый полет первого опытного самолета, и продолжались до 30 апреля 1981 г. с использованием четырех опытных самолетов, налетавших в 347 полетах 1985,4 ч [8].

Согласно заявлению фирмы Рокуэлл, самолет В-1А в процессе летных испытаний продемонстрировал характеристики, отвечающие основным требованиям ВВС США. Важнейшими пунктами летных испытаний были: демонстрация способности проникновения к цели на малой высоте с большой скоростью; оценка пилотажных свойств и характеристик управляемости; изучение ВПХ при максимальных взлетном и посадочном весах; полеты со сверхзвуковой скоростью, полеты с большой дозвуковой скоростью в режиме следования рельефу местности при ручном и автоматическом управлении; оценка совместимости с самолетом-заправщиком Боинг КС-135.

Выполнена обширная программа испытаний на флаттер, осуществлялись запуски двигателей в воздухе с применением и без применения стартеров, проводились сбрасывания обычных бомб и управляемых ракет SRAM.

В процессе летных испытаний достигнуты максимальная скорость, соответствующая числу $M=2,1$ (на высоте 15 240 м), максимальная высота 15 240 м, наибольшая продолжительность полета 9 ч 40 мин. Были выявлены также отдельные недостатки конструкции и систем самолета, потребовавшие доработок, дальность полета оказалась на 10% меньше установленной требованиями ВВС в 1971 г. * [9].

30 июня 1977 г. президент Картер принял решение не санкционировать серийное производство бомбардировщика В-1А, ссылаясь на то, что самолет-носитель крылатых ракет сможет иметь большую эффективность в качестве бомбардировщика в 1980-х годах и что стратегические бомбардировщики Боинг В-52G и H, вооруженные крылатыми ракетами, могут использоваться и в следующем десятилетии.

Однако аннулируя программу производства самолета В-1А, президент дал указание продолжить

* Подробные сведения о конструкции, бортовых системах и испытаниях самолета В-1А приведены в «ТИ» № 20, 1977 г.; № 7, 1975 г. и № 6, 1974 г.

программу летных испытаний и разработки, «которая позволит лучше оценить стоимость и эффективность бомбардировщика и его систем, в том числе средств радиопротиводействия».

В последний период выполнения программы испытаний бомбардировщика В-1А и в ходе дебатов в конгрессе по вопросу будущего стратегического бомбардировщика появились различные концепции: NTP (Near — Term Penetrator) — самолет прорыва ПВО противника для ближайшего будущего; SWL (Strategic Weapon Launcher) — самолет-носитель стратегического оружия; СМСА (Cruise Missile Carrier Aircraft) — самолет-носитель крылатых ракет; MRB (Multi-Role Bomber) — многоцелевой бомбардировщик и, наконец, LRCA (Long Range Combat Aircraft) — боевой самолет с большой дальностью полета.

Исследования министерства обороны с целью определения направления разработки будущего стратегического бомбардировщика показали, что следующий стратегический бомбардировщик, помимо традиционной задачи прорыва ПВО противника с ядерным оружием на борту, должен быть способен выполнять и другие задачи, в том числе и обычное бомбометание, доставку крылатых ракет и демонстрацию военной силы в глобальном масштабе [10].

Изучаемый ВВС США самолет LRCA послужил основой для бомбардировщика В-1В, разрабатываемого в соответствии с объявленным президентом США в октябре 1981 г. планом модернизации стратегических сил, один из основных пяти пунктов которого предусматривал производство новых стратегических бомбардировщиков и крылатых ракет.

Остальные разделы плана относились к программам совершенствования стратегических систем связи, управления и командования; производства атомных подводных лодок с БР «Трайидент» и вооружения ударных подводных лодок и надводных кораблей крылатыми ракетами; принятия на вооружение МБР М-Х и совершенствования системы ПВО и ПРО.

Предполагается, что в первые годы после поступления на вооружение самолет В-1В будет способен преодолевать ПВО потенциального противника, а после создания бомбардировщика следующего поколения АТВ (Advanced Technology Bomber) в начале 1990-х годов самолет В-1В будет использоваться как носитель крылатых ракет или обычный бомбардировщик.

Решение начать разработку самолета В-1В было принято почти сразу же после прихода к власти президента Р. Рейгана, в то время как решение о прекращении производства самолета В-1А последовало немедленно после выбора Д. Картера президентом четырем годами раньше [10].

В последнее время высказывались различные мнения относительно причин возврата к бомбардировщику В-1. Заслуживают внимания соображения, высказанные французским экспертом Ф. Грассе и касающиеся как военных, так и политических аспектов применения бомбардировщика. Грассе указывает, что в течение последних 15—20 лет существовало мнение, что эпоха бомбардировщиков закончилась (об этом говорят трудности при разработке самолета В-1 и предшествующих

проектов). Но в настоящее время мнение о целесообразности создания бомбардировщиков вновь широко распространено. Вновь было признано, что бомбардировщик может быть приспособлен для выполнения различных боевых задач. Он может переходить от выполнения стратегических задач к осуществлению тактических задач, тогда как БР, базирующиеся на подводных лодках, и МБР не могут этого сделать.

В качестве примера можно указать на бомбардировщик В-52: часть самолетов предназначена для выполнения типичной стратегической задачи по доставке ядерного оружия; поступили на вооружение три эскадрильи самолетов с крылатыми ракетами на борту; часть самолетов выполняют тактические задачи по поддержке наземных сил (как во Вьетнаме) во время маневров в Европе и Египте. Наконец, 30 самолетов В-52G были модифицированы в носители противокорабельных ракет «Гарпун» и дислоцированы на западном побережье США (авиабаза Лоринг, шт. Мэн) и на Тихом океане (авиабаза Андерсен на о. Гуам) для поддержки ВМС.

По своей концепции самолет В-1В предназначен для выполнения всех этих задач. МБР М-Х — это оружие, необходимое в политическом плане; стратегический бомбардировщик В-1В необходим с точки зрения боевого применения.

Немаловажно то обстоятельство, что бомбардировщик управляется летчиком, тогда как никто не может повернуть ядерную ракету назад в случае, если окажется, что она была выпущена по сигналу ложной тревоги.

Грассе считает, что бомбардировщик «вернулся на сцену» в результате изменения политической обстановки. В последнее время международные отношения стали более напряженными. В отдельных странах постоянно возникают конфликты. Существующее состояние международных отношений таит в себе опасность возникновения более крупных конфликтов. Это не означает сразу же войны, подразумевается вначале «устрашение», необходимо продемонстрировать свою силу, чтобы не быть вынужденным применить ее. В этом случае стратегический бомбардировщик является идеальным средством, поскольку он создает ядерную угрозу, позволяя в то же время не применять оружие.

Стратегический бомбардировщик — это «оружие кризиса», МБР или БР морского базирования представляют собой оружие, которое по своему характеру не позволяет допускать кризис, поскольку, учитывая невозможность возврата ракет, возникновение кризиса означало бы начало ядерной войны [11].

Самолет В-1В рассчитан на выполнение боевых операций с большой дозвуковой скоростью, в случае необходимости он сможет осуществлять полет с малой сверхзвуковой скоростью. Прорыв ПВО будет выполняться в полете на высоте вплоть до 60—90 м.

По сравнению с бомбардировщиком Боинг В-52, самолет В-1В способен взлетать по тревоге за более короткое время, обладает большей потенциальной «выживаемостью» на этапах полета до применения оружия, способен эксплуатироваться с менее подготовленных аэродромов с более короткой ВПП и нести большую боевую нагрузку, не

смотря на несколько меньший взлетный вес. Это будет возможно благодаря улучшенным характеристикам двигателя и более совершенной аэродинамике (рис. 1).

Самолет В-1В должен иметь РЛС, обеспечивающую полет в режиме следования рельефу местности на высоких скоростях. Эта его способность крайне затруднит противнику слежение за ним. Полет на малой высоте с большой скоростью также затруднит эффективность действия перехватчиков противника.

В начале 1982 г. фирма Рокуэлл получила от ВВС США контракты стоимостью ~2,2 млрд. долл. на полномасштабную разработку и производство стратегического бомбардировщика В-1В. Один из контрактов стоимостью 1,317 млрд. долл. предусматривал окончательную доработку проекта В-1В, модификацию двух опытных самолетов В-1А, находившихся в консервации на авиабазе Эдвардс, и проведение их летных испытаний.

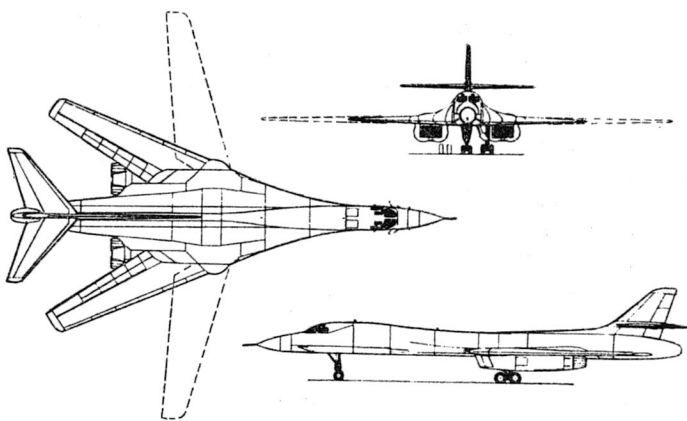


Рис. 1. Схема самолета Рокуэлл В-1В

Другой контракт стоимостью 886 млн. долл. предусматривал постройку первого самолета В-1В и закупку изделий с длительным циклом изготовления для производства второго и третьего самолетов В-1В. ВВС должны были гарантировать, что стоимость программы бомбардировщика В-1В не превысит установленной конгрессом суммы в 20 млрд. долл. по курсу 1981 г. или 28,3 млрд. долл. по курсу 1984 г. С целью обеспечения требуемой стоимости программы и сроков производства предполагалось представление еженедельных отчетов министру обороны.

Программой производства предусматривается постройка 100 бомбардировщиков В-1В с началом поставок в 1985 г., формированием первой эскадрильи самолетов В-1В к сентябрю 1986 г., окончанием поставок в июне 1988 г. [12, 13, 14, 15].

ВВС планируют израсходовать 300 млн. долл. на модернизацию четырех основных авиабаз, где будут дислоцированы самолеты В-1В: Дайесс (шт. Техас), Элсуорт (шт. Южная Дакота), Гранд Форкс (шт. Северная Дакота) и Макконнелл (шт. Канзас). Первые самолеты В-1В будут поставлены на авиабазы в следующие сроки: Дайесс — июнь 1985 г. (последний самолет будет поставлен в декабре 1986 г.), Элсуорт — январь 1987 г., Гранд Форкс — сентябрь 1987 г., Макконнелл — февраль 1988 г. Предполагается, что в одной эскадрилье будет 16 самолетов В-1В [55].

Продолжительность цикла постройки одного самолета В-1В составляет 42 месяца, включая 12 месяцев на сборку самолета (56).

Ассигнования по программе самолета В-1В [15]

	Финансовый год		
	1983	1984	1985
Ассигнования, млрд. долл.	2,1	6,9	8,2 (запрошено)
Число закупаемых самолетов	7	10	34

В 1982 г. ВВС США рассматривали две возможные альтернативы: прекратить серийное производство бомбардировщика В-1В после завершения выпуска 100 самолетов и начать полномасштабную разработку и серийное производство бомбардировщика Нортроп АТВ по программе «Стелс» или отказаться от бомбардировщика АТВ и закупить большее количество самолетов В-1 в усовершенствованном варианте [16]. Соображения о целесообразности отказа от производства бомбардировщика АТВ, в концепции которого в наибольшей степени учитывается техника «Стелс», в пользу постройки дополнительно 100 самолетов В-1 в варианте В-1С, отличающемся от исходного варианта В-1В более широким использованием техники «Стелс», высказывались рядом представителей ВВС и в 1983—1984 гг. Для обоснования такого предложения указывалось на возможность сэкономить 20 млрд. долл. в случае его реализации: стоимость программы бомбардировщика АТВ оценивается в 34 млрд. долл., из которых ~4 млрд. долл. к началу 1984 г. уже было вложено в программу, тогда как дополнительная партия из 100 самолетов В-1С может быть закуплена за ~10 млрд. долл. Указывалось также на превосходство самолета В-1 в дальности полета и весе боевой нагрузки. На начальной стадии разработки самолета АТВ предполагалось, что он должен иметь следующие расчетные характеристики: число М полета, равное 0,8, дальность полета без дозаправки топливом в воздухе 9265 км, максимальный взлетный вес 127 тс, боевая нагрузка 4,5 тс. Основываясь на этих цифрах, ряд представителей ВВС утверждал, что бомбардировщик В-1В будет способен нести в 2,5 раза большую боевую нагрузку на расстоянии более 11 120 км без дозаправки топливом в полете [17].

В 1982 г. фирмы Рокуэлл и Локхид подписали договор о сотрудничестве на протяжении 10 лет в разработке на основе самолета В-1В бомбардировщика В-1С, который, как предполагалось, должен быть значительно больше самолета АТВ [18]. Однако в процессе разработки бомбардировщика АТВ его расчетные характеристики существенно изменились. По сообщению представителей ВВС, к началу 1984 г. расчетные вес боевой нагрузки и максимальный взлетный вес самолета АТВ составляли соответственно 18,1 и 181 тс. По мнению представителей министерства обороны, бомбардировщики АТВ и В-1В к 1984 г. имели примерно аналогичные характеристики дальность полета — боевая нагрузка.

В середине февраля 1984 г. министр обороны К. Уайнбергер и заместитель начальника штаба ВВС А. Сканце заявили о поддержке министерством обороны и ВВС существующих планов разработки и производства двух стратегических бомбардировщиков: Рокуэлл В-1В и Нортроп АТВ. Уайнбергер сообщил, что президент Рейган также полностью поддерживает разработанные планы, предусматривающие производство 100 самолетов В-1В и 132 самолетов АТВ.

Сканце, обосновывая необходимость продолжения программы самолета АТВ, заявил, что бомбардировщик В-1, выполненный с применением техники «Стелс», не будет столь же эффективен, как бомбардировщик, создаваемый с самого начала по программе «Стелс». Представители министерства обороны отмечают необходимость принятия на вооружение бомбардировщиков обоих типов для эффективного прорыва ПВО потенциального противника в будущем. Они указывают, что бомбардировщик В-1В для обеспечения выживаемости должен осуществлять полет на малых высотах, что не позволит обнаруживать движущиеся цели. Бомбардировщик АТВ может применяться при полете на больших высотах; это даст возможность обнаруживать важные движущиеся цели. Представители ВВС в то же время отмечают, что бомбардировщик АТВ рассчитан на полеты не только на больших, но и на малых высотах [17].

В середине 1982 г. сообщалось, что ВВС США изучают концепцию варианта самолета В-1, предназначенного для перехвата бомбардировщиков противника, вооруженных крылатыми ракетами дальнего действия с ядерными боеголовками. Указывалось, что этот вариант должен иметь регулируемые воздухозаборники двигателей и максимальную скорость полета, соответствующую числу $M=2,2$. Он должен быть оборудован системой управления огнем Хьюз АWG-9 и вооружен 24 ракетами «Феникс», устанавливаемыми в фюзеляже. Еще 14 ракет («Феникс» или AMRAAM) могут быть размещены на внешних узлах [19]. Однако в начале сентября 1982 г. представитель ВВС опроверг сообщение о проведении работ по перехватчику на основе самолета В-1 [20].

К началу февраля 1983 г. ВВС и фирма Рокуэлл завершили критическое рассмотрение проекта самолета В-1В и разработали программу летных испытаний, рассчитанную на 1000 ч в течение 57 месяцев и предусматривающую использование четырех опытных самолетов, в том числе двух модифицированных самолетов В-1А (второго и четвертого из четырех построенных самолетов В-1А) и двух самолетов В-1В (В-1В № 1 и В-1В № 9) [21, 22, 23].

23 марта 1983 г. на авиабазе ВВС Эдвардс возобновились летные испытания опытного самолета В-1А № 2, налетавшего ранее по программе летных испытаний бомбардировщика В-1А в общей сложности 282 ч в 60 полетах (рис. 2) [24].

В число изменений, внесенных в систему управления самолета В-1А № 2, входит установка ограничителя шарнирного момента дифференциального стабилизатора. В случае превышения заданной величины шарнирного момента при дозвуковой скорости полета ограничитель разъединяет канал подачи командных сигналов на дифференциаль-

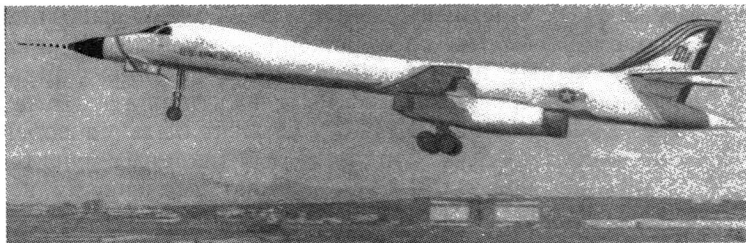


Рис. 2. Модифицированный опытный самолет В-1А № 2 в первом полете 23 марта 1983 г.

ное отклонение консолей стабилизатора, и поперечное управление осуществляется только с помощью отклонения внутренних секций интерцепторов. Модификация самолета В-1А № 2 включала также установку нерегулируемых воздухозаборников двигателей и спойлеров перед каждым из отсеков вооружения (рис. 3). Установка спойлеров, как предполагается, улучшит условия сброса обычного и ядерного оружия и обеспечит снижение в открытом отсеке уровня шума и вибраций, которые вызывали во время ранее проводившихся испытаний самолета В-1А деформации створок отсека и повреждение их узлов крепления. Новые створки отсеков выполнены из композиционного материала [25].

Первоначальная программа испытаний этого самолета была рассчитана на 275 ч и предусматривала:

- исследования устойчивости и управляемости самолета (60 ч);
- вибрационные и акустические испытания (50 ч);
- определение аэроупругой реакции самолета на возмущения (45 ч);
- испытания силовой установки (15 ч);
- испытания систем оружия (105 ч) [21].

К середине апреля 1983 г. были завершены вибрационно-акустические испытания открытого пустого переднего отсека при скоростном напоре до 4740 кгс/м^2 (число $M=0,88$, высота 1524 м), во время которых проблем не возникало [26]. К мар-

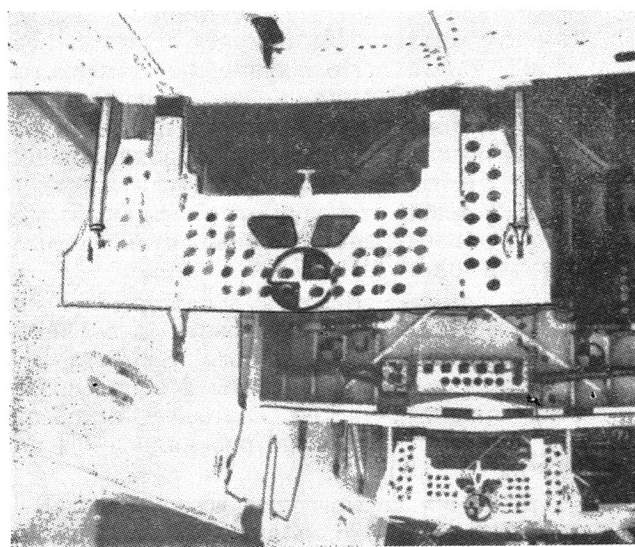


Рис. 3. Размещение спойлеров перед отсеками вооружения

ту 1984 г. опытный самолет В-1А № 2 выполнил около 38 полетов с опережением графика. В процессе летных испытаний по исследованию управляемости предусматривалось имитировать отказ трех двигателей. Самолет должен быть способен продолжать полет с одним работающим двигателем (при сливе топлива с целью уменьшения веса). Завершена первая стадия испытаний по сбрасыванию с самолета ракет SRAM, бомб Mk.82 и учебных ядерных бомб свободного падения В61 и В83 [27].

Планировалось, что позднее самолет будет модифицирован для проведения с середины 1985 г. испытаний по отделению крылатых ракет ALCM. По расчетам первоначальная стадия этих испытаний должна была продлиться девять месяцев. Опытный самолет В-1А № 2 должен был быть способен нести крылатые ракеты на всех узлах подвески вооружения, но не все узлы подвески, по плану, должны были быть оборудованы системой отделения ракет в ходе испытаний. Однако 29 августа 1984 г. в пустыне Мохаве в 16 км севернее авиабазы ВВС Эдвардс (шт. Калифорния) опытный самолет В-1А № 2 потерпел катастрофу.

Три члена экипажа катапультировались с самолета в спасательной капсуле, которая приземлилась примерно в 60 м от места катастрофы. Погиб летчик-испытатель фирмы Рокуэлл Т. Бенедикт, а два члена экипажа получили ранения после катапультирования в капсуле.

В момент катастрофы 29 августа 1984 г. самолет В-1А совершал полет с сопровождающим самолетом на высоте ~1220 м с небольшой скоростью. Обломки самолета были разбросаны на относительно небольшой площади, причем можно было распознать компоненты, в том числе хвостовую часть, центральную балку крыла и капсулу. Капсула рассчитана на отделение от самолета с помощью ракетных двигателей и приземление или приводнение с использованием трех парашютов.

Это было первое эксплуатационное использование такой системы, которая была установлена на первых трех опытных самолетах В-1А. Опытный самолет В-1А № 4 и серийные самолеты В-1В будут иметь индивидуальные катапультируемые сиденья для четырех членов экипажа [60].

К моменту катастрофы самолет налетал всего 543 ч в 127 полетах. По заявлению заместителя министра ВВС П. Олдриджа, катастрофа опытного самолета не окажет влияния на планы производства 100 бомбардировщиков и сроки осуществления программы. В то же время считается, что катастрофа вызовет отсрочку «по меньшей мере на год» программы испытательных пусков крылатых ракет с самолета В-1 [57, 58].

Опытный самолет В-1А № 3 находится в консервации и может быть подготовлен для участия в летных испытаниях. С опытного самолета В-1А № 1 некоторые компоненты сняты и использованы в качестве запасных частей, поэтому для обеспечения его летной годности потребовались бы значительные работы [60].

На июль 1984 г. четыре опытных самолета В-1А налетали 2219,4 ч в 426 полетах, включая 44 ч в девяти полетах самолета В-1А № 4 при его подготовке и перелетах для участия в авиационно-

космической выставке в Фарнборо в сентябре 1982 г.

30 июля 1984 г. состоялся первый полет опытного самолета Рокуэлл В-1А № 4 по программе летных исследований самолета В-1В. В 1983—1984 гг. самолет В-1А № 4 был подвергнут модификации для установки на нем новых наступательной и оборонительной радиоэлектронных систем с целью оценки их использования на серийном самолете В-1В. Летные испытания самолета В-1А № 4 будут проводиться в течение двух лет. Предполагается, что его полеты будут продолжительными, что обусловлено требованиями к испытаниям радиоэлектронного оборудования.

Программа летных испытаний не предусматривает оценки пилотажных характеристик самолета В-1А № 4, поскольку этот самолет не снабжен серийной системой управления полетом, разработанной для самолета В-1В. На этом самолете не будут проводиться также испытания силовой установки вследствие изменения конструкции вздухозаборников двигателей серийного самолета В-1В.

По заявлению представителя фирмы Р. Кьютера, важным шагом в испытаниях наступательного радиоэлектронного оборудования явится начало в феврале 1985 г. испытаний системы следования рельефу местности с использованием опытного самолета В-1А № 4 и первого серийного самолета В-1В.

Первый самолет В-1В будет поставлен на авиабазу Дайесс (шт. Техас) командования стратегической авиации ВВС летом 1985 г.

Эксплуатационные и оценочные испытания будут проводиться на авиабазе ВВС Дайесс с января 1986 г. Достижение начальной боеготовности первых 15 самолетов В-1В намечено на сентябрь 1986 г.

Девятый серийный самолет В-1В будет вооружен крылатыми ракетами, предполагается, что летные испытания этого самолета начнутся в июне 1986 г. и будут продолжаться около года.

Десятый серийный самолет В-1В будет использоваться для климатических испытаний на авиабазе ВВС Эглин (шт. Флорида) [59].

Включение в программу летных испытаний первого серийного самолета В-1В считается важным шагом, так как это впервые позволит в комплексе оценить все возможности самолета В-1В. Это важно также и потому, что имеется большое перекрытие между графиками летных испытаний и серийного производства в Палмдейле. Параллельные производство и проведение испытаний были запланированы с целью ускорить развертывание самолетов на авиабазах и уменьшить стоимость программы, которая возрастет, если серийное производство будет отсрочено до окончания летных испытаний.

Параллельные производство и испытания стали возможны благодаря опыту, накопленному в период предшествующих испытаний самолета В-1, и вследствие ограничения модификации самолета изменением только ключевых систем, таких как ЭВМ, РЛС и навигационные системы. Сосредоточение внимания на внесении изменений в наиболее важные системы повысило гибкость самолета В-1В и одновременно снизило общую стоимость [60].

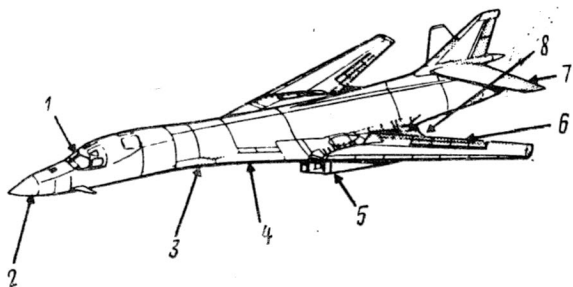
При разработке самолета В-1В предполагалось использовать элементы техники «Стелс», применение которых в конструкции позволит уменьшить ЭПР бомбардировщика до 1—3 м² [29, 30]. Началось использовать радиопоглощающие материалы, изменить конструкцию гондол двигателей и экранировать их вентиляторы с помощью изогнутых воздушных каналов. На рис. 4 дана схема самолета В-1В с указанием доработок для уменьшения ЭПР самолета. По сообщению заместителя министра обороны по НИОКР Р. Делауэра, ЭПР самолета В-1В «составит менее 1/100 ЭПР бомбардировщика В-52, и даже эта величина представляет улучшение ЭПР примерно на порядок по сравнению с ЭПР самолета В-1А» [31].

В начале мая 1984 г. на заводе фирмы Рокуэлл в Палмдейле была завершена сборка первого серийного самолета В-1В. 10 мая самолет В-1В (рис. 5) был переведен из цеха окончательной сборки в расположенный рядом контрольно-испытательный комплекс, где предполагается провести в течение трех месяцев испытания электрической, гидравлической, топливной и пневматической систем, а также радиоэлектронного оборудования [32]. Контрольно-испытательный комплекс позволяет проводить испытания систем одновременно четырех самолетов, причем на каждом самолете может одновременно выполняться 10 контрольных процедур, включая проверку двух элементов комплекса наступательного радиоэлектронного оборудования, двух элементов — оборонительного оборудования и шести элементов — других систем, около 70% контрольных процедур автоматизировано.

После окраски первого серийного самолета В-1В (предусмотренная схема матовой окраски включает два тона серого и один тон зеленого цвета) было намечено выполнить калибровку топливной системы, испытания двигателей и ряд других предполетных процедур.

Официальная церемония, посвященная окончанию постройки самолета, состоялась 4 сентября 1984 г., первый полет самолета состоялся 18 октября 1984 г. [33, 34, 61, 62].

В августе 1983 г. ВВС объявили конкурс на разработку тренажеров для подготовки экипажей бомбардировщика В-1В. В конкурсе участвуют группа фирм, возглавляемая фирмой Зингер—



1—остекление с металлизированным покрытием; 2—наклонная передняя перегородка с покрытием из радиопоглощающих материалов, обтекатель РЛС из материала, обладающего радиопрозрачностью в узкой полосе частот; 3—покрытие из радиопоглощающих материалов; 4—рупорные антенны высоких и очень высоких частот; 5—модифицированные воздухозаборники с облицовкой из радиопоглощающих материалов; 6—радиопоглощающие материалы; 7—наклонная задняя перегородка с покрытием из радиопоглощающих материалов; 8—хвостовой обтекатель корневой части крыла, выполненный с применением радиопоглощающих материалов

Рис. 4. Схема самолета В-1В с указанием технических решений, предназначенных для снижения ЭПР



Рис. 5. Первый серийный самолет В-1В в сборочном цехе

Линкс, и фирма Боинг. Выбор победителя намечен на октябрь 1984 г., после чего должно начаться изготовление опытного варианта тренажерной системы [35]. Ожидается, что по контракту стоимостью 350 млн. долл. будут изготовлены вычислительный комплекс, шесть тренажеров с шестью степенями свободы для отработки действий экипажей и один тренажер для управления системами ведения атаки и защиты самолетов в боевых условиях [35, 36].

При создании самолета В-1В предполагалось использовать без изменения 10 000 чертежей, выполненных для самолета В-1А, 3000 чертежей переработать и 5000 чертежей выполнить вновь. На январь 1982 г. численность персонала фирмы Рокуэлл, участвующего в программе самолета В-1В, составляла 7500 чел. [31]. За 1982 г. фирма наняла 12 000 чел. для подготовки к серийному производству самолета на четырех основных заводах в Эль-Сегундо и Палмдейле (шт. Калифорния), Колумбусе (шт. Огайо) и Талсе (шт. Оклахома). В 1986—1987 гг., когда будет достигнут максимальный темп производства самолетов В-1В, число занятых в этой программе достигнет 20 000 чел.

В январе 1982 г. еще до получения контракта фирма Рокуэлл завершила на заводе в Эль-Сегундо постройку нового инженерного корпуса площадью 32 520 м² стоимостью 25 млн. долл. и приступила к постройке нового комплекса окончательной сборки стоимостью 83 млн. долл. и площадью 88 260 м² в Палмдейле [38].

В марте 1983 г. в Палмдейле вступил в строй новый корпус площадью ~23 800 м² комплексирования трубопроводов и электрооборудования. В сентябре 1983 г. должны были вступить в строй три других основных корпуса, в том числе корпус окончательной сборки площадью ~41 060 м² и корпус испытаний систем площадью 26 930 м². По плану фирмы, площадь всех производственных корпусов должна составить ~650 000 м² [37].

К сентябрю 1983 г. на заводе в Палмдейле работало 1850 чел., в 1986 г. число работающих на этом заводе, по плану фирмы, должно превысить 4600 чел. [39].

В конце 1983 г. фирма Рокуэлл закупила у фирмы Цинциннати Милакрон 22 фрезерных станка с пятью степенями свободы на общую сум-

му 40 млн. долл. и установила их на заводах в Эль-Сегундо и Колумбусе. Фирма Воут закупила у фирмы Цинциннати Милакрон гибкую производственную систему (ГПС), предназначенную для изготовления ряда деталей самолета В-1В. Фирма Воут в соответствии с ранее выданным контрактом должна производить заднюю и заднюю промежуточную секции фюзеляжа самолета В-1В. Эти секции фюзеляжа содержат около 2000 механически обработанных деталей, из которых 600 могут, как предполагается, изготавливаться с применением ГПС. Несмотря на то что трудоемкость производства деталей, предназначенных для изготовления с применением ГПС, составляет лишь около 10% общего объема работ, которые должна выполнить фирма Воут, по мнению официальных представителей фирмы, использование ГПС обеспечит экономию в 25 млн. долл. Для производства деталей с использованием ГПС потребуется около 70 000 чел.-ч, а при их изготовлении обычными методами потребовалось бы 200 000 чел.-ч. Комплекс ГПС занимает площадь размером $38,1 \times 76,2$ м и устанавливается фирмой Цинциннати Милакрон по контракту стоимостью 10 млн. долл. Система должна была вступить в строй к июлю 1984 г. [40].

По подсчетам ВВС, стоимость (по курсу 1981 г.) снаряженного самолета В-1В без учета затрат на НИОКР, непериодические издержки (производственная оснастка, чертежи и т. д.), вспомогательное оборудование и запасные части составит в среднем 160 млн. долл. для первых 52 самолетов В-1В, которые закупаются в 1982—1985 ф. г., и будет равна 92,1 млн. долл. для оставшихся 48 самолетов В-1В, запланированных к закупке в 1986 ф. г. При пропорциональном распределении всех начальных расходов на 100 планируемых к закупке самолетов стоимость одного самолета В-1В составит 237,2 млн. долл. для первых 52 самолетов и 168,9 млн. долл. для последних 48 самолетов [41].

КОНСТРУКЦИЯ

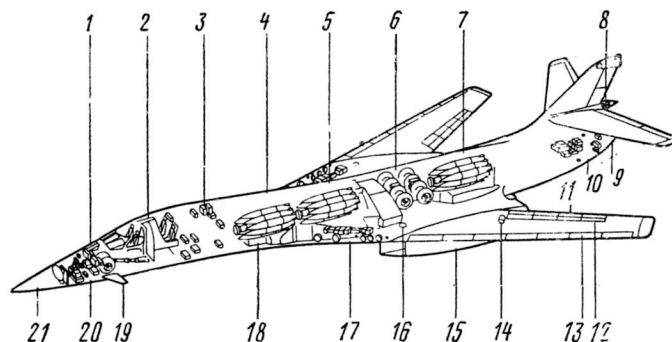
Для самолета В-1В был использован планер самолета В-1А при сохранении идентичности деталей и узлов на 70%, двигателей — на 99% [42]. По внешнему виду самолет В-1В мало отличается от четвертого опытного самолета В-1А, однако его конструкция усилена в связи с увеличением максимального взлетного веса с 180 до 216 тс и доработана. Внешние отличия от самолета В-1А включают воздухозаборники новой конструкции, обеспечивающие снижение заметности самолета, укороченные обтекатели носовой и хвостовой частей фюзеляжа (длина самолета уменьшена на 1,2 м), модифицированные уплотнительные устройства поворотных консолей крыла, дополнительные окна в кабине рядом с двумя задними креслами экипажа, обтекатель носовой РЛС, обладающий скругленной формой и не имеющий штанги ПВД, отсутствие гаргрота [25].

Были внесены также следующие усовершенствования: усиленное шасси, более прочные пневматики, улучшенные мультиплексные шины передачи информации, радиопоглощающие материалы, восемь подфюзеляжных узлов для подвески внеш-

них грузов (на всех бомбардировщиках, за исключением первой партии самолетов), воздушные турбостартеры; улучшенное наступательное и оборонительное радиоэлектронное оборудование.

Диапазон изменения угла стреловидности крыла оставлен прежним ($15-67,5^\circ$), хотя ранее планировалось уменьшить предельный угол до 60° для упрочнения надкрыльных корневых обтекателей. На рис. 6 дана компоновочная схема самолета В-1В.

Самолет В-1В имеет интегральную аэродинамическую схему, низкорасположенное крыло изменяемой стреловидности, высокорасположенное



1—приемник системы заправки топливом в полете; 2—кабина экипажа; 3—центральный отсек оборудования; 4—передний отсек вооружения; 5—средний отсек вооружения; 6—средний отсек радиоэлектронного оборудования; 7—задний отсек вооружения; 8—система предупреждения о радиолокационном облучении; 9—обтекатель РЛС в хвостовой части; 10—задний отсек радиоэлектронного оборудования; 11—закрылки; 12—интерцепторы-воздушные тормоза; 13—предкрылки; 14—ВСУ; 15—гондолы двигателей; 16—шарнир поворота консоли крыла; 17—отсек радиоэлектронного оборудования в корневом наплыве крыла; 18—автоматы для сбрасывания пассивных средств РПД; 19—управляющие аэродинамические поверхности системы демпфирования упругих колебаний (SMCS); 20—передний отсек радиоэлектронного оборудования; 21—обтекатель РЛС в носовой части фюзеляжа

Рис. 6. Компоновочная схема самолета В-1В

горизонтальное оперение и четыре двигателя, расположенные попарно под неподвижной частью крыла. В конструкции в основном применяются алюминиевые сплавы, титан и композиционные материалы.

Установлено кессонное крыло двухлонжеронной конструкции. Подвижная консоль имеет длину 16,76 м и максимальную хорду 2,29 м, вес полностью оборудованной консоли 6954 кгс. Верхняя обшивка выполнена из алюминиевого сплава Алкоа 2124, нижняя — из сплава Алкоа 2219. Толщина обшивки изменяется от 48,3 до 7,6 мм. Сборка крыла осуществляется фирмой Авко в производственном корпусе площадью 12 900 м², панели обшивки изготавливаются в автоклаве [43]. Центральная часть крыла с коробчатой поперечной балкой, несущей шарниры поворота консолей, выполнена из титанового сплава Ti-6Al-4V с применением диффузионной сварки. Корневая часть обшивки поворотных консолей крыла подкреплена двумя механически обработанными монолитными панелями из титанового сплава. Винтовой механизм привода консолей крыла работает от четырех гидравлических систем. Приводы изменения угла стреловидности заключены в корневые обтекатели крыла.

Фюзеляж типа полумонокк состоит из пяти основных секций. Конструкция безопасноповреждаемая, отличается большой плотностью размещения шпангоутов и лонжеронов. Наружная обшивка фюзеляжа и внутренние элементы конструкции

выполнены в основном из алюминиевых сплавов 2024 и 7075. Сплав титана применяется для зон гондол двигателей и противопожарных перегородок, подкрепляющей конструкции хвостового оперения, обшивки хвостовой части фюзеляжа и других зон, подверженных высоким нагрузкам и действию повышенных температур.

Обтекатель РЛС в носовой части фюзеляжа изготовлен с применением полиимидного кварца, диэлектрические панели — с применением армированного стеклопластика.

Основные стойки шасси имеют по четыре колеса и убираются в фюзеляж, носовая стойка с двумя колесами убирается вперед.

Автоматическая система управления полетом необратимая бустерная с четырехкратным резервированием с гидравлическими приводами и системой повышения устойчивости и управляемости (SCAS).

Поверхности управления состоят из четырех секций интерцепторов на каждой консоли крыла с максимальным углом отклонения 70°, управляемого дифференциального стабилизатора и трехсекционного руля направления. Управление по тангажу обеспечивается симметричным отклонением консолей стабилизатора, управление по крену — дифференциальным отклонением консолей стабилизатора совместно с интерцепторами, управление по рысканию — с помощью руля направления. Максимальные углы отклонения стабилизатора +10°, -25° ($\pm 20^\circ$ при управлении по крену), руля направления $\pm 25^\circ$.

Самолет снабжен системой демпфирования упругих колебаний (SMCS), состоящей из двух управляющих аэродинамических стреловидных поверхностей (угол стреловидности 3°), расположенных по бокам носовой части фюзеляжа и выполненных из композиционного материала. Система SMCS предназначена для гашения упругих продольных и боковых колебаний конструкции.

Механизация крыла состоит из семи секций предкрылков с максимальным углом отклонения 20° и шестисекционных одношелевых закрылков с максимальным углом отклонения 40°. Предкрылки и закрылки отклоняются гидравлически приводимыми домкратами с электрическим управлением [44].

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА [45, 43, 46]

Самолет В-1В оснащен четырьмя ТРДДФ Дженерал Электрик F101-GE-102 со статической взлетной тягой по 13610 кгс. Этот двигатель является усовершенствованным вариантом двигателя F101-GE-100, установленного на опытных самолетах В-1А.

Разрабатывая ТРДДФ F101-GE-102, фирма Дженерал Электрик стремилась повысить надежность и срок службы его узлов при сохранении характеристик исходного двигателя F101-GE-100.

Усовершенствованный вариант двигателя снабжен новым нерегулируемым воздухозаборником со стабилизированными скачками уплотнения и имеет искривленный входной канал для уменьшения ЭПР самолета. Изменена также конструкция гондол.

ТРДДФ F101-GE-102 со степенью двухконтурности около 2 и степенью повышения давления

26,5 имеет двухступенчатый вентилятор, приводимый от двухступенчатой неохлаждаемой турбины низкого давления. Система высокого давления состоит из девятиступенчатого компрессора, обеспечивающего степень повышения давления более 11, короткой кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой турбины высокого давления с конвективным и пленочным охлаждением. Первые три ступени компрессора высокого давления, а также направляющие лопатки входного устройства регулируются. Форсажная камера со смещением потоков имеет новое сужающееся — расширяющееся сопло. Расход воздуха составляет примерно 160 кгс/с.

Схема ТРДДФ Дженерал Электрик F101-GE-102 и схема входного устройства (виды в плане и сбоку) даны на рис. 7.

Двигатель F101 удобен для техобслуживания, так как для ремонта может производиться его частичная или полная разборка. Для наружного (визуального) осмотра критических зон, таких, как компрессор, камера сгорания и турбина, имеется большое число бороскопических отверстий.

Важным аспектом программы двигателя F101 является то, что при его разработке особое значение придавалось вопросам его влияния на окружающую среду. Двигатель является малодымным, общее количество выбрасываемых в атмосферу веществ у него значительно меньше, чем у других военных реактивных двигателей. Вследствие достаточно высокой степени двухконтурности двигатель имеет относительно слабое ИК излучение.

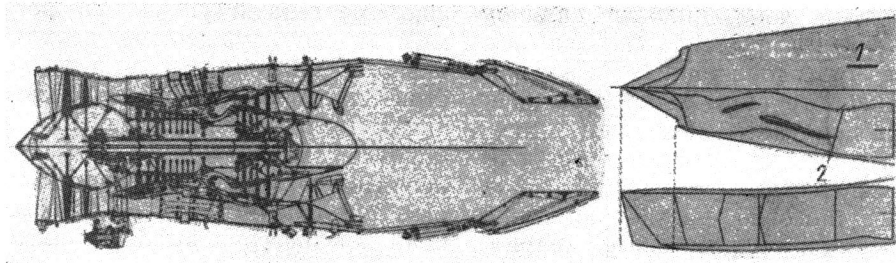
Длина двигателя 4598 мм, максимальный диаметр по вентилятору 1397 мм, вес сухого двигателя ~1996 кгс.

Разрабатывая ТРДДФ F101-GE-102 с учетом более жестких условий эксплуатации, фирма Дженерал Электрик стремилась повысить надежность и срок службы его узлов. Материалы рабочих лопаток турбин высокого и низкого давления (ВД и НД) были улучшены с тем, чтобы выполнялось требование ВВС о межремонтном ресурсе 13000 ч. Для рабочих лопаток турбины ВД и первой ступени турбины НД, изготавливаемых литьем с направленной кристаллизацией, применен улучшенный никелевый сплав DSR 80Н. На задней кромке рабочих лопаток турбины ВД введены дополнительные отверстия для пленочного охлаждения, что позволило снизить местную температуру металла на 110°C. Для дисков компрессора и турбины на двигателях первых двух партий используется никелевый сплав DA718 вместо порошкового никелевого сплава рэне 95.

Проблема неустойчивости горения в форсажной камере была решена путем перераспределения топлива по форсуночным коллекторам и установкой за форсунками смесителя топлива и воздуха.

Конструкция реактивного сопла полностью изменена. Турбулентность воздушного потока за стыком крыла с изменяемой стреловидностью и пространством между соседними соплами порождала пульсации давления, приводившие к вибрации сопла. Для решения этой проблемы длина наружных створок сопла была уменьшена с ~1190 до ~890 мм, а толщина их увеличена.

Сопло двигателя F101-GE-100 имело восемь створок с уплотнениями между ними. Уплотнения



1—поверхности с электрическим обогревом; 2—трубопровод отбора воздуха в теплообменник системы кондиционирования
Рис. 7. Схемы ТРДДФ Дженерал Электрик F101-GE-102 и входного устройства (виды в плане и сбоку)

преждевременно изнашивались. В новом сопле используется 12 более узких створок, перекрывающих друг друга и не требующих уплотнений. Число деталей сопла сократилось, его вес уменьшился на ~39 кгс.

Усовершенствованы многие технологические процессы изготовления двигателя. В производстве деталей предполагалось использовать точную штамповку, литье корпусных деталей, прокатку кольцевых секций и лазерное сверление и т. д.

Первый серийный двигатель F101-GE-102 поставлен ВВС в начале октября 1983 г., еще три серийных двигателя предполагалось поставить до конца 1983 г. Для 100 планируемых к производству бомбардировщиков В-1В потребуется изготовить около 600 двигателей.

Двигатель прошел интенсивные испытания, в частности по программе АМТ (Accelerated Mission Testing), предусматривавшей испытания в условиях, максимально приближенных к реальным. Испытания по программе АМТ проведены в объеме, соответствующем 10 годам эксплуатации самолета В-1В. Наруботка двигателя составила около 800 ч, из них более половины на максимальном режиме. Число включений форсажной камеры составило 4713, число полных «термических циклов» работы (под «термическим циклом» работы понимается последовательный перевод двигателя с режима малого газа на максимальный режим и обратно) двигателя — 9427. Объем испытаний в высотной камере составил 150 ч.

Бортовые ВСУ фирмы Гаррет мощностью по 400 л. с. обеспечивают возможность подготовки самолета к взлету без использования аэродромного пускового устройства и питают резервный генератор, подключаемый к шине аварийного питания важных потребителей.

Внутренний запас топлива размещается в баках-отсеках в фюзеляже и баках в консолях крыла. Предусматривается возможность размещения дополнительных топливных баков в переднем отсеке вооружения. На самолете имеется автоматическая система фирмы Симмондз Пресижн, обеспечивающая изменение центровки с помощью перекачки топлива.

БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

Система жизнеобеспечения. Экипаж самолета В-1В (как и исходного самолета В-1А) состоит из четырех человек: двух летчиков и двух операторов бортовых систем. Для каждого члена экипажа устанавливается катапультируемое сиденье ACES

фирмы Макдоннелл-Дуглас. Доступ в кабину обеспечивается через откидывающуюся вниз дверь за передней стойкой шасси с встроенным трапом.

В системе надува и кондиционирования воздуха в кабине экипажа, разработанной фирмой Гамильтон Стэндрд, используется воздух, отбираемый от двигателя. Характерным для кабины является применение ручек управления вместо штурвалов, что сделано, очевидно, для облегчения катапультирования летчиков [44].

Для защиты экипажа самолета В-1В от светового воздействия термоядерного взрыва предполагается использовать девять светонепроницаемых панелей, в шести из которых имеются защитные иллюминаторы диаметром 140 мм, обеспечивающие снижение интенсивности светового излучения до уровня 0,003% его исходного значения.

При выдвижении панели закрывают лобовое стекло и боковое остекление. Два иллюминатора расположены на уровне глаз непосредственно перед первым и вторым летчиками (рис. 8). Четыре других иллюминатора, обеспечивающие боковой обзор, расположены на расстоянии ~150 мм ниже уровня глаз по два с каждой стороны кабины (рис. 9). Панели изготовлены из алюминиевого сплава. Иллюминаторы выполнены из оптически прозрачного керамического материала PLZT, раз-

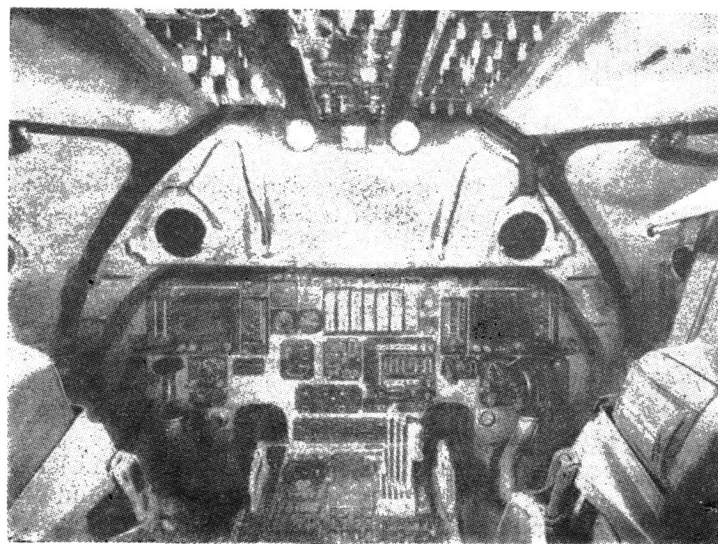


Рис. 8. Расположение иллюминаторов в передних панелях, закрывающих лобовое стекло кабины экипажа самолета В-1В (макет, вид изнутри кабины)

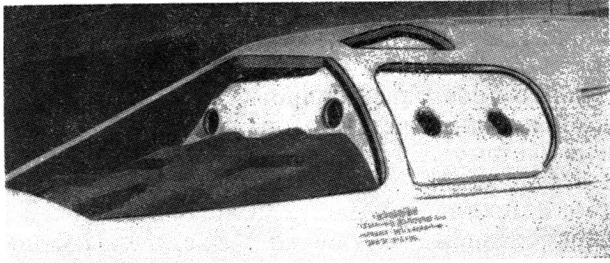


Рис. 9. Расположение иллюминаторов в панелях, закрывающих лобовое стекло, и боковое остекление кабины экипажа самолета В-1В (макет, вид снаружи кабины)

работанного в 1969 г. национальной лабораторией Сандиа.

При пропускании электрического тока через материал PLZT оптические свойства материала могут изменяться под воздействием светового излучения. Материал PLZT может стать почти полностью непрозрачным за 150 мкс. При ослаблении интенсивности светового излучения он вновь становится прозрачным.

Защитные панели могут быть установлены на самолете В-1В за 5 мин. По мнению специалистов, при рулежке, взлете и выполнении всех этапов полета, за исключением выравнивания и приземления, иллюминаторы (в прозрачном состоянии) обеспечивают достаточно хороший обзор из кабины.

Ранее для защиты экипажа от воздействия светового излучения ВВС предполагали использовать защитные очки. Преимущество экранов с иллюминаторами состоит в том, что они защищают дополнительно приборное оборудование и позволяют экипажу не прерывать наблюдение за приборами при ядерном взрыве [17].

Гидравлическая система состоит из четырех одновременно работающих независимых систем с рабочим давлением 280 кгс/см² и используется для привода консолей крыла, всех поверхностей управления, шасси и створок вооружения; пневматическая система отсутствует.

Электрическая система трехфазного тока напряжением 230/400 В (400 Гц) питается от трех электрогенераторов мощностью по 115 кВА, подключаемых к четырем основным шинам.

Установленная на самолете электрическая многоканальная система EMUX фирмы Харрис выполняет две основные функции: она собирает и преобразует сигналы в различных оконечных устройствах и передает их от любой точки в любую точку самолета по общей информационной шине (использование системы позволяет устранить 129 км проводов) и с помощью центрального контроллера/процессора контролирует все сигнальные данные. Кроме простоты установки и технического обслуживания, система имеет меньший приблизительно на 1/3 вес по сравнению с обычной системой.

Важной особенностью системы EMUX является ее универсальность, возможность ее использования совместно с системами и приборами, которые могут быть созданы в будущем [44, 47].

Система EMUX включает 13 компонентов (на В-1А — 29 компонентов). В состав системы входят два булевых процессора управления общего на-

значения, которые связаны с другими 11 мультиплексными компонентами с помощью информационной шины, работающей с частотой передачи 1 Мбит/с. Информационная шина создана специально для системы EMUX, поэтому к ней не предъявляются требования MIL-STD-1553, которым удовлетворяют другие шины бомбардировщика В-1В. Процессоры, запоминающие устройства которых имеют емкость 600 кбит, обрабатывают поступающие сигналы и формируют выходные команды.

Информационная шина системы EMUX связывает восемь дискретных и цифровых блоков, один блок сопряжения встроенной системы контроля CITS и два блока управления. Блок управления и процессор собирают данные, преобразованные в импульсно-кодированную форму и посылаемые каждым дискретным и цифровым блоком на информационную шину. Этот процесс выполняется как последовательная посылка данных от каждого блока по очереди. Данные обрабатываются и сигналы системы CITS анализируются. Затем каждому блоку, связанному с информационной шиной, в установленной последовательности посылаются команды, цикл прохождения сигналов повторяется ~15 раз в секунду [48].

Радиоэлектронное оборудование самолета разделено на два комплекса: комплекс оборонительного радиоэлектронного оборудования, разрабатываемый отделением AIL фирмы Итон, и комплекс наступательного радиоэлектронного оборудования, разрабатываемый фирмой Боинг.

Фирма Боинг планировала использовать в комплексе наступательного радиоэлектронного оборудования самолета В-1В многие элементы системы OAS аналогичного назначения, созданной для модернизации бомбардировщиков В-52. Основными компонентами комплекса наступательного оборудования самолета В-1В являются:

многофункциональная РЛС Вестингауз APQ-164, являющаяся усовершенствованным вариантом РЛС APG-66, которой оснащаются истребители Дженерал Дайнемикс F-16 «Файтинг Фолкон». РЛС включает двухрежимный приемопередатчик, работающий со средней и высокой частотами повторения импульсов, и фазированную антенную решетку, обеспечивающую полет на малой высоте в режиме следования рельефу местности и навигацию с высокой точностью. РЛС выполняет картографирование земной поверхности с высокой разрешающей способностью благодаря узконаправленному лучу и синтезированию апертуры антенны;

инерциальная навигационная система (ИНС) SKN-2440 фирмы Сингер-Кирфот;

доплеровский измеритель скорости Теледайн-Райан AN/APN-218, состоящий из единого блока, включающего антенну, приемник и передатчик;

блоки управления электронным оборудованием фирмы IBM, в том числе два блока для выполнения полета в режиме следования рельефу местности (на базе блоков, установленных на бомбардировщике В-52), запоминающее устройство большой емкости, ЭВМ AP-101F, обеспечивающая команды для навигации, доставки оружия к цели, определения результатов бомбометания, вычисления данных для оборонительной системы и для центрального встроенного блока контроля;

модифицированная астроинерциальная навигационная система высокой точности NAS-26 фирмы Нортроп;

аппаратура отображения данных наступательной системы фирмы Сперри Флайт Системз (подобная аппаратура установлена на бомбардировщике В-52) в составе трех многофункциональных индикаторов (два на рабочем месте оператора наступательной системы и один на месте оператора оборонительной системы), электронного блока отображения данных и регистрирующего видеоустройства (такое же устройство имеется на бомбардировщике В-52);

электронные блоки отображения данных на ЭЛТ фирмы Сандерс Ассошиейтс (представляют собой модификацию блоков, которые были разработаны для исходного бомбардировщика В-1А), позволяющие оператору оборонительной системы анализировать обстановку с наличием угроз и принимать соответствующие контрмеры;

блок передачи данных фирмы Сандстрэнд (такой же блок имеется на бомбардировщике В-52) для сбора и хранения данных о боевой задаче и полетных данных [44].

Первый этап испытаний РЛС APQ-164 начат фирмой Боинг в мае 1984 г. В дальнейшем РЛС должна быть установлена на самолете В-1А № 4 для проведения летных испытаний [49].

Астроинерциальная навигационная система NAS-26 предназначена для дублирования ИНС. Обзор неба осуществляется через панель, расположенную позади кабины экипажа. Система NAS-26 обеспечит частое обновление данных ИНС и снизит ошибку в определении местоположения самолета до величины, «значительно меньшей 300 м», независимо от времени полета.

В состав системы NAS-26 входят четыре блока: астроинерциальный блок, включающий стабилизирующую платформу с трехрамным кардановым подвесом, на которой смонтирован астроориентатор с двумя степенями свободы для слежения в среднем за тремя звездами в минуту в светлое или темное время суток. На платформе располагаются два гироскопа и три акселерометра;

источник энергоснабжения системы;

управляющий блок отображения данных, который, представляя собой устройство сопряжения, позволяющее штурману вводить программу для выполнения боевой задачи, изменять курс полета на среднем участке и обновлять данные ИНС;

цифровая ЭВМ, в которой хранятся данные о положении 61 звезды и которая может обеспечить круглосуточное астронавигационное ориентирование в любой точке земли. Данные, хранимые в ЭВМ, должны обновляться каждые три года с учетом изменений в положении звезд относительно друг друга.

Вес системы NAS-26 составляет 67 кгс, объем 92 дм³, среднее время наработки на отказ должно быть 800 ч.

Фирма Нортроп разрабатывает новую астроинерциальную систему NAS-27, которая должна быть устойчива к радиоактивному излучению [50].

Основу комплекса оборонительного оборудования составляет система AN/ALQ-161, обеспечивающая автоматическое обнаружение, опознавание и противодействие РЛС противника. Эта система, ко-

торая разрабатывалась для выполнения бомбардировщиком В-1А широкого круга боевых задач, включая глубокое одиночное проникновение через воздушное пространство противника, прошла в течение более двух лет всесторонние летные испытания. В систему AN/ALQ-161 введен ряд дополнительных функций как по охвату частот, так и по способам постановки помех. Система AN/ALQ-161 в доработанном исполнении даст возможность бомбардировщику В-1В прорывать существующую в настоящее время и предполагаемую в 1990-х годах систему ПВО противника. Система управляет сетью цифровых ЭВМ, программы которых, выполненные на языке «Джовнал» J-83, легко перестроить. Все электронные блоки системы подсоединены к специальной сети шин передачи данных.

В состав системы AN/ALQ-161 входит 97 блоков (включая антенные устройства). Имеется большое число передатчиков активных помех фирмы Нортроп, оснащенных фазированными антенными решетками фирмы Рейтеон и управляемых с помощью сети цифровых ЭВМ. Для подавления сигналов на любой частоте и с любого направления используются многочисленные схемы постановки активных помех по периметру бомбардировщика В-1В. С подсистемой управления постановкой активных помех скомплексирована сеть отдельных приемных антенн, приемников и процессоров. С помощью приемной подсистемы выполняется в течение доли секунды прием новых сигналов, их идентификация и затем подавление оптимальным способом постановки помех. Одним из преимуществ полного объединения функций приема и передачи, что было характерно для системы AN/ALQ-161 с самого начала ее проектирования, является то, что приемная подсистема может обнаруживать новые сигналы и продолжать контролировать старые сигналы в условиях постановки активных помех в той же самой полосе частот. Имеется специальная подсистема, которая дает возможность выполнять эту функцию за счет непрерывного управления выходной мощностью постановщиков помех и регулирования работы приемников.

Все ЭВМ главных систем на бомбардировщике В-1В идентичны и соединены с помощью стандартной шины передачи данных с временным уплотнением (соответствует военному стандарту MIL-STD-1553). Система AN/ALQ-161 через эту шину связана с рядом органов управления и с индикаторами оператора оборонительной системы. Через шину также посылается информация о состоянии системы AN/ALQ-161 во встроенную систему контроля CITS (Central Integrated Test System), которая регистрирует возникшие в полете неисправности и боевые повреждения для последующей диагностики и ремонта. Внутри самой системы AN/ALQ-161 имеется также местная шина передачи данных о состоянии SEAT (Status Evaluation and Test), которая передает информацию в систему CITS, автоматически назначающую тракт передачи электронных сигналов в обход неисправных компонентов, чем в полном объеме обеспечивается постановка активных помех против угроз высшего приоритета.

Вес системы AN/ALQ-161 в доработанном исполнении (без проводки, индикаторов и органов

управления) около 2360 кгс, потребляемая мощность в «полном» режиме постановки помех 120 кВт. В оборонительную систему входят также ложные цели одноразового использования (например, дипольные отражатели и ИК-трассеры) [44].

На бомбардировщике В-1В будет установлено восемь ЭВМ AP-101F: четыре — для наступательной системы (без РЛС), одна — для оборонительной системы, две — для РЛС APQ-164 и одна — для системы CITS. ЭВМ AP-101F является вариантом ЭВМ AP-101С и имеет быстродействие 1 млн. опер/с (в 2,5 раза выше, чем у AP-101С). Она может работать с одной из двух отличающихся друг от друга архитектур. Первая архитектура дает возможность пользоваться программным обеспечением, разработанным ранее фирмой Боинг в рамках усовершенствования бомбардировщиков В-52G и В-52Н. Другая архитектура соответствует новому стандарту ВВС США MIL-STD-1750A [43].

Кроме указанных систем, должно устанавливаться стандартное оборудование, включающее средства связи, систему опознавания «свой—чужой», инструментальную систему посадки, систему внутренней связи, радиовысотомер ASN-131 фирмы Ханиуэлл (такой же, как на В-52) и индикатор радиовысотомера; импульсно-доплеровская РЛС предупреждения о радиолокационном облучении в задней полусфере AN/ALQ-153 фирмы Вестингауз будет устанавливаться начиная с седьмого серийного самолета В-1В. Вес радиоэлектронного оборудования самолета В-1В превысит 4 тс [44, 27].

ВООРУЖЕНИЕ

Самолет В-1В будет многоцелевым и сможет нести различное обычное и ядерное оружие, размещаемое в переднем объединенном отсеке длиной 9,53 м с внутренней переставной перегородкой (этот отсек образован из переднего и среднего отсеков исходного самолета В-1А, имевших между собой фиксированную перегородку), в заднем отсеке длиной 4,57 м и на восьми подфюзеляжных узлах подвески внешних грузов.

Переставная перегородка будет устанавливаться на самолетах В-1В начиная с девятого серийного, поэтому первые восемь самолетов В-1В (должны быть поставлены к концу 1985 г.) не будут вооружаться крылатыми ракетами. Они поступят на вооружение с оборудованием, позволяющим применять ракеты SRAM и свободнопадающие бомбы, и будут модифицированы для несения крылатых ракет в 1988—1989 гг. после постройки 100-го серийного самолета В-1В.

Самолет В-1В будет вначале вооружаться существующими крылатыми ракетами Боинг AGM-86В, которыми вооружается часть парка стратегических бомбардировщиков Боинг В-52. Длина ракеты составляет 6,3 м, вес ~1430 кгс, ракета имеет ядерную БЧ мощностью 200 кт. Крылатые ракеты AGM-86В позволят экипажам самолетов В-1В атаковать средства ПВО, промышленные и другие стратегические цели потенциального противника без захода в зону ПВО с расстояния ~2400 км. Это повысит выживаемость самолетов при выполнении задачи прорыва ПВО противника для нанесения удара с применением ядерных бомб.

С 1989 г. на самолетах В-1В планируется устанавливать усовершенствованные крылатые ракеты АСМ, выполненные с использованием техники «Стелс» и имеющие дальность действия ~3200 км. При создании ракеты АСМ с целью уменьшить ее заметность будут широко использоваться композиционные материалы, а также радиоэлектронное оборудование подавления средств РЭП противника. ВВС планируют закупить ~1300 ракет АСМ.

Фирма Рокуэлл исследует возможность установки на бомбардировщике В-1В разрабатываемой Англией и ФРГ перспективной ракеты класса воздух—воздух ASRAAM в качестве оборонительного оружия [27, 28, 51].

Максимальные возможности самолета В-1В как носителя оружия оцениваются следующим образом [44]:

	Во внутренних отсеках вооружения	Во внутренних отсеках и на внешних узлах
Ядерное вооружение:		
бомбы В28	12	20
бомбы В43	12	26
бомбы В61	24	38
бомбы В83	24	38
стратегические ракеты AGM-69 (SRAM)	24	38
крылатые ракеты AGM-86В (ALCM)	8	22
Обычное вооружение:		
бомбы Mk.82 калибром 227 кгс	84	128
бомбы Mk.84 калибром 907 кгс	24	38

Самолет сможет также нести морские мины Mk.36-DST. Ядерное оружие в фюзеляже будет располагаться на единой вращающейся пусковой установке CSRL (Common Strategic Rotary Launcher). Окончательная схема подвески крылатых ракет, принятая фирмой Рокуэлл для самолета В-1В, предусматривает размещение 22 ракет: восемь ракет на пусковой установке CSRL внутри фюзеляжа и до 14 ракет на восьми внешних узлах подвески под фюзеляжем (рис. 10). Однако в настоящее время планами предусматривается установка 20 ракет, в том числе 12 ракет со сдвоенной подвеской на внешних узлах (рис. 11), что соответствует нератифицированному сенатом США соглашению ОСВ-2 [51, 52].

На рис. 12 и 13 представлены общий вид пусковой установки CSRL, разработанной фирмой Рокуэлл, и схема размещения на ней ракет. Длина пусковой установки 4,57 м.

Правила ее эксплуатации предусматривают предварительную подвеску ракет или бомб на установке и последующее ее размещение в отсеке вооружения самолета. Пусковая установка будет иметь трубчатую силовую конструкцию, изготовленную методом намотки углеродных волокон. Углепластиковая конструкция, изготовленная фир-

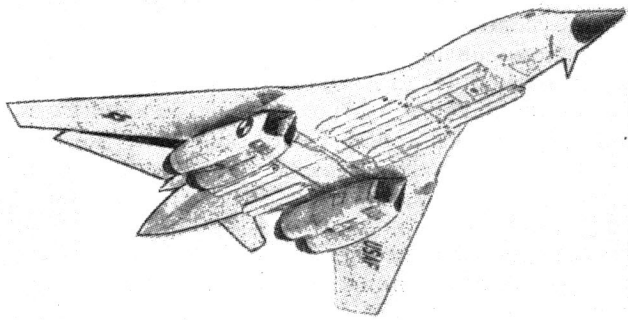


Рис. 10. Схема размещения 14 крылатых ракет на подфюзеляжных узлах самолета В-1В

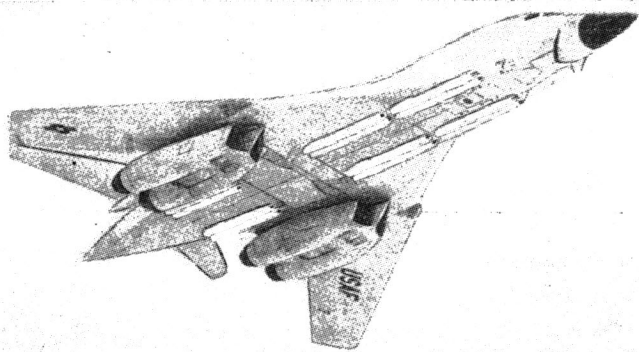


Рис. 11. Схема размещения 12 крылатых ракет на подфюзеляжных узлах самолета В-1В

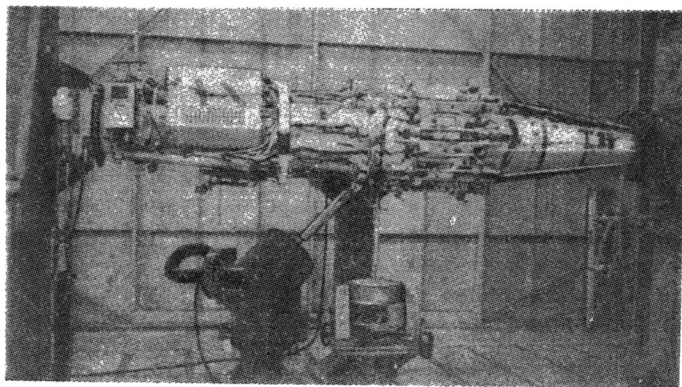


Рис. 12. Общий вид вращающейся пусковой установки фирмы Рокуэлл

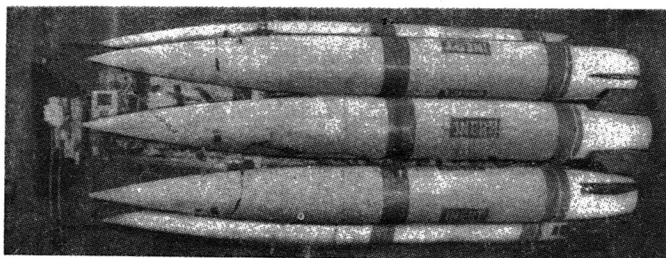


Рис. 13. Размещение ракет SRAM на вращающейся пусковой установке

мой Тиокол, весит на 182 кгс меньше, чем стальная конструкция таких же размеров и формы.

Установка для размещения бомб В-61 будет иметь несколько более простую конструкцию вследствие устранения части проводки и оборудования системы охлаждения. Фирма Рокуэлл ведет также разработку отдельной пусковой установки для размещения обычных свободнопадающих бомб [53, 54].

Максимальный взлетный вес самолета В-1В равен 216 365 кгс. Но по оценке фирмы Рокуэлл, 99% всех боевых задач будет выполняться при весе 158 760—176 900 кгс (как у исходного самолета В-1А). Задача прорыва ПВО противника на малой высоте, предъявляющая наиболее высокие требования к прочности конструкции, будет осуществляться с использованием оружия, размещенного во внутренних отсеках вооружения, при весах, предусмотренных для самолета В-1А.

Расчетным заданием будет, вероятно, взлет самолета с нагрузкой на внешних узлах подвески и с увеличенным запасом топлива (благодаря установке топливных баков в отсеках вооружения) и полет в Европу и обратно без заправки топливом в воздухе. Конструкция колес шасси и тормозов усилена для обеспечения возможности прервать взлет [16].

Характеристика самолета В-1В [44]

Размеры

Размах крыла:	
максимальный	41,67 м
минимальный	23,84 "
Длина самолета	44,81 "
Высота самолета	10,36 "
Площадь крыла при максимальном размахе	181,2 м ²
Размах стабилизатора	13,67 м
Колеса шасси	4,42 "
База шасси	17,53 "
Угол стреловидности крыла по передней кромке:	
минимальный	15°
максимальный	67,3°
Экипаж	4 чел.

Двигатели

Число и тип	4 ТРДДФ Дженерал Электрик F101-GE-102
-----------------------	---------------------------------------

Статическая тяга форсажная/бесфорсажная	13 610/6800 кгс
---	-----------------

Весы и нагрузки

Максимальный взлетный вес	216 365 кгс
Вес пустого самолета	81 640 "
Нормальный вес нагрузки из обычного вооружения (128 бомб Mk.82)	29 030 "
Максимальная нагрузка на крыло	1 194 кгс/м ²

Летные данные

Максимальное число М полета на большой высоте	~1,25
Скорость при прорыве ПВО в полете на высоте 60 м	>965 км/ч*
Максимальная дальность полета без заправки топливом в полет	12 000 км**

* Приводится также число М полета, равное 0,85 на высоте ~150 м.

** Приводятся также дальности 9260 и 11 100 км.

1. London M. P. B-1, the Last Bomber? Space Aeronautics, IV, 1970.
2. Aviation Week and Space Technology, 1963, 21/X, N 17.
3. Aviation Week and Space Technology, 1964, 3/II, N 5.

4. Interavia Air Letter, 1966, 9/XI, N 6125.
5. Aviation Week and Space Technology, 1969, v. 91, 21/IV, N 16.
6. Aviation Week and Space Technology, 1970, v. 93, 14/IX, N 11, p. 59, 63.
7. Young S. H. H. Gallery of USAF Weapons. Air Force Magazine, 1980, v. 63, V, N 5, p. 136.
8. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 114, 11/V, N 19, p. 18—21.
9. Aviation Week and Space Technology, 1979, v. 111, 10/XII, N 24, p. 48, 53.
10. Air International, 1982, v. 23, VII, N 1, p. 15—20.
11. Grasset Ph. Le B-1B. Un bombardier pour toutes les missions. Aviation Magazine, 1984, 1/VI, N 875, p. 28—29.
12. Interavia Air Letter, 1982, 21/I, N 9922, p. 12.
13. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 25/I, N 4, p. 19.
14. Flight International, 1982, v. 121, 30/I, N 3795, p. 206.
15. Interavia Aerospace Review, 1984, v. 39, III, N 3, p. 252.
16. Flight International, 1982, v. 121, 29/V, N 3812, p. 1401.
17. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 27/II, N 9, p. 16, 56—57.
18. Interavia Air Letter, 1982, 8/X, N 10103, p. 1—2.
19. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 30/VII, N 9, p. 11.
20. Interavia Air Letter, 1982, 3/IX, N 10079, p. 2.
21. Air Force Magazine, 1983, v. 66, I, N 1, p. 13, 58.
22. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 24/I, N 4, p. 18—20.
23. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 7/II, N 6, p. 13.
24. Aerospace Daily, 1983, v. 120, 29/III, N 21, p. 164A.
25. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 2/V, N 18, p. 72—73.
26. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 1/VIII, N 5, p. 36.
27. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 26/III, N 13, p. 18, 62—67.
28. Interavia Aerospace Review, 1984, v. 39, III, N 3, p. 252.
29. Business Week, 1982, 19/IV, p. 44.
30. Popular Science, 1983, v. 122, II, N 2, p. 60.
31. International Defense Review, 1982, v. 15, I, N 1, p. 39—45.
32. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 21/V, N 21, p. 19.
33. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 28/V, N 22, p. 55.
34. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 7/V, N 19, p. 23.
35. Flight International, 1983, v. 124, 3/IX, N 3878, p. 623.
36. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 117, 1/XI, N 18, p. 13.
37. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 21/III, N 12, p. 51—53.
38. Flight International, 1982, v. 122, 11/IX, N 3827, p. 744.
39. Flight International, 1983, v. 124, 10/IX, N 3879, p. 709.
40. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 28/XI, N 22, p. 114.
41. Aerospace Daily, 1983, v. 123, 11/XI, N 27, p. 211—212.
42. Aviation Week and Space Technology, 1981, v. 115, 12/X, N 15, p. 23—28.
43. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 1/VIII, N 5, p. 51—57, 36, 67.
44. Jane's All the World's Aircraft, 1983—1984, p. 478—479.
45. Flight International, 1983, v. 124, 15/X, N 3884, p. 992.
46. Jane's All the World's Aircraft, 1983—1984, p. 825—826.
47. Wilmer G. From B-1 to LRCA. Air International, 1982, v. 23, VII, N 1, p. 15—20.
48. Defense Electronics, 1982, v. 14, X, N 10, p. 64.
49. Air et Cosmos, 1984, 9/VI, N 1005, p. 33.
50. Flight International, 1983, v. 124, 1/X, N 3882, p. 892.
51. Defense Electronics, 1984, v. 16, V, N 5, p. 59—60.
52. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 11/VI, N 24, p. 51.
53. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 30/V, N 22, p. 313.
54. Interavia Aerospace Review, 1984, v. 39, III, N 3, p. 252.
55. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 4/VI, N 23, p. 15.
56. Aerospace Daily, 1983, v. 124, 15/XI, N 10, p. 73—74.
57. New York Times, 1984, 30/VIII.
58. Сообщение агентства Ассошиейтед Пресс, 30/VIII 1984 г.
59. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 20/VIII, N 3, p. 55.
60. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 3/IX, N 10, p. 47—48.
61. Interavia Air Letter, 1984, 30/XIII, N 10578, p. 12.
62. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 121, 29/V, N 18, p. 16.

Референт В. И. Авралова.

Редактор М. А. Левин.

УДК 656.7.08 : 31

ЛЕТНЫЕ ПРОИСШЕСТВИЯ С ЗАРУБЕЖНЫМИ ГРАЖДАНСКИМИ САМОЛЕТАМИ В 1983 г.

Штаб-квартира ИКАО в Монреале опубликовала отчет о летных происшествиях с гражданскими самолетами за 1983 г. в странах-членах ИКАО*. Указывается, что число катастроф (по отношению к общему объему воздушных перевозок) составило одно из самых низких значений за последние 20 лет. В 20 катастрофах, зарегистрированных в 1983 г. на регулярных авиалиниях, погибло 802 пассажира (в 1982 г. в 25 катастрофах погибло 753). Частота катастроф на 100 000 летных ч составила 0,13 в 1983 г. и 0,17 в 1982 г., а частота катастроф на 100 000 посадок снизилась с 0,25 в 1982 г. до 0,19 в 1983 г.

В отчете отмечается, что в прошлом степень безопасности винтовых самолетов была значительно ниже, чем реактивных, что говорило о большей надежности реактивных двигателей. Однако в

1983 г. винтовые и реактивные самолеты сближались по этому показателю.

На нерегулярных авиалиниях в 1983 г. произошло 27 катастроф, в которых погибло 107 пассажиров (в 1982 г. было 30 катастроф и число погибших составило 170) [28].

В табл. 1 даются сведения о летных происшествиях с зарубежными гражданскими самолетами в 1983 г. на регулярных и нерегулярных авиалиниях.

В отчете ИКАО приводятся также сведения о летных происшествиях с самолетами и вертолетами авиации общего назначения (АОН). При этом отмечено, что полная статистика происшествий отсутствует. В 1983 г. в мире было зарегистрировано ~1100 катастроф с самолетами и вертолетами АОН, число погибших составило ~2200 чел. В США, где парк АОН составляет более 70% мирового парка (без учета СССР и КНР), произошло 548 катастроф, в которых погибло 1049 чел.

* Членами ИКАО являются 152 страны (без учета СССР).

Таблица 1

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
2 января	Заир	Боинг 737	Н. д.*	Н. д.	—	—	—	—	Поврежден при прерванном взлете после попадания постороннего предмета в двигатель
4 января	Кения	Боинг 707	56		—	—	—	—	В полете отказали два двигателя. При вынужденной посадке произошел разрыв пневматика
7 января	США	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	—	Н. д.	—	—	Поврежден в результате сильной турбулентности
9 января	США	Конвэр 580	Н. д.	Н. д.	—	3	—	1	При посадке на покрытую снегом ВПП потерял управление и ударился о сугроб. Правый воздушный винт оторвался и пробил обшивку [2]
11 января	США	Макдоннелл-Дуглас DC-8	3	—	—	—	3	—	Попал в режим срыва в результате чрезмерного подъема носа при взлете и разбился
12 января	Австрия	Макдоннелл-Дуглас DC-9	51		—	—	—	—	Поврежден при посадке после отделения створки правой основной стойки шасси
16 января	Турция	Боинг 727	7	60	—	—	—	47	Разбился в 150 м от ВПП при посадке в условиях снежной выюги
16 января	Н. д.	Дуглас DC-3	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При сбросе грузовых туюков воздушный винт задел о поверхность земли. Самолет совершил посадку с убранным шасси
18 января	Ирак	Боинг 707	Н. д.	136	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку через 2,5 ч после взлета из-за неисправности двигателя
15 февраля	США	Боинг 727	7	67	—	6	—	—	При взлете не удалось полностью убрать шасси. Совершил аварийную посадку на покрытую пеной ВПП
15 февраля	Н. д.	Де Хэвилленд DHC-6 «Туин Оттер»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При заходе на посадку разрушился болт, соединяющий шток с валом руля высоты. Самолет совершил грубую посадку
22 февраля	Бразилия	Боинг 737	2	—	—	—	2	—	При взлете задел за деревья в конце ВПП и взорвался
24 февраля	Аргентина	Боинг 737	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Совершил грубую посадку. Повреждена нижняя носовая часть фюзеляжа
24 февраля	Бразилия	Боинг 737	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Поврежден при посадке
24 февраля	США	Свеаринген «Метро»	Н. д.	Н. д.	—	1	—	—	При посадке на самолет был серьезно ранен воздушным винтом ребенок
27 февраля	КНР	Хоукер Сиддли HS.121 «Трайидент»	Н. д.	96	Н. д.	Н. д.	—	—	Поврежден при посадке и был списан
1 марта	США	Боинг 707	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При взлете разрушился корпус диффузора двигателя № 2, несколько обломков попали в двигатель № 1. Самолет совершил аварийную посадку
8 марта	Канада	Конвэр 580	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке соскользнул с ВПП в сугроб
10 марта	Афганистан	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	—	19	Разбился в условиях плохой погоды
11 марта	Венесуэла	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	45	—	—	1	21	Потеря путевого управления после приземления в условиях тумана. Шасси сломалось. Самолет разрушился и загорелся.
11 марта	Япония	NAMC YS-11	6	47	6	25	—	—	Совершил посадку в 800 м от ВПП и развалился на две части

* Н. д. — нет данных

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
12 марта	США	Макдоннелл-Дуглас DC-8	9	176	—	—	—	—	В полете отказал компрессор двигателя № 1. Самолет совершил аварийную посадку
12 марта	США	Боинг 737	Н. д.	128	—	—	—	—	} Столкнулись во время рулежки в аэропорту
13 марта	Кувейт	Боинг 747	Н. д.	237	—	—	—	—	
13 марта	Науру	Боинг 737	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку после утечки гидросмеси
13 марта	Бразилия	Фоккер F.27 «Френдшип»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке вышел за пределы ВПП и ударился о стену здания
14 марта	Ливия	Боинг 707	5	—	—	—	5	—	Совершил взлет с тремя работающими двигателями и взорвался в воздухе
18 марта	Саудовская Аравия	Локхид L-1011 «Тристар»	Н. д.	Н. д.	—	1	—	—	Совершил аварийную посадку после сообщения о нахождении на борту бомбы [3]
21 марта	США	Боинг 747	Н. д.	237	—	—	—	—	Поврежден в результате удара молнией во время полета. Совершил аварийную посадку
21 марта	Сингапур	Боинг 747	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	} При рулежке правая консоль крыла самолета Боинг 747 задела хвостовой двигатель самолета Локхид L-1011 «Тристар»
	США	Локхид L-1011 «Тристар»	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	
21 марта	Япония	Макдоннелл-Дуглас DC-8	8	156	—	—	—	—	Пролетел в 100 м от самолета ВВС США Локхид С-141 «Старлифтер» по вине диспетчерской службы
23 марта	США	Боинг 737		96	—	—	—	—	При посадке с убраным шасси загорелись двигатели
24 марта	Н. д.	Макдоннелл-Дуглас DC-10	14	146	—	—	—	—	При взлете произошло столкновение птиц с двигателем № 3. Самолет вернулся и совершил посадку
24 марта	Англия	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2А «Айлендер»	1	—	—	—	—	—	Совершил вынужденную посадку после отказа двигателя в полете. Повреждены левая консоль крыла и шасси [3]
27 марта	Мозамбик	Боинг 737	7	104	—	—	—	—	Летчик решил совершить посадку в ночное время на неосвещенную ВПП. Хвостовая часть самолета ударила о землю в 400 м от ВПП. Самолет списан [4]
28 марта	Мозамбик	Боинг 737	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке сломалась стойка шасси [3]
2 апреля	США	Макдоннелл-Дуглас DC-9 «Супер» 80	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	В полете произошло одновременное выключение обоих двигателей. Один двигатель был запущен на высоте 5180 м, другой — на высоте 3660 м [5]
2 апреля	Колумбия	Де Хэвилленд ДНС-6 «Туин Отгер»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке сломалась носовая стойка шасси, и самолет сошел с ВПП [6]
3 апреля	Англия	Боинг 747	16	178	—	—	—	—	При взлете загорелся двигатель после отказа элемента топливной системы. Самолет вернулся и совершил благополучную посадку
5 апреля	Англия	Боинг 757	Н. д.	—	—	—	—	—	Поврежден во время тренировочного полета в результате чрезмерного подъема носовой части при разбеге [5]
13 апреля	Бразилия	Эмбраер «Бандейранте»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке самопроизвольно убралось шасси
16 апреля	Либерия	Бритиш Аэроспейс ВАс.748	Н. д.	Н. д.	—	—	17	—	Вскоре после взлета отказал двигатель. Самолет вернулся, но при посадке столкнулся с линией электропередач

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
20 апреля	Англия	Де Хэвилленд ДНС-6 «Туин Оттер»	12		—	2	—	—	При посадке в условиях сильного ветра вышел за пределы ВПП и перевернулся
23 апреля	Н. д.	Бичкрафт «Бонанза»	1	4	—	—	1	4	Данных нет
26 апреля	Н. д.	Локхид L-1011 «Тристар»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Во время разбега ударился о посторонний предмет на ВПП при скорости 240 км/ч и прервал взлет. Разрыв пневматиков привел к значительному повреждению фюзеляжа
29 апреля	Эквадор	Аэропасьяль «Каравелла»	6	94	—	—	1	7	Вскоре после взлета отказал двигатель, самолет вернулся, но ударился о поверхность земли, не долетев до ВПП
4 мая	Колумбия	Дуглас DC-3	Н. д.	24	1	—	—	—	При взлете разорвался трубопровод подачи топлива в правый двигатель. Двигатель выключился и самолет разбился при посадке в поле
5 мая	США	Локхид L-1011	Н. д.	172	—	—	—	—	В полете командир экипажа выключил двигатель № 2 из-за низкого давления подачи масла. На высоте 7010 м отказали двигатели № 1 и № 3, на высоте 1070—1190 м удалось запустить двигатель № 2. Самолет совершил благополучную посадку [7]
5 мая	Индонезия	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2А «Айлендер»	1	—	1	—	—	—	Поврежден в результате прерванного взлета
11 мая	Англия	Боинг 747	16	210	—	4	—	—	При запуске загорелся двигатель. Пассажиры эвакуированы
12 мая	Канада	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	57	—	2	—	—	При посадке в условиях плохой погоды сошел с ВПП. Сломалась левая основная стойка шасси
28 мая	США	Макдоннелл-Дуглас DC-9	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку из-за нехватки топлива. Правый двигатель заглох на высоте 7315 м, но экипажу удалось его запустить на высоте 3050 м
31 мая	Англия	Боинг 707	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Поврежден при взлете, когда силовой цилиндр привода шасси прошел через лонжерон, повредив носок крыла и гидравлическую систему
2 июня	Индонезия	Фоккер F.28	4	57	—	—	2	1	При взлете вышел за пределы ВПП после отказа одного двигателя и ударился о земляную насыпь. Кабина экипажа разрушилась при ударе
3 июня	Канада	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	41	—	—	—	23	В полете возник пожар в хвостовой части пассажирской кабины за туалетом. Самолет совершил аварийную посадку
4 июня	Голландия	Макдоннелл-Дуглас DC-10	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Сошел с ВПП при посадке в условиях ливня. Повреждены шасси и правый двигатель [9]
5 июня	США	Боинг 747	243		—	—	—	—	Сошел с ВПП при посадке в условиях дождя
6 июня	Канада	Де Хэвилленд ДНС-2 «Бивер»	5	—	—	—	5	—	Разбился при взлете [10]
8 июня	Боливия	Дуглас DC-4	Н. д.	Н. д.	—	—	3	2	Совершил посадку, не долетев до ВПП, и загорелся
8 июня	США	Локхид «Электра»	5	10	—	—	—	—	При наборе высоты оторвался воздушный винт и заклинил стойку шасси. Самолет совершил аварийную посадку. Повреждены носовая часть, фюзеляж и шасси

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
11 июня	США	Боинг 727	7	141	—	—	—	—	При рулежке для взлета загорелся двигатель. Самолет поврежден. При эвакуации несколько человек получили ранения [9]
14 июня	США	Боинг 727	6	83	—	—	—	—	Вскоре после взлета загорелся двигатель. Самолет совершил аварийную посадку
19 июня	Боливия	Конвэр 340	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	При посадке повреждены носовая часть, шасси и воздушный винт
21 июня	Мали	Де Хэвилленд ДНС-6 «Туин Оттер»	7	—	—	—	7	—	Данных нет
21 июня	Иран	Боинг 727	10	131	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку после обнаружения пожара в грузовом отсеке
21 июня	Канада	Де Хэвилленд ДНС-2 «Бивер»	1	—	—	—	1	—	Разбился и полностью разрушен [11]
22 июня	Канада	Дуглас DC-3	2	—	—	—	2	—	При заходе на посадку попал в режим срыва
23 июня	Франция	Бритиш Аэропейс ВАе.125-700В	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	При посадке сломалась правая основная стойка шасси. Повреждены законцовка крыла и закрылок на правой консоли [10]
24 июня	США	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	84	—	—	—	—	При рулежке перед взлетом загорелся левый двигатель. Пожар был ликвидирован [12]
27 июня	Англия	Локхид L-1011 «Тристар»	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При наборе высоты 7315 м произошел разрыв пневматика, поврежденного посторонним предметом
1 июля	Италия	Аэропассьяль «Каравелла»	7	82	Н. д.	Н. д.	—	—	При взлете взорвался двигатель № 2, самолет загорелся. Взлет был прерван
4 июля	Канада	Де Хэвилленд ДНС-2 «Бивер»	5	—	—	—	5	—	Самолет разбился
4 июля	Замбия	Бритиш Аэропейс HS.748	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Помпаж двигателя № 1 при взлете. Взлет был прерван, самолет поврежден
6 июля	Канада	Де Хэвилленд ДНС-7	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Поврежден в полете ударом молнии [11]
7 июля	США	Локхид L-100-30	Н. д.	—	—	—	—	—	Совершил посадку с убранными шасси [12]
10 июля	Н. д.	NAMC YS-11	Н. д.	Н. д.	—	—	—	1	На высоте 1525 м открылась дверь, один пассажир был выброшен из самолета. Взлет был совершен с включенной сигнальной лампой «дверь не заперта»
11 июля	Эквадор	Боинг 737	8	111	—	—	8	111	Налетел на гору в условиях тумана
16 июля	Англия	Де Хэвилленд DH.89 «Дрегон Рапид»	2	—	—	2	—	—	При посадке ударился о забор. Разрушена нижняя часть левой консоли крыла
19 июля	Англия	Бритиш Аэропейс БАК.111	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку вскоре после взлета. Повреждены трубопроводы гидравлической системы и колеса шасси
19 июля	США	Дуглас DC-3	24	—	—	7	—	—	Разбился вскоре после взлета в результате отказа двигателя [11]
21 июля	Португалия	Локхид L-1011 «Тристар»	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При посадке остановились два двигателя в результате полного расхода топлива

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
2 июля	Канада	Боинг 767	8	61	—	—	—	—	В полете на высоте 12 500 м оба двигателя начали работать с перебоями, а на высоте 9450 м полностью заглохли. Экипажу удалось совершить посадку с неработающими двигателями (после планирования в течение 15 мин) на ВПП длиной 2040 м бывшей военной базы. В момент касания ВПП произошел разрыв пневматиков, носовая стойка шасси сломалась [13]
26 июля	Иран	Боинг 707	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Данных нет
4 августа	США	Боинг 747	16	229	—	—	—	—	При посадке в условиях муссонного дождя вышел за пределы ВПП и был поврежден
5 августа	Индонезия	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2А «Айлендер»	2	—	—	—	2	—	Самолет пропал без вести [14]
7 августа	Колумбия	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	При посадке произошел разрыв пневматика. Самолет поврежден
13 августа	США	Макдоннелл-Дуглас DC-8	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При посадке в условиях дождя вышел за пределы ВПП
18 августа	Англия	Макдоннелл-Дуглас DC-10	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Поврежден в результате пожара левого двигателя при рулежке
19 августа	США	Боинг 747	Н. д.	383	—	—	—	—	В полете загорелся туалет. Пожар ликвидирован бортпроводником
19 августа	Сирия	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Поврежден в результате пожара в передней части фюзеляжа во время посадки пассажиров [15]
19 августа	США	Боинг 767	8	197	—	—	—	—	В полете на высоте 6065 м экипаж выключил из-за перегрева двигатель № 1, а на высоте 5300 м — двигатель № 2. Двигатели были вновь запущены соответственно на высоте 4790 и 4420 м. Самолет совершил благополучную посадку [16]
24 августа	Франция	Боинг 747	Н. д.	367	—	—	—	—	Совершил аварийную посадку [17]
27 августа	США	Локхид L-100	7	—	—	—	7	—	Самолет пропал без вести, позднее были найдены обломки
2 сентября	Канада	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2А «Айлендер»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Самолет пропал без вести [18]
9 сентября	Бразилия	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При посадке произошел разрыв пневматика. Самолет поврежден
14 сентября	КНР	Хоукер-Сидли HS.121 «Трайидент»	Н. д.	100	—	21	—	11	При рулежке для взлета столкнулся с китайским военным самолетом, заходившим на посадку [19]
15 сентября	Гондурас	Боинг 727	4	Н. д.	—	—	—	—	При взлете неполадки в шасси. Самолет слил топливо и совершил посадку на покрытую пеной ВПП с убранной носовой стойкой шасси
22 сентября	ЮАР	Дуглас DC-3	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	В полете поврежден градом и молнией
23 сентября	Оман	Боинг 737	6	105	—	—	6	105	Взорвался при заходе на посадку. Возможен акт саботажа [20]
24 сентября	Судан	Боинг 707	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Поврежден при посадке [18]
25 сентября	Нигерия	Боинг 707F	4	—	—	—	—	—	При заходе на посадку возник пожар в кабине. Предполагается акт саботажа. Самолет значительно поврежден [20]

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
26 сентября	Австралия	Фоккер F.28 «Феллоушип»	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Вскоре после взлета открылась передняя пассажирская дверь. Самолет летал в течение 2,5 ч для выработки топлива. При посадке касание двери-трапа о ВПП вызвало появление дыма и искр. Осмотр двери и самолета не обнаружил никаких технических неисправностей [21]
28 сентября	Англия	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2A «Айлендер»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Поврежден при посадке [18]
28 сентября	КНР	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2A «Айлендер»	Н. д.	10	—	—	Н. д.	10	Упал в море в условиях плохой погоды [20]
5 октября	Саудовская Аравия	Гольфстрим Аэроспейс «Гольфстрим» III		5	—	—	—	—	После посадки внезапно начала работать ВСУ. Самолет поврежден
5 октября	Колумбия	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Данных нет
5 октября	Канада	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	92	—	—	—	—	При посадке в условиях дождя вышел за пределы ВПП
7 октября	Бразилия	Эмбаер «Бандейранте»	2	13	—	—	2	5	Разбился при заходе на посадку во время грозы [18]
8 октября	Бирма	Де Хэвилленд DHC-6 «Туин Оттер»	3	11	—	—	3	6	Разбился сразу после взлета
8 октября	Южная Корея	Боинг 707F	Н. д.	—	—	—	—	—	При посадке вышел за пределы ВПП
8 октября	Н. д.	Дуглас DC-6	7	—	—	—	7	—	Разбился при взлете
11 октября	США	Боинг 747F	6	—	—	—	—	—	При взлете сдвинулись грузовые платформы, самолет сошел с ВПП и завалился хвостовым оперением
11 октября	США	Бритиш Аэроспейс HS.748	3	6	—	—	3	6	Разбился в 40 км от аэропорта в условиях грозы [22]
16 октября	Англия	Боинг 737		135	—	—	—	—	Механическая неисправность двигателя при взлете. Самолет вернулся и совершил посадку
18 октября	ФРГ	Боинг 747F	3	—	—	—	—	—	Взлет был прерван из-за предполагаемого отказа двигателя № 2. Самолет сошел с ВПП на топкий грунт, повредив шасси
19 октября	США	Боинг 727	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Поврежден при посадке с убранной носовой стойкой шасси
25 октября	США	Макдоннелл-Дуглас DC-8	5	—	—	—	—	—	Значительно поврежден при посадке в условиях сильного дождя и ветра. Самолет вышел за пределы ВПП [23]
Октябрь	Япония	Боинг 747	Н. д.	270	—	—	—	—	В полете возник пожар в гардеробе, кабина наполнилась дымом. Пожар ликвидирован экипажем
3 ноября	Англия	Боинг 737	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке столкновение с птицей
4 ноября	Фиджи	Де Хэвилленд DHC-6 «Туин Оттер»	Н. д.	8	—	—	—	—	При рулежке сошел с ВПП. Повреждены пневматик носовой стойки шасси и воздушный винт [24]
8 ноября	Ангола	Боинг 737	5	121	—	—	5	121	Разбился в 900 м от ВПП вскоре после взлета. Вероятно, был сбит зенитным огнем
11 ноября	США	Боинг 727	7	150	—	—	—	—	В полете взорвался пневматик основной стойки шасси. Самолет совершил посадку с убраным шасси
23 ноября	Англия	Бритиш Аэроспейс BAe.146	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	Взлет был прерван из-за опасности столкновения с птицами

Дата	Страна принадлежности самолета	Самолет	Число находившихся на борту		Число раненых		Число погибших		Краткое описание авиационного происшествия
			экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	экипаж	пассажиры	
23 ноября	Канада	Де Хэвилленд ДНС-6 «Туин Оттер»	Н. д.	Н. д.	—	—	—	4	В условиях вьюги приземлился не долетев до ВПП. Носовая стойка и одна основная стойка шасси оторвались. Возник пожар
27 ноября	Колумбия	Боинг 747	20	172	—	—	20	161	Заход на посадку в ночное время осуществлялся на недопустимо малой высоте. Самолет ударился о землю
28 ноября	Нигерия	Фоккер F.28 «Феллоушип»	5	Н. д.	—	—	1	51	При заходе на посадку в условиях плохой видимости разбился, не долетев до ВПП
29 ноября	Англия	Бритиш Аэропейс HS.748	20		—	—	—	—	При посадке сошел с ВПП
7 декабря	Испания	Боинг 727	9	84	—	—	1	49	В условиях тумана самолет DC-9 вырулил на ВПП в момент разбега самолета Боинг 727 со скоростью 250 км/ч
	Испания	Макдоннелл-Дуглас DC-9	5	37	—	—	5	37	
13 декабря	Филиппины	Дуглас DC-3	4	6	4	6	—	—	Совершил вынужденную посадку из-за неисправности двигателя во время набора высоты [25]
14 декабря	Колумбия	Боинг 707	3	—	—	—	3	—	Вскоре после взлета отказал двигатель. Самолет упал на завод. На земле погибло 50 чел. [26]
17 декабря	Бразилия	Эмбраер ЕМВ-110С «Бандейранте»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	При посадке вышел за пределы ВПП и был поврежден
17 декабря	Канада	Де Хэвилленд ДНС-6 «Туин Оттер»	1	9	—	8	1	1	При посадке в условиях бокового ветра под углом 35° самолет развернулся и был поврежден [27]
18 декабря	Малайзия	Эрбас Индастри А.300-В2	247		—	—	—	—	В условиях муссонного дождя совершил посадку в 1800 м от ВПП и сгорел. Находившиеся на борту были эвакуированы [25]
18 декабря	США	Макдоннелл-Дуглас DC-10	281		—	—	—	—	При рулежке для взлета отказал и загорелся двигатель № 3
20 декабря	Япония	Боинг 747F	3	—	—	—	—	—	При посадке ночью в условиях плохой видимости столкнулся с грузовиком. Водитель грузовика получил серьезные ранения
20 декабря	Англия	Пилатус—Бриттен-Норман BN-2А «Айлендер»	Н. д.	Н. д.	Н. д.	Н. д.	—	—	Поврежден при грубой посадке
20 декабря	США	Макдоннелл-Дуглас DC-9	Н. д.	Н. д.	—	—	—	—	При посадке в условиях плохой видимости столкнулся со снегоуборочной машиной. Водитель машины погиб
23 декабря	Южная Корея	Макдоннелл-Дуглас DC-10	Н. д.	—	Н. д.	—	—	—	В условиях плохой видимости столкнулся во время разбега с легким самолетом. Оба самолета сгорели [27]

Таблица 2

Годы	1979	1980	1981	1982	1983
Общее число летных происшествий	3825	3597	3502	3216	3091
Число катастроф	638	622	654	578	548
Число погибших	1237	1252	1282	1161	1049
Частота летных происшествий на 100 000 ч	9,9	9,9	9,5	10	9,4
Частота катастроф на 100 000 ч	1,65	1,71	1,78	1,79	1,67

Таблица 3
Зависимость числа летных происшествий от режима полета (в %)

Годы	Режим полета					
	взлет	набор высоты	крейсерский полет	спуск	заход на посадку	посадка
1979—1980	13	9	6	6	33	30
1981	17	8	5	4	25	40
1982	15	7	7	5	22	44
1983	22	2	2	2	14	53

(в 1982 г. эти значения были соответственно равны 578 и 1161) [28].

В США Национальный комитет по безопасности на транспорте (NTSB) опубликовал статистические данные о летных происшествиях в АОН за последние пять лет, которые приведены в табл. 2 [29].

Анализ летных происшествий с корпоративными и административными самолетами* в США показал, что в 1983 г. более 50% всех происшествий произошло при посадке. Как заявил Р. Брилинг, вице-президент организации Симу Флайт Трейнинг Интернейшнл, это значительно превышает средний показатель в 1970—1980 гг. Основными причинами происшествий при посадке являются плохие погодные условия и недостаточный контроль за скоростью снижения. Это приводит к срыву над ВПП, затягиванию касания ВПП и выкатке за ее пределы. В отдельных случаях отказывала система реверса тяги.

В табл. 3 приводятся статистические данные о летных происшествиях с корпоративными и административными самолетами в США в зависимости от режима полета [30].

Число летных происшествий с самолетами-воздушными такси возросло до 141 (в 1982 г. было 133), однако число катастроф уменьшилось с 30 до 28, а число погибших — с 70 до 60 чел.

Английское управление гражданской авиации (CAA) сообщило, что в 1983 г. произошло 24 катастрофы с самолетами и вертолетами АОН**.

* Корпоративные самолеты (corporate) — самолеты, которые используются фирмами или другими организациями для бесплатной перевозки сотрудников или принадлежащего этим организациям имущества. Для эксплуатации этих самолетов фирмы имеют в своем штате пилотов. Административные самолеты (business, executive) — самолеты, которые используются бесплатно работниками фирм и организаций для перелетов по служебным делам. *Прим. ред.*

** В Англии к этим летательным аппаратам относятся аппараты весом менее 5700 кгс; ультралегкие аппараты в анализе происшествий не учитывались.

В 1981 г. была 21 катастрофа, а в 1982 г. — 13. В общее число катастроф входят 4 катастрофы с вертолетами и 3 — с самолетами любительской постройки. Причиной 10 катастроф были столкновения с землей и другими объектами, в 8 случаях — погодные условия, а потеря управления — в 7 случаях [29].

1. Flight International, 1984, v. 125, 28/I, N 3899, p. 286—288.
2. Interavia Air Letter, 1983, 11/I, N 10168, p. 4.
3. Aviation News, 1983, v. 11, 22/IV—5/V, N 24, p. 3.
4. Flight International, 1983, v. 123, 7/V, N 3861, p. 1201.
5. Flight International, 1983, v. 123, 23/IV, N 3859, p. 1094.
6. Aviation News, 1983, v. 11, 6—19/V, N 25, p. 3.
7. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 118, 16/V, N 20, p. 29.
8. Flight International, 1983, v. 123, 25/VI, N 3868, p. 1885.
9. Aviation News, 1983, v. 12, 1—14/VII, N 3, p. 99.
10. Aviation News, 1983, v. 12, 15—28/VII, N 4, p. 147.
11. Aviation News, 1983, v. 12, 12—25/VIII, N 6, p. 235.
12. Aviation News, 1983, v. 12, 29/VII—11/VIII, N 5, p. 195.
13. Interavia Air Letter, 1983, 27/VII, N 10306, p. 1.
14. Aviation News, 1983, v. 12, 26/VIII—8/IX, N 7, p. 238.
15. Aviation News, 1983, v. 12, 9—22/IX, N 8, p. 333.
16. Flight International, 1983, v. 124, 3/IX, N 3878, p. 606.
17. Aviation News, 1983, v. 12, 23/IX—6/X, N 9, p. 385.
18. Aviation News, 1983, v. 12, 4—17/XI, N 12, p. 507.
19. Aviation News, 1983, v. 12, 7—20/X, N 10, p. 427.
20. Aviation News, 1983, v. 12, 21/X—3/XI, N 11, p. 468.
21. Flight International, 1983, v. 124, 8/X, N 3883, p. 935.
22. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 17/X, N 16, p. 34.
23. Aviation News, 1983, v. 12, 18/XI—1/XII, N 13, p. 557.
24. Aviation News, 1983, v. 12, 2—15/XII, N 14, p. 595.
25. Interavia Air Letter, 1983, 8/XII, N 10400, p. 5.
26. Aviation News, 1984, v. 12, 13—26/I, N 17, p. 715.
27. Aviation News, 1984, v. 12, 27/I—9/II, N 18, p. 763.
28. Interavia Air Letter, 1984, 8/V, N 10499, p. 1—2.
29. Flight International, 1984, v. 125, 25/II, N 3903, p. 507.
30. Flight International, 1984, v. 125, 5/V, N 3913, p. 1203.

Референт О. Г. Комарова.
Редактор В. В. Беляев.

„ТИ“, ОПТИ ЦАГИ, 1984, № 22, 1—24.

Редакционная коллегия: Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов,
А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель).

Технический редактор **О. В. Колоколова**

Корректор **Л. Д. Морозова**

Сдано в набор 29.10.84.

Подписано в печать 06.12.84.

Формат бумаги 60×90^{1/8}.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура

Высокая печать.

Бум. л. 1,5.

Усл. печ. л. 3,0.

Уч.-изд. л. 3,72.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп

Типография ЦАГИ. Зак 2079.