

ВОЕННАЯ  ТЕХНИКА

В. Н. ШУНКОВ

САМОЛЕТЫ СПЕЦНАЗНАЧЕНИЯ

МИНСК
ХАРВЕСТ
1999

УДК 623.7(03)
ББК 68.65
Ш 96

Серия основана в 1998 году

Охраняется законом об авторском праве. Воспроизведение всей книги или любой ее части, а также реализация тиража запрещается без письменного разрешения издателя. Любые попытки нарушения закона будут преследоваться в судебном порядке.

Шунков В. Н.

Ш 96 Самолеты спецназначения. — Мн.: Харвест, 1999. — 448 с. — (Военная техника).

ISBN 985-433-481-3.

Второй том справочного издания серии «Военная техника» посвящен самолетам специального назначения (самолеты-разведчики, самолеты ДРЛО, самолеты радиоэлектронной борьбы, противолодочные самолеты, самолеты береговой охраны) и военно-транспортным самолетам, состоящим в настоящее время на вооружении различных стран мира. По каждому из 78 самолетов, представленных в настоящей книге, приводится краткое описание, фотография и схематическое изображение.

Книга предназначена для широкого круга читателей, интересующихся вопросами развития авиации.

УДК 623.7(03)
ББК 68.65

ISBN 985-433-481-3

© Оформленне.
Харвест, 1998

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	9
САМОЛЕТЫ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	13
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ	15
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «ТОРНАДО»	17
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ МИГ-25РБ	21
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ СУ-24 МР	27
МНОГОЦЕЛЕВОЙ ВЫСОТНЫЙ САМОЛЕТ М-17/ М-55 «ГЕОФИЗИКА»	31
САМОЛЕТ ДЛЯ АЭРОФОТОСЪЕМКИ АН-30	35
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ TR-1A	39
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ SR-71A	43
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ RC-135	49
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ RF-4C, B, E «ФАНТОМ»-2	55
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «МИРАЖ»-F.1CR	59
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ SH-37 И SF-37 «ВИГЕН»	63
САМОЛЕТЫ ДАЛЬНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ	67
САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ А-50	69
САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ АН-71	73
САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ Е-3А «СЕНТРИ»	77
САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ Е-2С «ХОКАЙ»	83
САМОЛЕТЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ	87
САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ EA-6B «ПРОУЛЕР»	89
САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ EF-111A «РЕЙВЕН»	93
САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ HFB-320M «ГАНЗА»	97

ПРОТИВОЛОДОЧНЫЕ САМОЛЕТЫ	101
БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ «НИМРОД»	103
ПАТРУЛЬНЫЙ ГИДРОСАМОЛЕТ SN-5	109
МНОГОЦЕЛЕВОЙ САМОЛЕТ-АМФИБИЯ А-40 «АЛЬБАТРОС»	113
БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-38	117
БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ ТУ-142	121
ПАЛУБНЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ S-3 «ВИКИНГ»	127
БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ P-3 «ОРИОН»	133
БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ BR.1150 «АТЛАНТИК»	139
БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «АТЛАНТИК»-2	143
ПАТРУЛЬНЫЙ ГИДРОСАМОЛЕТ PS-1	147
САМОЛЕТЫ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ	151
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ N22SB/SL «СЕРЧМАСТЕР»	153
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ EMB-111	157
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ F.27 «МЭРИТАЙМ»	161
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ F.50	165
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ HS.748-2B «КОУСТ ГАРДЕР»	169
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ BN-2 «ДЕФЕНДЕР»	173
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ДЖЕТСТРИМ»-31EZ	177
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ HU-25 «ГАРДИЕН»	181
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «САЙТЭЙШН»-2	185
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ГОЛЬФСТРИМ»-3	189
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ЭР СЕНТРИ»	193
САМОЛЕТЫ ОГНЕВОЙ ПОДДЕРЖКИ	197
САМОЛЕТЫ ОГНЕВОЙ ПОДДЕРЖКИ AC-130A, E, H, U «СПЕКТР»	199

ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ	203
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ СТРАТЕГИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	205
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-124 «РУСЛАН»	207
ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-225 «МРИЯ»	211
ДАЛЬНИЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-96 Т	215
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-5В «ГЭЛЕКСИ»	219
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-17А «ГЛОБМАСТЕР-III»	225
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-135 «СТРАТОЛИФТЕР»	229
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-141В «СТАРЛИФТЕР»	233
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ ОПЕРАТИВНОГО И ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ	239
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ BAЕ-146 STA	241
ЛЕГКИЙ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ IAI «АРАВА»	245
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-212 «АВИОКАР»	251
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ G-222	255
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДНС-5 «БУФФАЛО»	259
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДНС-6 «ТВИН ОТТЕР»	263
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ Y-11/12 «ПАНДА»	267
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-12	271
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-26	277
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-28	283
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-32	287
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-38	291
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-70	295
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-72	301

ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-74	305
ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ И ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ АИ-140	311
МНОГОЦЕЛЕВОЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ БЕ-32	315
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-76	319
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-76МФ	325
ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-114 Т	329
ЛЕГКИЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-23А «ШЕРПА»	333
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-130 «ГЕРКУЛЕС»	337
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-130 J «ГЕРКУЛЕС»-2	343
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-160 «ТРАНСАЛЛ»	347
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДО-28Д «СКАЙСЕРВАНТ»	351
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДО-228	355
ЛЕГКИЙ ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ И ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ L-410 «ТУРБОЛЕТ»	359
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-1	363
САМОЛЕТЫ-ЗАПРАВЩИКИ	367
САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК ИЛ-78	369
САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК КС-10 «ИКСТЕНДЕР»	373
САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК КС-135 «СТРАТОТАНКЕР»	377

ПРИЛОЖЕНИЯ НОВОЕ АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ И ОБОРУДОВАНИЕ РОССИЙСКОГО ПРОИЗВОДСТВА

381

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 АВИАЦИОННОЕ РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ	383
УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ»	385
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27АЭ	385
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27Р	387

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27РЭ	389
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27Т	390
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27ТЭ	391
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-33Э	392
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-73	393
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-77 РВВ-АЕ	395
УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ—ПОВЕРХНОСТЬ»	397
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-29А	397
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-29Т	399
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-31А	401
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-31П	403
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-35	405
НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ АВИАЦИОННЫЕ РАКЕТЫ	407
СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО РАКЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ С-8	407
НЕУПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА С-13	409
НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ С-24 И С-25	411

ПРИЛОЖЕНИЕ 2 АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ	413
ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВД-1500	415
ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ РД-600В	417
ДИЗЕЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДН-200 ДЛЯ САМОЛЕТОВ МАЛОЙ АВИАЦИИ	419
ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВ7-117	421
ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ НК-93	423

ПРИЛОЖЕНИЕ 3 БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	425
БОРТОВОЙ ИНТЕГРИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ОБОРУДОВАНИЯ	427
СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ, НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ И ВЕРТОЛЕТОМ СИНУС	429

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ СБКВ-85	431
ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НС БКВ-95	433
ЛАЗЕРНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА	435
БАЗОВАЯ БЦВМА-50 И ЕЕ МОДИФИКАЦИЯ А-50.01	437
БОРТОВЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ЭВМ СЕМЕЙСТВА Ц-101	440
НОВЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИЦЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ	443
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ ПРИЦЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ОЭПС-29	443
ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ ПРИЦЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ОЭПС-27	443
ЛАЗЕРНАЯ СТАНЦИЯ «КЛЕН-ПС»	443
ЛАЗЕРНАЯ СТАНЦИЯ «ПРИЧАЛ»	444
ОТВ-124	444

ПРЕДИСЛОВИЕ

Боевые возможности современных военно-воздушных сил в значительной мере зависят от наличия и эффективного использования таких родов авиации, как разведывательная, противолодочная (условно объединенные нами вместе с самолетами береговой охраны и самолетами РЭБ в разделе «Самолеты специального назначения») и военно-транспортная авиация. Ранее называвшиеся иногда «вспомогательными», эти самолеты по своему значению иногда сегодня стоят наравне с боевыми, так как, например, невозможно переоценить роль разведывательной авиации в условиях быстроменяющейся боевой обстановки, когда возрастает необходимость в своевременном выявлении сосредоточений и передвижений войск противника, осуществлении поиска подвижных ракетно-ударных средств и обнаружения объектов и целей для нанесения по ним ударов. При этом в ведущих авиационных странах мира наблюдается тенденция к комплексированию разведывательных самолетов со средствами поражения, то есть к созданию так называемых разведывательно-ударных комплексов. Современные противолодочные самолеты в непродолжительное время могут обследовать обширные водные пространства, обнаружить и поразить подводные лодки противника, несущие на борту ракеты с ядерными боеголовками.

Применение нескольких самолетов ДРЛО, способных обнаруживать и опознавать воздушные цели в радиусе 300—700 км. во всем диапазоне высот и управлять наведением своих самолетов на эти цели, эквивалентно многократному увеличению числа патрулирующих в воздухе самолетов-перехватчиков, а самолеты радиоэлектронной борьбы, парализующие функционирование средств ПВО противника, обеспечивают снижение расчетных потерь своих самолетов с 20 процентов до 1—2.

Первостепенное значение приобрела также военно-транспортная авиация, которая сегодня в значительной степени определяет мобильность вооруженных сил, их способность к быстрой переброске частей и соединений в целях усиления существующих группировок войск или создания новых группировок на других театрах военных действий. Это в значительной степени обусловлено тем, что современные тяжелые военно-транспортные самолеты способны перевозить практически все вооружение, которым оснащены механизированные (мотострелковые) дивизии.

Идея увеличения дальности и продолжительности полета самолетов путем дозаправки топливом в воздухе возникла почти одновременно с их созданием. В настоящее время дозаправка топливом в воздухе стала важным фактором увеличения боеспособности и боевых возможностей военно-воздушных сил. Использование современных самолетов-заправщиков позволяет сократить время перелета боевых самолетов из одного района в другой, даст возможность взять на борт больше боевого груза, увеличить радиус действия. Причем, если раньше воздушные танкеры заправляли в воздухе в основном самолеты стратегической авиации, то сегодня они взаимодействуют и с тактической авиацией.

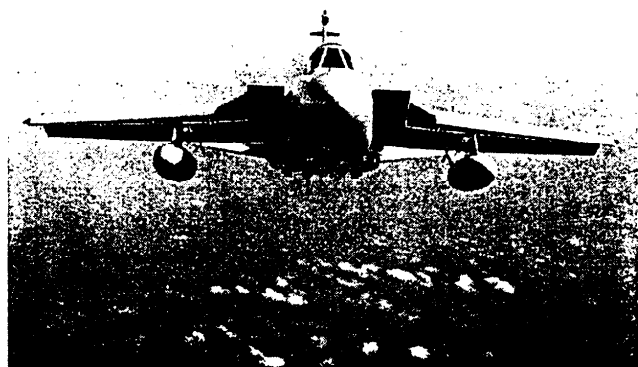
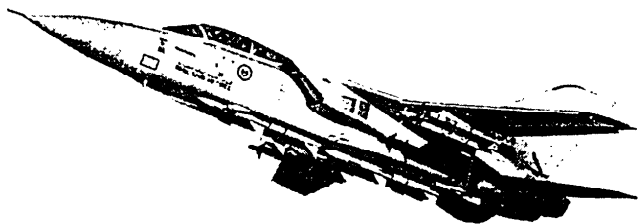
В связи с принятием в 1982 году международной Конвенции, регламентирующей права прибрежных государств в 200-мильной экономической зоне, особое значение приобрели специальные морские патрульные самолеты, являющиеся в настоящее время главным элементом сил и средств береговой охраны. От базовых патрульных самолетов, используемых в основном для борьбы с подводными лодками и надводными кораблями, они отличаются меньшим взлетным весом, упрощенным составом оборудования и меньшей стоимостью. Однако они обладают достаточно высокими тактико-техническими характеристиками и в случае необходимости могут быть привлечены к выполнению задач противолодочной обороны.

Книга состоит из двух основных частей: «Самолеты специального назначения» и «Военно-транспортные самолеты». В пределах этих частей самолеты сгруппированы по разделам в зависимости от их предназначения, а в пределах разделов описания самолетов расположены в алфавитном порядке названий стран, в которых они созданы.

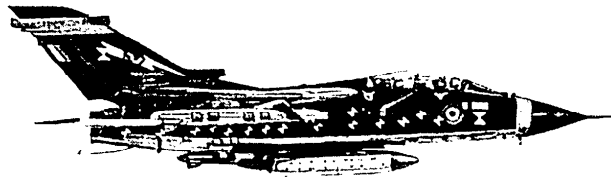
Все приведенные в справочнике сведения заимствовались из открытых источников информации за период с 1980 по 1997 год. Справочник не претендует на исчерпывающую полноту информации, все замечания и предложения по его совершенствованию будут восприняты с благодарностью.

**САМОЛЕТЫ
СПЕЦИАЛЬНОГО
НАЗНАЧЕНИЯ**

**РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ
САМОЛЕТЫ**



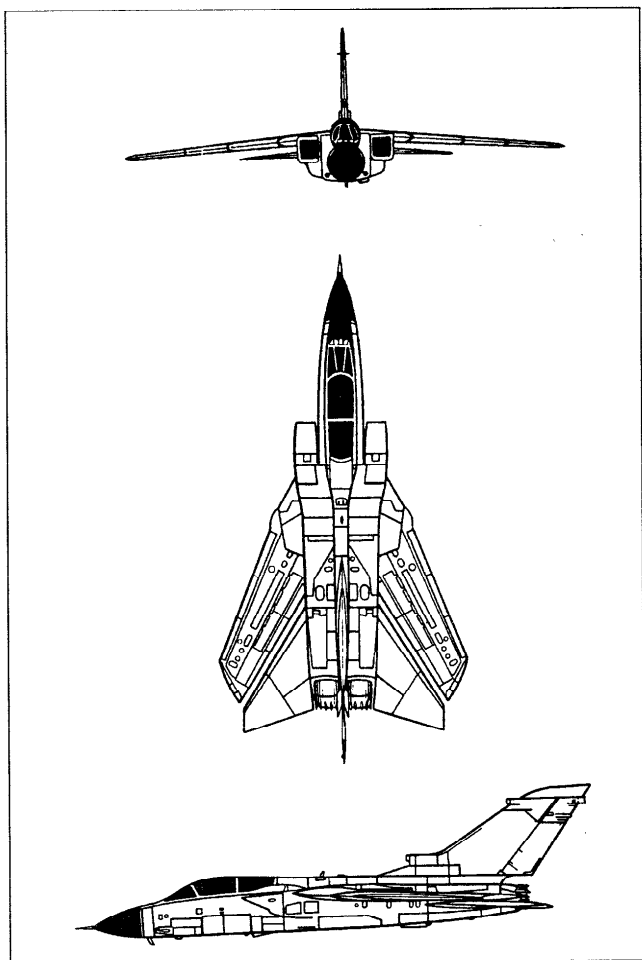
Разведчики-бомбардировщики GR Mk1 ВВС Великобритании



РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «ТОРНАДО»

В отличие от большинства тактических разведывательных самолетов, созданных на базе уже существующих истребителей или истребителей-бомбардировщиков, создание разведывательного самолета «Торнадо» предусматривалось с самого начала разработки многоцелевого боевого самолета MRCA, проводившейся во второй половине 60-х годов консорциумом «Панавиа» в составе английской фирмы «BAe», немецкой «MBB» и «Аэриталия». (В начале 70-х годов самолету MRCA присвоено официальное название «Торнадо»). Поэтому неудивительно, что по истечении сравнительно короткого срока после первого полета опытного образца боевого самолета «Торнадо» 14 августа 1974 года появились сразу два разведывательных самолета: английский разведчик-бомбардировщик «Торнадо» GR Mk.1 (1987 г.) и немецкий разведчик-бомбардировщик /самолет радиоэлектронной борьбы «Торнадо» ECR (1989 г.).

Высокие тактико-технические характеристики этих новых самолетов обусловлены прежде всего современным бортовым радиоэлектронным оборудованием, установленным как на боевых, так и на разведывательных самолетах. В состав бортового оборудования входят многорежимная РЛС, цифровая инерциальная навигационная система, центральная цифровая ЭВМ, вычислитель аэродинамических параметров, радиолокационный высотомер, лазерный дальномер,



Тактико-технические характеристики самолета «Торнадо» GR MK.1

Год принятия на вооружение	1987
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	27,3 т
Размеры:	
длина	16,72 м
высота	5,95 м
размах крыла максимальный	13,91 м
размах крыла минимальный	8,6 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2×7250 кгс
Крейсерная скорость полета	
Максимальная скорость полета на малой высоте	1480 км/час
Практический потолок	15 000 м
Дальность полета (перегоночная)	3890 км
Вооружение:	
управляемые и неуправляемые ракеты класса «воздух — воздух» и «воздух — земля», авиабомбы	
Максимальная масса боевой нагрузки	8165 кг

аппаратура систем радиолокационного опознавания ближней навигации ТАКАН, РЛС следования рельефу местности в автоматическом режиме (обеспечивается минимальная высота полета над слабопересеченной местностью 60м).

В дополнение к этому оборудованию на английском разведчике-бомбардировщике «Торнадо» GR MK.1 имеется встроенная инфракрасная аппаратура, обеспечивающая плановую и боковую съемку местности. Запись полученной от этой аппаратуры разведывательной информации осуществ-

ляется на два записывающих устройства в каждом из каналов съемки, что позволяет оператору просматривать ее на двух индикаторах без прекращения процесса ведения разведки. В состав контейнерной разведывательной аппаратуры входят два аэрофотоаппарата для съемки с малых высот полета, телевизионная камера для дневной съемки при низком уровне освещения и инфракрасная станция с линейной разверткой.

В немецком варианте разведывательного самолета, предназначенном для выполнения операций на море и противорадиолокационных функций, базовое бортовое радиоэлектронное оборудование модифицировалось. В частности, установлены центральная ЭВМ с увеличенным объемом памяти, шина передачи цифровых данных и автопилот с дополнительными режимами работы. Расположенное в носовой части фюзеляжа и в подвесном контейнере разведывательное оборудование примерно соответствует английскому варианту, однако в дополнение к нему на самолете устанавливается и контейнерная аппаратура радиоэлектронной борьбы, что существенно расширяет боевые возможности самолета. Так, для уничтожения радиолокационных станций противника, обнаруженных бортовой аппаратурой радиоэлектронной борьбы, самолет вооружается двумя управляемыми противорадиолокационными ракетами AGM-88A HARM, устанавливаемыми под фюзеляжем.

Особенностью обоих вариантов самолетов-разведчиков является то, что они, как и базовая модель, способны нести разнообразные виды оружия, поскольку все узлы внешней подвески сделаны с таким расчетом, что их можно использовать не только для установки контейнеров с разведывательной аппаратурой и систем радиоэлектронной борьбы, но и для подвески авиабомб, управляемых и неуправляемых ракет и другого оружия. В результате этого их можно применять не только для ведения воздушной разведки и радиоэлектронной борьбы, но и в качестве ударного самолета.

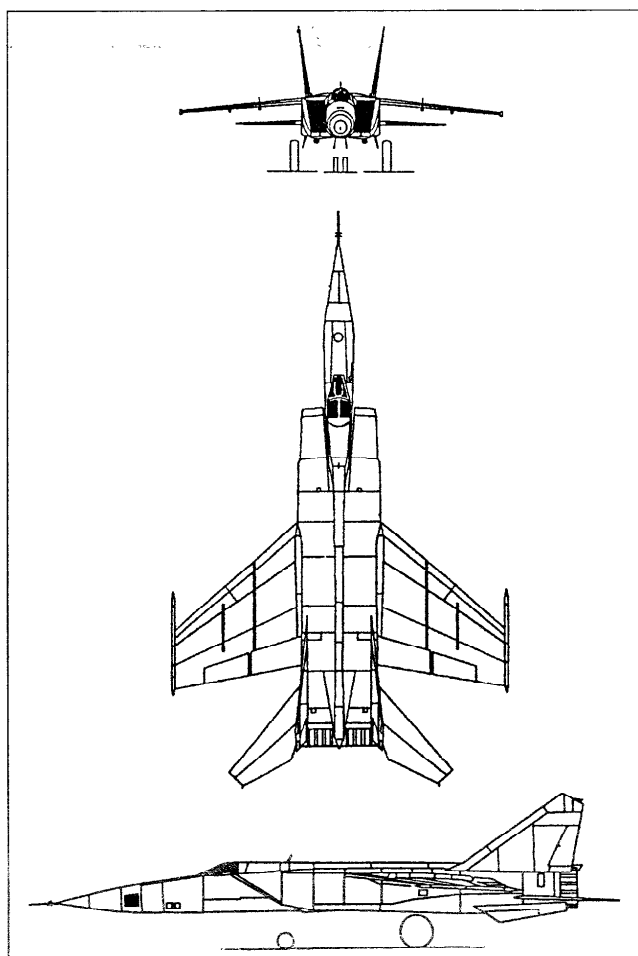


РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ МИГ-25РБ

Самолет предназначен для ведения видовой, радиолокационной и радиотехнической разведки объектов противника с большой высоты. Некоторые варианты самолета могут применяться также для нанесения бомбовых ударов (в том числе и бомбами с ядерной боевой частью) по стационарным целям.

Работа по созданию сверхзвукового высотного разведывательного самолета Е-155Р велась в ОКБ А. И. Микояна с 1959 года параллельно с созданием истребителя-перехватчика Е-155П. Опытный образец самолета-разведчика Е-155Р-1 был поднят в воздух 6 марта 1964 года, а в 1961 году на Горьковском авиазаводе было начато производство первой серийной модификации этого самолета, получившей название МиГ-25Р. В 1970 г. было начато производство второй серийной модификации МиГ-25РБ с бомбардировочным вооружением. Во всех вариантах разведчика и разведчика-бомбардировщика было выпущено более 200 машин.

Как и истребитель-перехватчик МиГ-25, самолет-разведчик МиГ-25Р выполнен по схеме двухдвигательного высокоплана с трапециевидным крылом, двухкилевым вертикальным и цельноповоротным горизонтальным оперением. При разработке самолета была реализована концепция создания унифицированного планера, на котором можно устанавливать различные комплексы разведывательной аппаратуры. Например, взаимозаменяемость комплексов фоторазведывательной аппаратуры достигается за счет установки их на

**Тактико-технические характеристики самолета МиГ-25РБ**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1972
<i>Экипаж</i>	1 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	41,2 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	21,55 м
<i>высота</i>	6,00 м
<i>размах крыла</i>	13,42 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	2×11 200 кгс
<i>Максимальная скорость полета</i>	3000 км/час
<i>Практический потолок</i>	23 000 м
<i>Дальность полета:</i>	
<i>со сверхзвуковой скоростью</i>	
<i>без подвесного топливного бака</i>	1635 км
<i>с дозвуковой скоростью</i>	
<i>без подвесного топливного бака</i>	1865 км
<i>со сверхзвуковой скоростью</i>	
<i>с одним подвесным топливным баком емкостью 5300 л</i>	2130 км
<i>с дозвуковой скоростью</i>	
<i>с одним подвесным топливным баком емкостью 5300 л</i>	2400 км
<i>Максимальная масса боевой нагрузки</i>	5000 кг

сменном люке. При создании самолета были впервые решены также следующие технические проблемы:

— полет на большие дальности на крейсерской ($M = 2,35$) скорости и скорости $M = 2,83$ с бомбардировочным вооружением на наружной подвеске;

— неуязвимость самолета от всех средств ПВО ближайшего десятилетия (1970—1980) за счет высотно-скоростных характеристик, противоракетных и противоистребительных маневров и аппаратуры РЭБ. Заложенные в конструкцию тех-

нические решения делают самолет сложной для поражения целью и в конце 90-х годов.

— внедрение системы высокоточного автоматического бомбометания по целям с известными географическими координатами на сверхзвуковой скорости с высоты полета более 20 000 м круглосуточно, в любых метеорологических условиях.

Состав бортового разведывательного и специального оборудования самолета зависит от его модификации.

В модификации МиГ-25Р при выполнении фоторазведки одним из трех сменных комплексов фоторазведывательной аппаратуры самолет мог нести, например, два ориентирных «влево-вправо» длиннофокусных аппарата с четырьмя маршрутами съемки. Кроме того, один короткофокусный фотоаппарат плановой съемки находится под кабиной пилота. После начала выпуска в 1970 году модификации разведчик-бомбардировщик МиГ-25РБ в эту модификацию были переоборудованы все ранее выпущенные самолеты МиГ-25Р. Разведчик-бомбардировщик МиГ-25РБ с четырьмя узлами подвески бомбардировочного вооружения (два под крылом и два под фюзеляжем, максимальная масса боевой нагрузки первоначально 2000 кг, затем увеличена до 5000 кг) послужил основой для создания целой серии специализированных самолетов:

МиГ-25РБК — выпускавшийся с 1972 по 1980 гг. разведчик-бомбардировщик с автоматической станцией детальной радиотехнической разведки «Куб»;

МиГ-25РБС — разведчик-бомбардировщик с РЛС бокового обзора «Сабля» (1977 г.);

МиГ-25РБВ — разведчик-бомбардировщик с новой станцией общей радиотехнической разведки «Вираз» (1978 г.);

МиГ-25РБН — самолет для ведения ночной разведки;

МиГ-25РБТ — модификация со станцией радиотехнической разведки «Тангаж», заменившей станцию «Вираз»;

МиГ-25РБШ — модификация со станцией детальной радиотехнической разведки «Шар», в эту модификацию переоборудовали часть ранее выпущенных самолетов МиГ-25РБК;

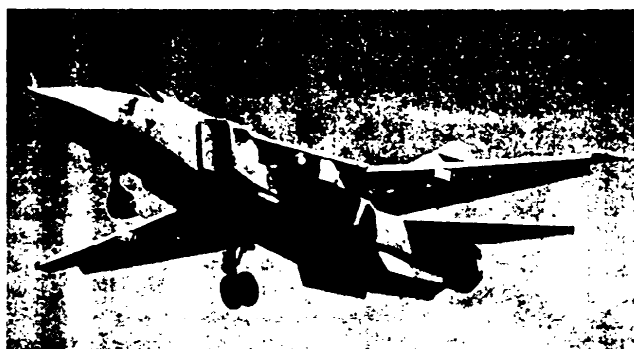
МиГ-25БМ — модификация для борьбы с РЛС противника. Вооружение составляют четыре управляемые ракеты Х-58 с дальностью пуска 400 км (1982—85 гг.);

МиГ-25Ру — учебно-боевой вариант самолета МиГ-25РБ.

Самолеты разведчики МиГ-25РБ и последующие модификации состоят на вооружении ВВС России и некоторых других стран мира. Для этих самолетов разработаны перспективные образцы управляемого оружия, бортового радиоэлектронного оборудования, средств ведения радиоэлектронной борьбы, что позволит использовать самолет с высокой эффективностью и в начале следующего века.



Стартует пара самолетов-разведчиков МиГ-25РБК



В полете самолет-разведчик Су-24 МР ВВС России



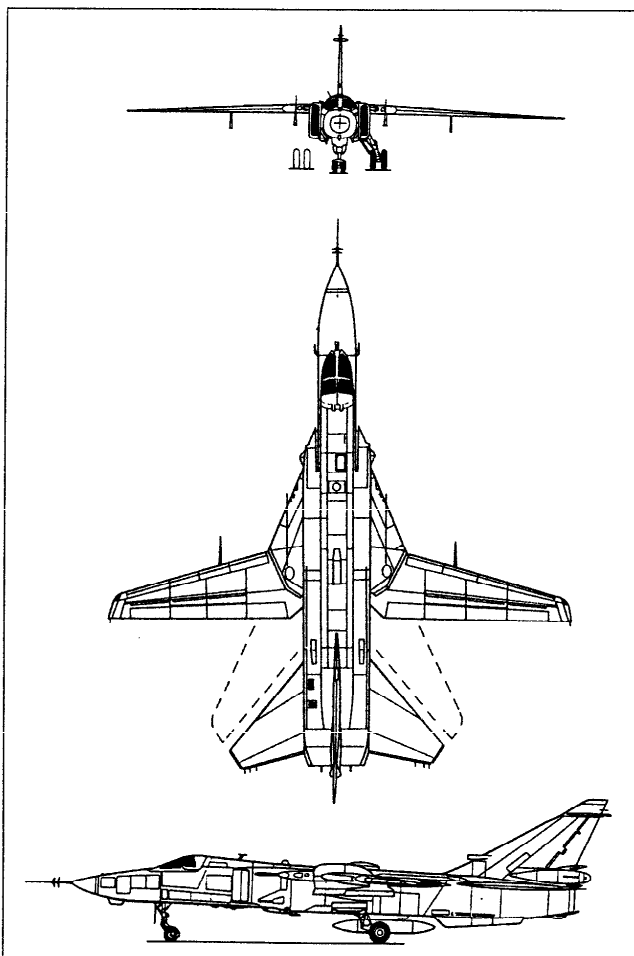
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ СУ-24 МР

Су-24МР относится к классу тактических разведывательных самолетов и предназначен для ведения всепогодной комплексной воздушной разведки днем и ночью в широком диапазоне высот и скоростей на глубине до 400 км за линией боевого соприкосновения войск.

Летные испытания самолета Т6МР, ставшего прототипом Су-24МР, начались в сентябре 1980 года, на вооружение самолет был принят в 1984 году, а зимой 1985 года первые самолеты этого типа начали поступать в строевые части.

Как и базовая машина, фронтовой бомбардировщик Су-24, самолет-разведчик Су-24МР представляет собой двухдвигательный моноплан с высокорасположенным крылом изменяемой стреловидности и трехстоечным, убираемым в полете в фюзеляж колесным шасси. В зависимости от режима полета подвижные части крыла устанавливаются в одно из четырех фиксированных положений: 16° при взлете и посадке, 36° на крейсерских дозвуковых режимах, 45° при боевом маневрировании и 69° при полете на больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

В передней части фюзеляжа полумонококовой конструкции находится двухместная кабина экипажа, оборудованная двойным управлением. Летчик и штурман располагаются в ней рядом на катапультируемых креслах К-36ДМ, допускающих аварийное покидание самолета во всем диапазоне высот и скоростей.



Тактико-технические характеристики самолета Су-24МР

Год принятия на вооружение	1984
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	39,7 т
Размеры:	
длина со штангой	24,53 м
приемника воздушного давления	6,19 м
высота	17,63 м
размах крыла максимальный	10,36 м
размах крыла минимальный	
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2х11 500 кгс
Максимальная скорость полета на высоте	2240 км/час
Практический потолок	17 100 м
Дальность полета перегоночная с двумя подвесными топливными баками емкостью по 3000 л	2850 км
Вооружение:	
управляемые ракеты класса «воздух — воздух» Р-60	2

Самолет оснащен двумя турбореактивными двигателями АЛ-21Ф-31 с тягой по 11 200 кгс. Емкость внутренних топливных баков составляет 11 700 л, возможно использование двух подвесных топливных баков емкостью по 3000 л. Кроме того, самолет оборудован системой дозаправки топливом в воздухе.

Установленный на самолете бортовой навигационный комплекс обеспечивает выход самолета в заданный район разведки в режиме автономной навигации по запрограммированному маршруту, полет на малой высоте с огибанием рельефа местности, автоматическое возвращение на свой аэродром и автоматическое или полуавтоматическое управление заходом на посадку до высоты 40—50 м.

Разведывательная аппаратура объединена в бортовой комплекс разведки БКР-1. Он включает в себя:

- РЛС бокового обзора «Штык», установленную в носовой части самолета и обеспечивающую просмотр зоны шириной 24 км с каждой стороны от линии курса при ширине непросматриваемого участка непосредственно под самолетом 8 м (разрешающая способность РЛС составляет 5—7,5 м);

- панорамный аэрофотоаппарат АП-402М, установленный в носовой части фюзеляжа снизу;

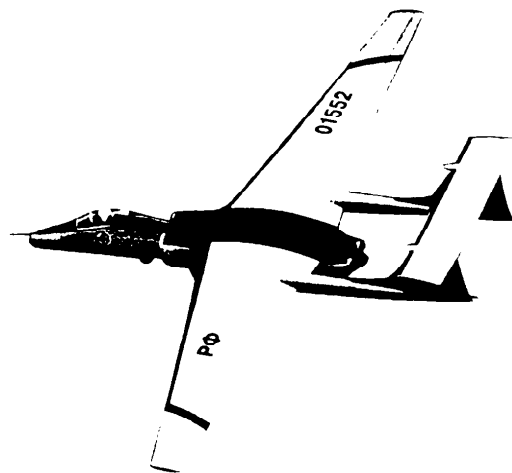
- перспективный аэрофотоаппарат А-100, установленный в нижней части фюзеляжа сразу за кабиной;

- аппаратуру инфракрасной разведки, установленную в нижней центральной части фюзеляжа.

Кроме того, на центральном подфюзеляжном узле подвешивается контейнер с лазерной аппаратурой «Шпиль»-2М, а на правом внешнем подкрыльном узле — контейнер с аппаратурой радиационной разведки «Эфир»-1М.

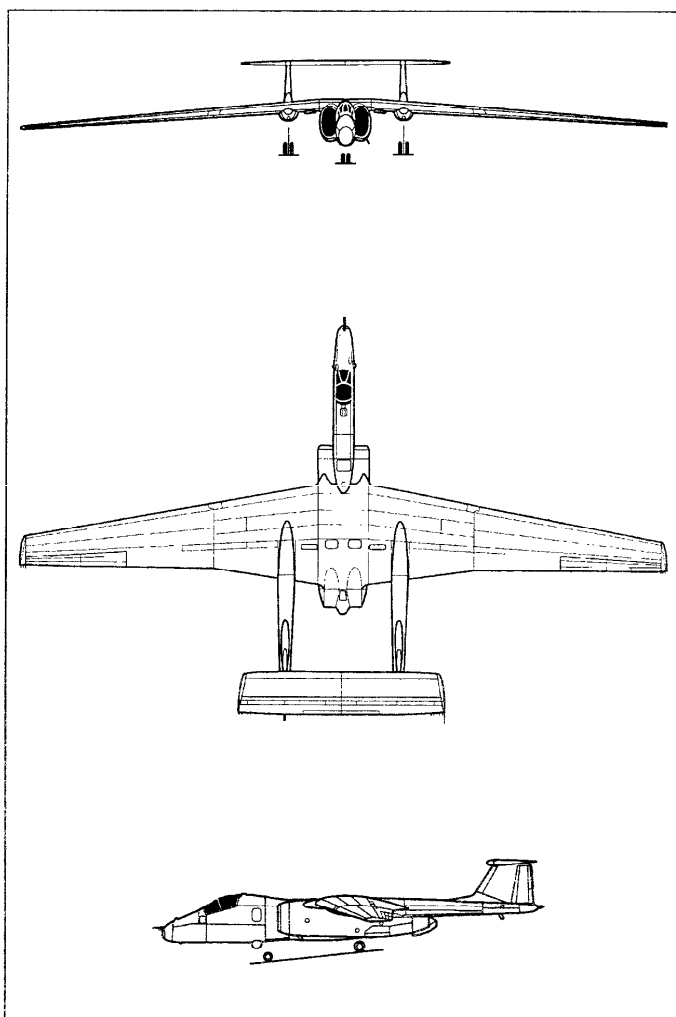
Таким образом, с помощью самолета может быть получена самая разнообразная и исчерпывающая разведывательная информация, что обеспечивает высокую вероятность обнаружения и разведывания объектов военной техники, в том числе ложных и замаскированных. Для повышения оперативности доставки разведывательных данных командованию собранная самолетом фотоинформация обрабатывается прямо на борту и может сбрасываться на землю с помощью специальных устройств. Остальная информация передается на землю по радиоканалам.

Встроенное вооружение на самолете отсутствует, но на левом внешнем подкрыльном узле устанавливаются две управляемые ракеты Р-60 класса «воздух — воздух» для защиты от истребителей противника.



МНОГОЦЕЛЕВОЙ ВЫСОТНЫЙ САМОЛЕТ М-17/ М-55 «ГЕОФИЗИКА»

Разработка самолета была начата в ОКБ В.М. Мясничева в конце 60-х годов. Создававшийся тогда высотный самолет М-17 предназначался для борьбы с оснащенными разведывательным оборудованием высотными аэростатами, запускавшимися американскими спецслужбами и залетавшими иногда на значительные расстояния в глубь территории СССР. По разным причинам постройка первых экземпляров самолетов затянулась до начала 80-х годов, первый опытный экземпляр самолета с регистрационным номером СССР-17103 поднялся в воздух лишь 26 мая 1982 г. К этому времени проблема аэростатов-разведчиков потеряла свою актуальность, и на базе М-17 было решено создать разведывательно-ударный комплекс в составе высотного



Тактико-технические характеристики самолета М-55

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>сведений нет</i>
<i>Экипаж</i>	<i>1 человек</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>24,3 т</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>22,87 м</i>
<i>высота</i>	<i>4,83 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>37,47 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	<i>2×5000 кгс</i>
<i>Крейсерная скорость полета</i>	<i>750 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>21 000 м</i>
<i>Максимальная продолжительность полета</i>	<i>6,5 часа</i>
<i>Максимальная масса полезной нагрузки</i>	<i>1500 кг</i>

самолета-разведчика, предназначенного для выявления находящихся за линией фронта наземных целей противника (радиолокационные станции, пункты управления, пусковые установки ракет), наземного пункта управления и пусковых установок ракет класса «земля — земля» и ударных самолетов для поражения выявленных самолетом целей. Созданный по этой программе самолет М-17 РМ (разведчик модифицированный) совершил свой первый полет 16 сентября 1988 года. В ОКБ В.М. Мясищева самолет имеет обозначение М-55 «Геофизика».

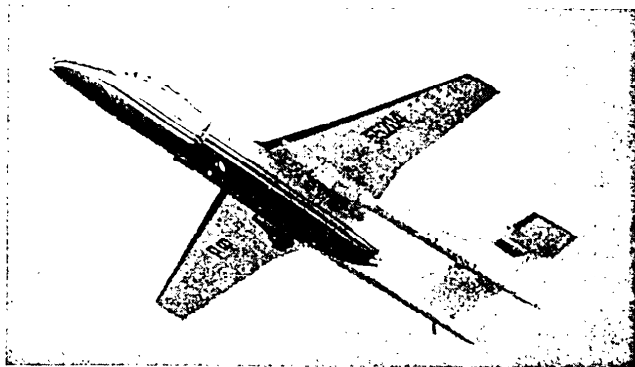
Этот самолет имеет двухбалочную конструкцию с высоко-расположенным крылом большого удлинения, набранным из сверхкритических высоконесущих профилей. В передней части короткого фюзеляжа самолета находится кабина пилота и размещена специальная разведывательная электронная аппаратура общей массой 1500 кг. Вся задняя часть фюзеляжа занята двумя мощными турбореактивными двухконтурными двигателями ПС-30В12, воздухозаборники которых

располагаются по обе стороны фюзеляжа. Благодаря высокой экономичности двигателей и большому запасу топлива самолет может длительное время (до 6,5 часа) находиться в воздухе, совершая патрульные полеты вдоль линии фронта.

В настоящее время в связи с конверсией оборонной промышленности России выпускающийся малой серией на автозаводе в Смоленске самолет М-55 «Геофизика» предлагается для использования при проведении любых видов мониторинга и исследования атмосферы на всех высотах полета до 21 км, географического картографирования, дистанционного много-спектрального зондирования земной поверхности в различных электромагнитных диапазонах с шириной захвата до 120 км.

На базе самолета М-55 создана принципиально новая система противорадарной защиты, которая в два раза эффективнее ракетно-артиллерийской. С одного пункта, оснащенного аппаратурой и средствами прогнозирования, можно осуществлять защиту от града территории в радиусе до 100 км, что составляет 3 млн га. Эта же технология может быть использована для корректировки погоды и вызывания дождей.

Имеются сведения о создании учебно-тренировочного самолета М-55У с двухместной кабиной.



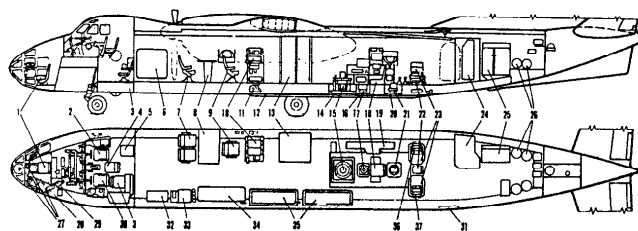
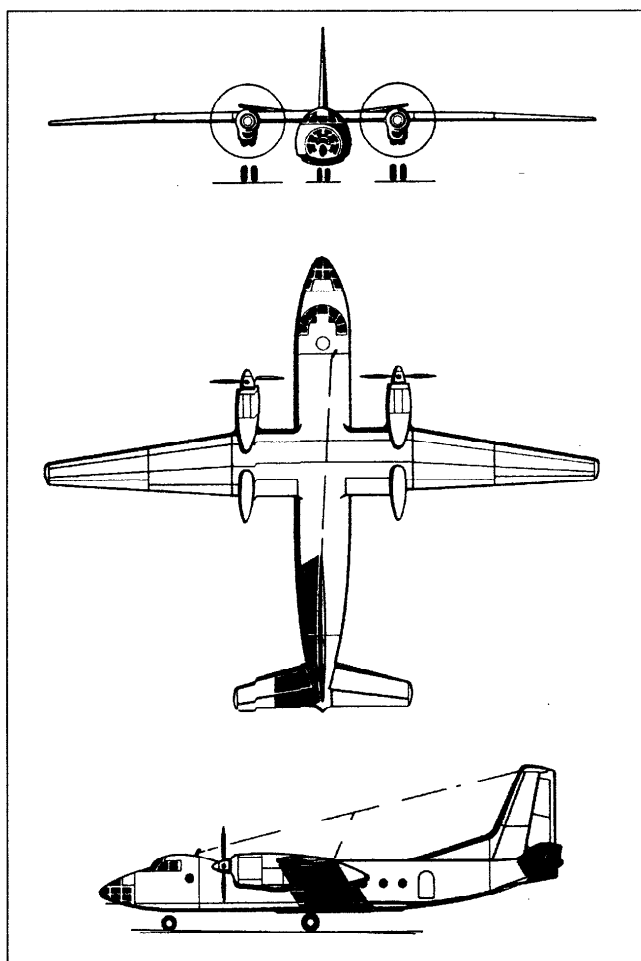
САМОЛЕТ ДЛЯ АЭРОФОТОСЪЕМКИ АН-30

Ан-30 может быть использован для решения широкого круга задач, относящихся к фотограмметрии и аэрофотосъемке, в том числе и в военных целях.

Самолет разработан в 1967 году в ОКБ Г. М. Бериева на базе пассажирского самолета Ан-24. Первый опытный образец под обозначением Ан-24ФК поднялся в воздух 21 августа 1967 года. Серийные самолеты имеют обозначение Ан-30 или Ан-30А. Оставив практически без изменений крыло, хвостовое оперение, силовую установку и шасси базового самолета, конструкторы внесли существенные изменения в конструкцию фюзеляжа. В передней его части размещена имеющая большую площадь остекления кабина штурмана, за ней располагается несколько приподнятая по сравнению с Ан-24 кабина летчиков, позади кресел которых находится рабочее место радиста. Почти вся остальная часть фюзеляжа занята кабиной для размещения специального оборудования. В полу этой кабины устроены 5 люков, которые используются следующим образом:

- над фотолюком 1 могут быть установлены 5 типов топографических аэрофотоаппаратов на жестких горизонтальных опорах или два типа аппаратов на гиросtabilизированных опорах;

- над фотолюком 2 располагается полуавтоматический электронный командоаппарат, с помощью которого выдерживается необходимый темп съемки;



- | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------|
| 1 — кресло штурмана | 20 — фотолюк №3 |
| 2 — кресло второго пилота | 21 — топографический |
| 3 — кресло радиста | аэрофотоаппарат |
| 4 — кресло бортимеханика | 22 — кресло оператора |
| 5 — дополнительное кресло | вспомогательного аэрофотоаппарата |
| 6 — грузовой люк | 23 — аэрофотоаппарат |
| 7 — место отдыха | для перспективной съемки |
| 8 — стол | 24 — туалет |
| 9 — кресло оператора | 25 — шкаф для хранения кассет |
| 10 — прецизионный | с пленкой |
| радиовысотомер | 26 — баллон с кислородом |
| 11 — привод для перемещения | 27 — три прицельных устройства |
| крышек фотолюков | 28 — пульт управления |
| 12 — крышки фотолюков 1, 2 и 3 | 29 — приборная доска штурмана |
| 13 — темная камера | 30 — кресло первого пилота |
| 14 — фотолюк №1 | 31 — входная дверь |
| 15 — топографический | 32 — навигационная вычислительная |
| аэрофотоаппарат | машина |
| 16 — фотолюк №2 | 33 — буфет |
| 17 — полуавтоматический | 34 — контейнер для подъемно- |
| электронный командоаппарат | транспортного оборудования |
| 18 — кресло оператора | 35 — спальные места |
| топографического аэрофотоаппарата | 36 — фотолюк №4 |
| 19 — шкаф для фотоаппаратуры | 37 — фотолюк №5 |

— над фотолюком 3 могут быть установлены 5 типов топографических и вспомогательных аэрофотоаппаратов. Кроме того, здесь, как и над фотолюками 4 и 5, могут быть установлены аэрофотоаппараты для фотосъемки в трех направлениях. Все аэрофотоаппараты управляются дистанци-

Тактико-технические характеристики самолета Ан-30

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>сведений нет</i>
<i>Экипаж</i>	<i>7 человек</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>22,1 т</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>24,26 м</i>
<i>высота</i>	<i>8,32 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>29,20 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяги</i>	<i>2×2820 л.с.</i>
<i>Крейсерная скорость полета</i>	<i>430—475 км/час</i>
<i>Максимальная скорость полета</i>	<i>540 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>8300 м</i>
<i>Дальность полета перегонная</i>	<i>2880 км</i>
<i>Максимальная продолжительность полета</i>	<i>5,3 часа</i>
<i>Вооружение</i>	<i>нет</i>

онно командоаппаратами. Установленный на Ан-30 комплекс навигационной и фотографической аппаратуры позволяет составлять высококачественные топографические карты в масштабе от 1:10 000 до 1: 150 000.

Так как для аэрофотосъемки дальность полета имеет особое значение, в центроплане установлены 6 дополнительных мягких топливных баков общей емкостью 1600 кг топлива, что позволило увеличить практическую дальность полета на высоте 6000 м при скорости 440 км/час до 2880 км.

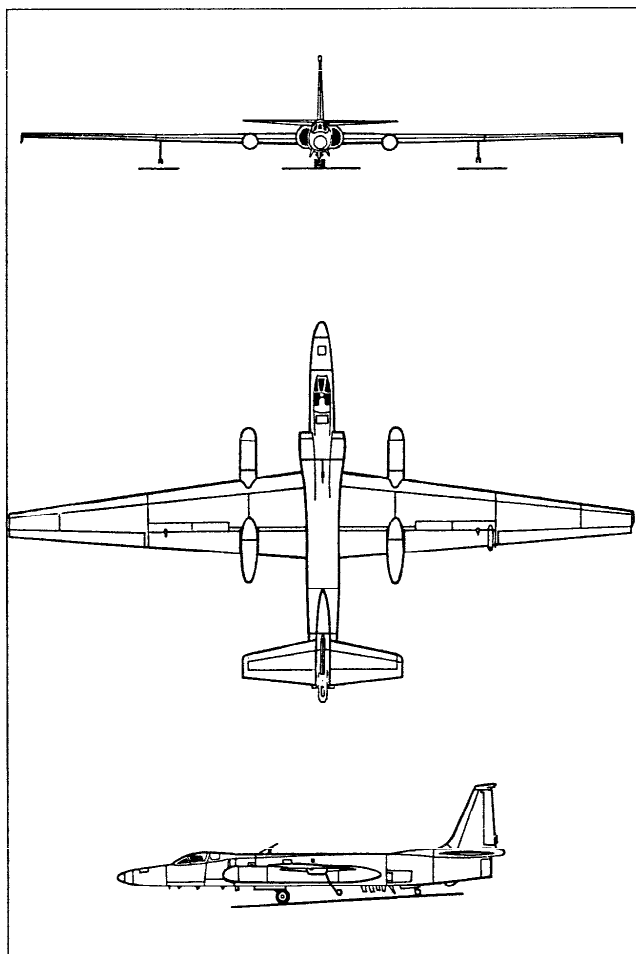
В случае необходимости специальное оборудование может быть демонтировано и Ан-30 может использоваться как обычный транспортный самолет.

**РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ TR-1A**

Длительный и в целом положительный опыт использования разведывательных самолетов U-2 послужил стимулом для создания на его базе так называемого тактического разведывательного самолета TR-1A. Основным назначением этого самолета является обеспечение непрерывного наблюдения за районами боевых действий днем и ночью в любых погодных условиях, совершая полет в зоне вне досягаемости наземных активных средств ПВО противника, и передача полученной информации в масштабе времени, близком к реальному.

Серийное производство TR-1A было начато в 1981 году. Он представляет собой моноплан со среднерасположенным крылом большого удлинения. Экипаж самолета состоит из одного человека. Герметизированная кабина с катапультируемым сиденьем летчика находится в передней части фюзеляжа. В кабине самолета отсутствует наддув, поэтому длительное время (около 12 часов) летчик должен находиться в высотном костюме, для защиты пилота от длительного ультрафиолетового облучения кабина имеет специальное остекление. Самолет имеет шасси велосипедного типа, которое состоит из подфюзеляжной стойки и хвостового рулевого колеса. Для руления и взлета используются две сбрасываемые подкрыльевые колесные стойки.

Силовая установка самолета состоит из одного турбореактивного двигателя J75-P-13B с тягой 7710 кгс. Запас топлива во внутренних баках составляет 4450 л. Кроме того, име-

**Тактико-технические характеристики**

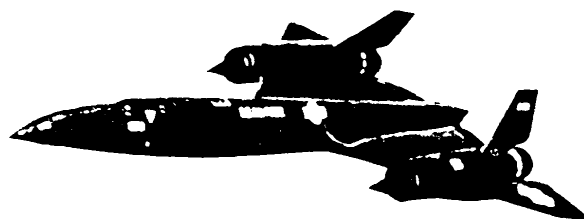
<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>1981</i>
<i>Экипаж</i>	<i>1 человек</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>18 200 кг</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>19,2 м</i>
<i>высота</i>	<i>4,88 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>31,4 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × тяга</i>	<i>1 × 7710 кгс</i>
<i>Максимальная крейсерская скорость полета</i>	<i>690 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>27 430 м</i>
<i>Максимальная дальность полета на высоте 21 600 м</i>	<i>4800 км</i>
<i>Вооружение</i>	<i>нет</i>

ся два несбрасываемых топливных бака емкостью по 400 л. Таким образом, общий запас топлива составляет 5250 л, что достаточно для полета длительностью около 12 часов.

Основное разведывательное и радионавигационное оборудование общим весом около 2 т размещается в сменной носовой части фюзеляжа и двух крыльевых контейнерах длиной 8,2 м и объемом 2,55 м³ каждый. В состав разведывательного оборудования входят РЛС бокового обзора с синтезированной апертурой, обеспечивающая просмотр местности на дальности порядка 55 км, а также другая инфракрасная и электронная разведывательная аппаратура.

Для ВВС США заказано 35 таких самолетов, включая два учебно-тренировочных двухместных TR-1B. Десять самолетов TR-1A предназначены для использования в составе разведывательно-ударного комплекса PLSS для точного определения месторасположения работающих РЛС противника и наведения на них средств поражения.

Планами модернизации самолетов-разведчиков TR-1 предусматривается установка вместо штатного двигателя J75-P-13B фирмы «Пратт энд Уитни» нового двухконтурного турбореактивного двигателя F101-GE-F29 фирмы «Дженерал электрик», представляющего собой бесфорсажный вариант двигателя F101-GE-102, используемого на стратегическом бомбардировщике В-1В. Общесуммарное увеличение взлетной массы самолетов вследствие использования новых двигателей обеспечивает увеличение высоты ведения разведки в среднем почти на 1500 м и в значительной степени предотвращает ухудшение их летных характеристик из-за оснащения контейнерами с аппаратурой радио- и радиотехнической разведки на внешней подвеске.



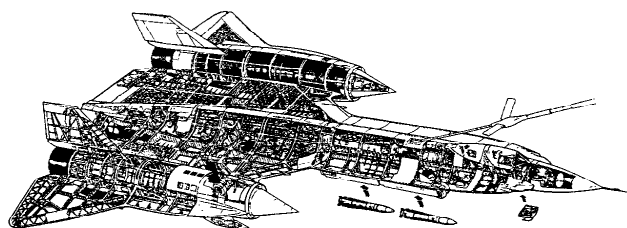
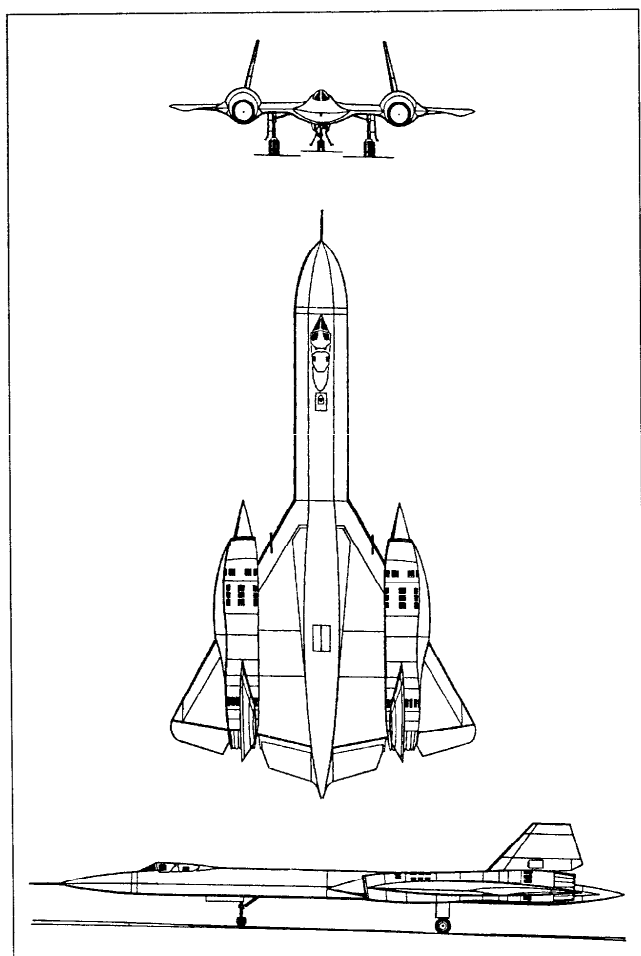
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ SR-71A

Этот самолет и сегодня отличается своим «космическим» дизайном, хотя разработка его прототипа была начата фирмой «Локхид» в середине пятидесятых годов в рамках программы по созданию дальнего всепогодного истребителя-перехватчика. В начале шестидесятых годов программа была аннулирована, а построенные самолеты использовались в качестве экспериментальных для изучения особенностей аэродинамики полета самолета при скорости $M > 3$.

На основании анализа данных, полученных в результате полетов этих самолетов и на базе их конструкции был создан стратегический самолет-разведчик SR-71A.

Самолет SR-71A является цельнометаллическим монопланом со среднерасположенным крылом. Стреловидность тонкого треугольного крыла по передней кромке составляет 60° . Фюзеляж, крыло и другие основные элементы самолета имеют сложную в плане и по модульным сечениям форму, которая позволила достигнуть высоких аэродинамических характеристик самолета на различных режимах полета.

Самолет выполнен по двухкилевой схеме. Кили установлены на концах гондол двигателей и наклонены на 15° от вертикали к центру самолета. В зависимости от режима полета летчик имеет возможность разворачивать их синхрон-

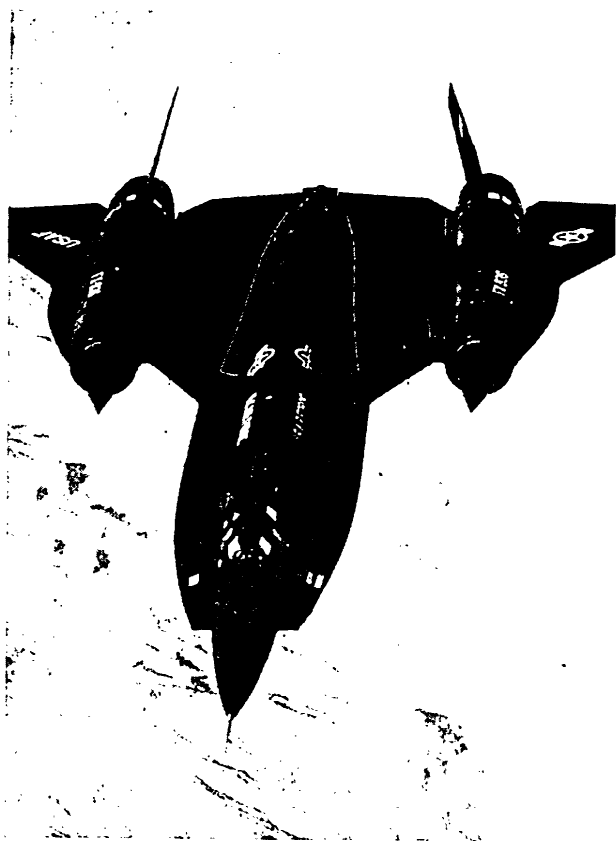


Тактико-технические характеристики

Год принятия на вооружение	1965
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	77 100 кг
Размеры:	
длина	32,74 м
высота	5,64 м
размах крыла	16,95 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2×10 340 кг
Максимальная скорость полета:	
на высоте 24000 м	3220 км/час
на высоте 9000 м	2125 км/час
Практический потолок	24 500 м
Дальность полета без дозаправки в воздухе на высоте 24000 м	4800 км
Радиус действия	1930 км
Вооружение	нет

но или асинхронно. При создании самолета конструкторы учитывали то обстоятельство, что при полете на больших скоростях средний аэродинамический нагрев обшивки самолета составляет 260° С, а некоторые поверхности нагре-

ваются до 430°C . Поэтому болсс 90 процентов дсталсй фюзеляжа, крыла и килей выполнена из специального титанового сплава В-120.



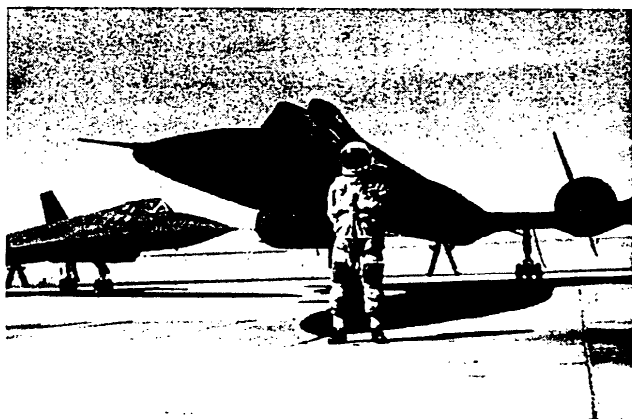
Силовая установка самолета состоит из двух турбореактивных двухконтурных двигателей J58 фирмы «Пратт энд Уитни». Максимальная тяга двигателя при форсаже 15 000 кгс без форсажа — 10 340 кгс. Топливные баки расположены в верхней части фюзеляжа и в консолях крыла. Топливо используется для охлаждения обшивки, так что к двигателям оно подается подогретым до 320°C . Максимальный запас топлива составляет 36300 кг. Для увеличения дальности полета самолет оборудован системой дозаправки топливом в воздухе.

Экипаж самолета состоит из двух человек, которые размещаются в двух кабинах в носовой части фюзеляжа самолета. Летчик размещается в передней кабине, а оператор разведывательной аппаратуры — в задней. Оператор, кроме работы с разведывательной аппаратурой, выполняет также функции штурмана и бортового инженера, а в случае необходимости может пилотировать самолет. Кабины оборудованы катапультируемыми сиденьями, являющимися частью системы спасения, которая в состоянии обеспечить безопасное катапультирование с высоты до 30 км при скорости полета $M = 3$.

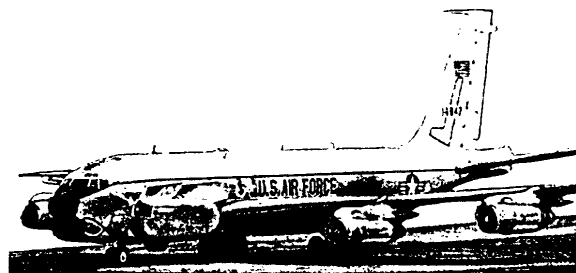
Для выполнения разведывательных задач самолет оснащен совершенным радиоэлектронным оборудованием, значительная часть которого была разработана специально для него. На нем, в частности, установлены: автоматическая автономная астроинерциальная навигационная система, позволяющая вести наблюдение за звездами и по ним вычислять месторасположение самолета даже в дневное время; вычислитель воздушных данных и бортовая ЭВМ, обеспечивающая высокую точность полета по заданному маршруту.

Разведывательное оборудование состоит из аэрофотоаппаратов, радиолокационной станции бокового обзора и аппаратуры, работающей в инфракрасном диапазоне. Отмечается, что с высоты 24 000 м за один час полета бортовая аппаратура позволяет провести разведку территории площадью 155 тыс. км².

Кроме боевого самолета, разработана также учебно-тренировочная модификация SR-71B.



Пилот в высотном костюме на фоне учебного самолета SR-71B.
Слева виден боевой самолет SR-71A



Самолет-разведчик RC-135 U

РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ RC-135

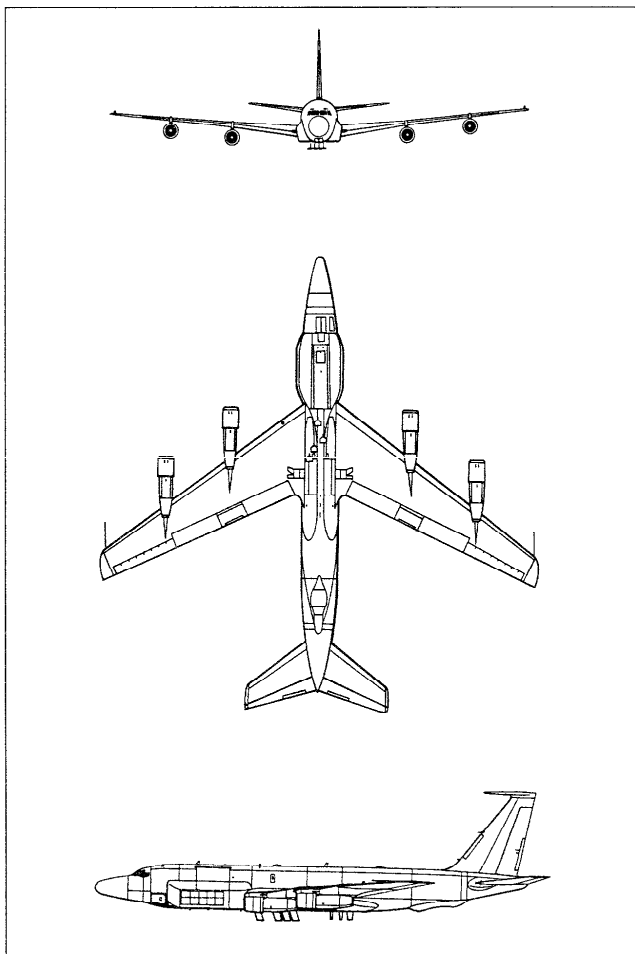
Разведывательный самолет RC-135 и его модификации относятся к основным средствам радиоэлектронной разведки ВВС США. Он создан на базе самолета-заправщика / транспортного самолета C-135 и выпускается в следующих модификациях:

RC-135A (фирменное обозначение «Боинг» 739-700) — первая серийная модификация самолета для ведения радиоэлектронной разведки и аэрофотосъемок;

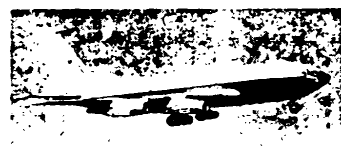
RC-135B, D, E, M, R — разведывательные самолеты с различной бортовой радиоэлектронной и аэрофотографической аппаратурой;

RC-135U — широко используемая в настоящее время модификация самолета-разведчика с новой бортовой радиоэлектронной аппаратурой, антенны которой установлены под носовым обтекателем, обтекателем задней части фюзеляжа и плоскоовальным обтекателем в нижней части фюзеляжа между передней и основными стойками шасси. Антенны установленной на самолете РЛС бокового обзора находятся по обеим сторонам фюзеляжа;

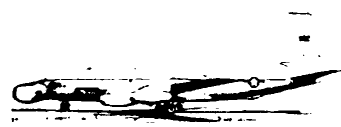
RC-135S «Кобра Болл» — самолет для разведки испытания баллистических ракет при помощи бортовых оптических приборов наблюдения и радиоперехвата сигналов телестрии;



Самолет-разведчик погоды WC-135B



Самолет VC-135 (VTP)



*Самолет связи и слежения
за космическими объектами EC-135N*



Исследовательский самолет NKC-135A

Тактико-технические характеристики

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>в зависимости от модификации</i>
<i>Летный экипаж</i>	4 человека
<i>Экипаж, обслуживающий бортовое радиоэлектронное оборудование</i>	25—30 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	125—146,3 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	41,0—44,2 м
<i>высота</i>	11,6 м
<i>размах крыла</i>	39,8 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	4×6100—8160 кгс (в зависимости от модификации)
<i>Крейсерная скорость полета</i>	850—890 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	970 км/час
<i>Практический потолок</i>	11 500—12 800 м
<i>Дальность полета с аппаратурой массой 24 500 кг</i>	7500 км
<i>Вооружение</i>	нет

RC-135V «Комбат Сент» — самолет для сбора данных об иностранных радиоэлектронных средствах, необходимых для разработки аппаратуры постановки помех;

RC-135V/W «Ривет Джойнт» — самолет со специальной радиоэлектронной аппаратурой для борьбы с авиацией и ПВО противника.

Разведывательный самолет RC-135V/W находится на вооружении ВВС США с конца 70-х годов и используется для борьбы с авиацией и ПВО противника. На самолете установлены комплексы разведывательной аппаратуры типа 55 000 и автоматизированной обработки данных типа 85 000.

В состав первого комплекса входят системы автоматической радиотехнической разведки РЛС противника, уточняющей разведки этих РЛС и система многоканальной раз-

ведки в УКВ диапазоне. Комплект аппаратуры обработки данных включает в себя 13 процессоров и семь автоматизированных рабочих мест операторов. Для обработки данных используется программное обеспечение, разработанное фирмами «Е-системз» и «Хьюлетт-Паккард».

Бортовая аппаратура самолета позволяет решать следующие задачи:

- вскрытие и непрерывное отслеживание радиоэлектронной обстановки на театре военных действий с определением дислокации РЛС системы ПВО противника и ее пунктов управления;

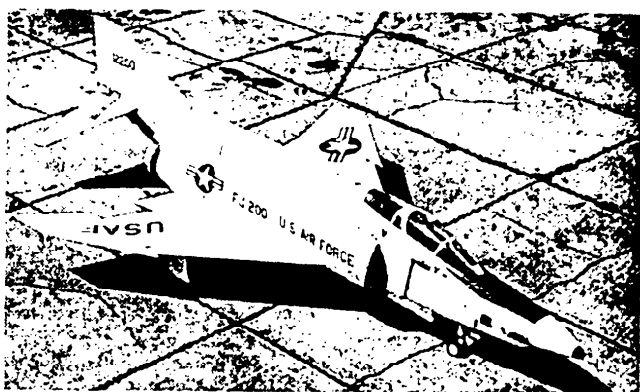
- оповещение самолетов американской авиации о непосредственной угрозе со стороны зенитно-ракетных комплексов противника;

- целеуказание батареям зенитно-ракетных комплексов «Пэтриот» по местоположению и типам самолетов противника;

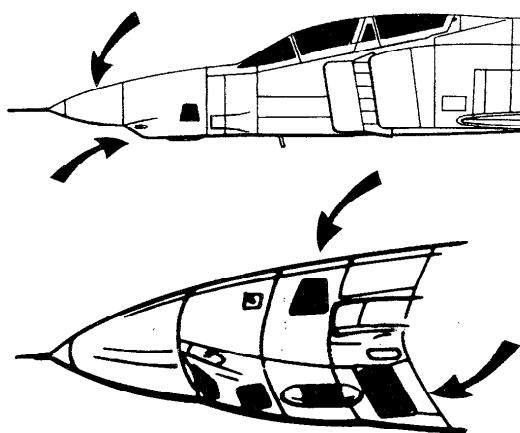
- координация действий самолетов радиоэлектронной борьбы и истребителей-бомбардировщиков.

Самолет RC-135V/W ведет разведку на дальности 60—350 км, погрешность в определении координат целей на больших дальностях составляет около 2 км, время доведения данных от 0,5 до 2 мин. За 1 час до начала воздушной операции самолет способен вскрыть около 70 проц. средств ПВО противника, имеющих на театре военных действий. В настоящее время в составе ВВС США имеется 16 таких самолетов.





Самолет-разведчик RF-4C



Размещение разведывательной аппаратуры на самолете RF-4C



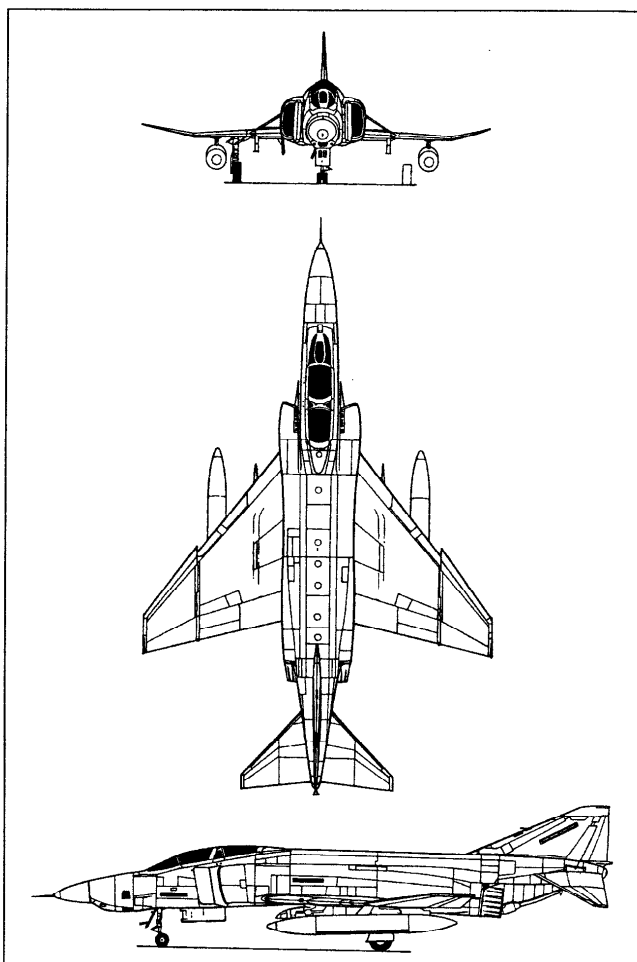
РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ RF-4C, B, E «ФАНТОМ»-2

Самолеты являются средством тактической воздушной разведки ВВС и морской пехоты США, а также некоторых других стран мира. Они предназначаются для ведения воздушной разведки днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях, для доразведки целей, целеуказания и фиксирования результатов нанесения воздушных ударов.

Разведывательный самолет RF-4C создан на базе тактического истребителя F-4C «Фантом»-2 и выпускался серийно до 1972 года. Всего изготовлено около 500 машин этого типа. Разведывательная аппаратура самолета объединена в следующие три системы, управляемые и контролируемые штурманом-оператором:

— РЛС бокового обзора AN/APD-10, которая позволяет вести воздушную разведку объектов на удалении до 8 км при высоте полета 750 м и до 80 км при высоте полета 15000 м. Станция может выделять на фоне местности слабоконтрастные движущиеся цели. Получаемое изображение фотографируется с экрана индикатора РЛС на фотопленку, которая обрабатывается после посадки самолета. Для сокращения времени доставки разведанных на наземные центры управления видеоинформацию и закодированные параметры съемки можно передавать по радиоканалам.

— инфракрасная станция с линейным сканированием AN/AAD-5, предназначенная для фотографирования мес-



Тактико-технические характеристики самолета RF-4E

Год принятия на вооружение	1967
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	26,3 т
Размеры:	
длина	19,8 м
высота	5,01 м
размах крыла	11,70 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 8120 кгс
Крейсерная скорость полета на высоте 12200 м	925 км/час
Максимальная скорость полета на высоте 11000 м	2350 км/час
Практический потолок	19700 м
Дальность полета перегоночная	3700 км
Вооружение:	
авиабомбы, управляемые ракеты и другое подвесное оружие общей массой 7000 кг	

тности в инфракрасном спектре электромагнитных излучений. Основным достоинством инфракрасной аппаратуры является возможность ведения разведки целей днем и ночью в условиях плохой визуальной видимости (дымка, слабая облачность, неплотный туман, дымовые завесы);

— система аэрофотооборудования, в состав которой входят панорамные аэрофотоаппараты КА-55 для дневной съемки с больших высот, аппараты КА-56 для съемки с малых высот, аппараты KS-87 для дневной и ночной съемки и длиннофокусный аппарат KS-127A.

Часть самолетов RF-4C оснащена также автоматической станцией радиотехнической разведки, способной обнаружи-

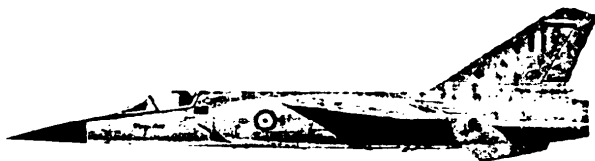
вать и определять местоположение радиолокационных средств ПВО противника. Кроме того, на самолетах RF-4C могут устанавливаться: разведывательный приемник AN/ALR-17, обнаружительный приемник AN/APR-25, станция постановки активных помех AN/ALQ-101, которые позволяют использовать самолет в целях радиоэлектронной борьбы.

Помимо модификации самолета-разведчика RF-4C, выпускались также модификации RF-4B и RF-4E. 46 самолетов RF-4B было построено для авиации корпуса морской пехоты США. Кроме изменений в конструкции самолета, обусловленных спецификой их эксплуатации на авианосцах, эти самолеты отличаются от RF-4C новой РЛС бокового обзора AN/APD-10 с максимальной дальностью обнаружения целей 90 км и новой инфракрасной станцией AN/AAD-5.

Выпущенные в 1967—1979 годах 140 машин типа RF-4E поставлялись в основном на экспорт в ФРГ, Грецию, Турцию, Израиль, Иран и Японию. Они отличались от RF-4C составом разведывательного оборудования, более мощными двигателями и некоторыми конструктивными изменениями.

На самолетах установлены: модифицированная РЛС бокового обзора AN/APQ-102, инфракрасная аппаратура AN-ALS-18 и четыре аэрофотоаппарата (аппарат KS-87B для перспективного воздушного фотографирования местности по курсу полета самолета-разведчика, КА-56Е для планово-перспективного маршрутного фотографирования местности и 2 аппарата KS-87B для планового маршрутного фотографирования местности со средних и больших высот).

На самолетах могут быть подвешены контейнеры с дополнительным разведывательным оборудованием, включая аппаратуру радиоэлектронной разведки.

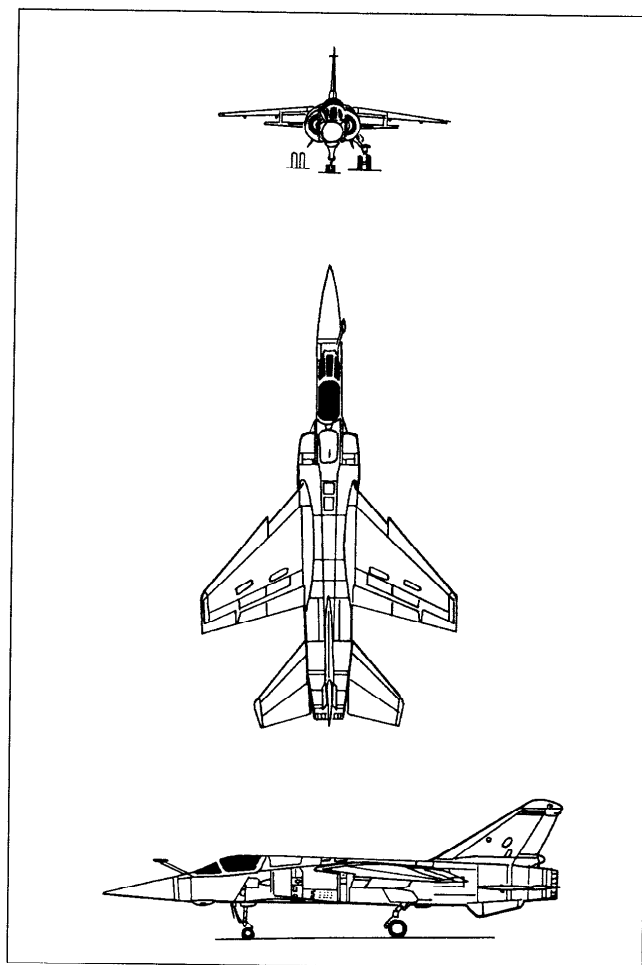


РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «МИРАЖ»-F.1CR

«Мираж»-F.1CR является наиболее современным французским тактическим разведывательным самолетом, бортовая аппаратура которого почти полностью является цифровой. Самолет способен выполнять разведывательные задачи днем и ночью, в сложных метеорологических условиях. В разведывательных авиационных эскадрильях ВВС Франции он заменяет самолеты-разведчики типа «Мираж»-3R и 3RD.

Самолет создан на базе истребителя-перехватчика «Мираж»-F.1C в конце 70-х годов. Первый полет опытного образца состоялся 20 ноября 1981 года, поставки серийных машин в войсковые части начались в 1983 году. Всего для ВВС Франции заказано 72 самолета.

Самолет оснащен навигационным разведывательным комплексом SNAR с бортовой цифровой вычислительной машиной 182 фирмы «Дассо электроник» и инерциальной навигационной системой SAGEM «Улисс»-47. Система соединена цифровой шиной данных «Дижибус». Разведывательное оборудование размещается на самолете как в фюзеляже, так и в подвесных разведывательных контейнерах. В фюзеляже установлены аэрофотоаппараты OMERA-33 со сменными объективами с фокусным расстоянием от 44 до 600 мм и форматом кадра 114×114 мм и OMERA-40 с форматом кадра 57×250 мм, а также инфракрасная станция SCM 2400 «Супер циклоп». Инфракрасное изображение станции записывается на видеоленту и может передаваться непосредственно



Тактико-технические характеристики самолета «Мираж»-F.1CR

Год принятия на вооружение	1983
Экипаж	1 человек
Максимальная взлетная масса	16,2 т
Размеры:	
длина	15,30 м
высота	4,50 м
размах крыла	8,40 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	1×7300 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 9 000 м	885 км/час
Максимальная скорость полета на высоте 12 000 м	2335 км/час
Практический потолок	18 500—20 000 м
Дальность полета перегоночная	3300 км
Вооружение:	
пушка (боезапас 125 патронов)	1×30 мм
Вместе с контейнерами с разведывательной аппаратурой может подвешиваться вооружение общей массой до 4000 кг.	

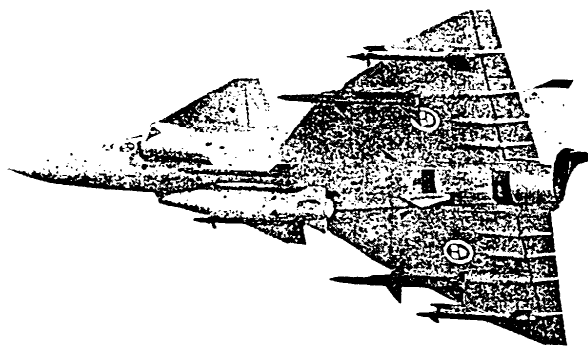
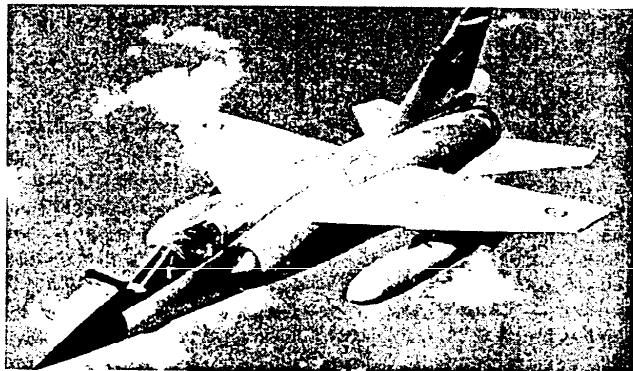
на наземную станцию по микроволновой линии связи с предварительной обработкой на борту самолета.

В подвесных контейнерах размещается длиннофокусный аэрофотоаппарат, РЛС бокового обзора Томсон-CSF «Рафаэль» ТН (дальность действия около 100 км, разрешающая способность 3 м на расстоянии 50 км и 6 м на расстоянии 100 км, обеспечивается возможность передачи радиолокационного изображения в реальном масштабе времени по микроволновой линии связи на наземную станцию), аппаратура радиотехнической разведки Томсон-CSF «Астак» для

обнаружения и классификации поисковых РЛС противника, электронно-оптическая аппаратура и осветительные устройства для ночной аэрофотосъемки.

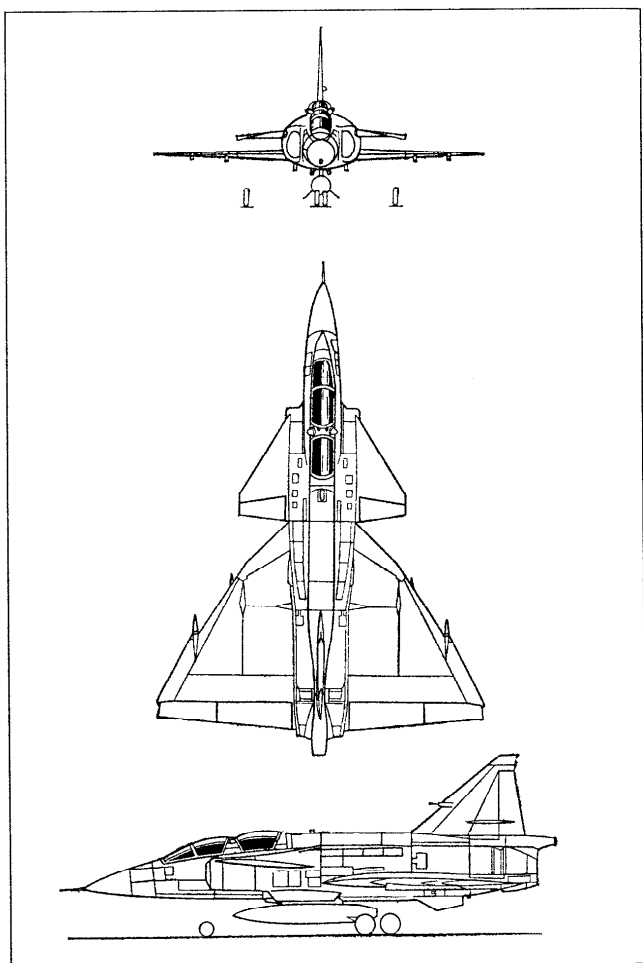
Для быстрой обработки полученной с самолета разведывательной информации во французских войсках используются наземные мобильные станции, разработанные фирмой «Матра».

Как и у базового самолета, силовая установка самолета-разведчика «Мираж»-F.1CR состоит из одного турбореактивного двигателя «Атар»-9K50 с тягой на форсаже 7200 кгс, обеспечивающего достижение высоких летных характеристик. Благодаря применению системы дозаправки топливом в воздухе повышается продолжительность, дальность и автономность ведения самолетом разведки, а заправка топливных баков под давлением (на процесс заправки затрачивается около 6 минут) и компактное расположение аппаратуры сокращают время подготовки к повторному вылету до 15 минут. Благодаря мощной механизации крыла и использованию в шасси пневматиков низкого давления самолет может использоваться с передовых полевых аэродромов.



РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ SH-37 И SF-37 «ВИГГЕН»

На базе удачной конструкции созданного фирмой «SAAB» в 60-х годах тактического истребителя AJ-37 «Вигген» было разработано целое семейство учебных и боевых самолетов: истребитель-перехватчик JA-37, учебно-тренировочный самолет SK-37, разведывательные самолеты SF-37 и SH-37. Все эти самолеты имеют примерно одинаковое основное бортовое радиоэлектронное оборудование, состав которого в каждом конкретном случае несколько изменен в соответствии с назначением самолета. В состав бортового электронного оборудования входят: РЛС поиска и прицеливания, система автоматического управления полетом, навигационная система, индикатор вертикальной обстановки с отображением информации на лобовом стекле кабины летчика, радиовысотомер, система предупреждения об облучении самолета сигналами РЛС. С помощью бортовой цифровой ЭВМ главные электронные системы объединены в единый комплекс. Эта ЭВМ позволяет решать различные задачи, в том



Тактико-технические характеристики самолета SH-37

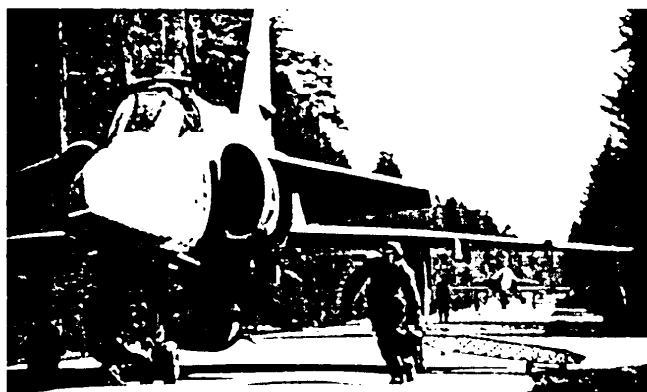
Год принятия на вооружение	1973
Экипаж	1 человек
Максимальная взлетная масса	20,5 т
Размеры:	
длина	16,40 м
высота	5,80 м
размах крыла	10,60 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	1х11 790 кгс
Максимальная скорость полета:	
на высоте 11000 м	2360 км/час
на малой высоте	1450 км/час
Практический потолок	18 000 м
Дальность полета перегоночная	3000 км
Вооружение:	
управляемые ракеты	
AIM-9B (Rb.24) «Сайдвиндер»	2

числе: автоматическое вычисление текущих координат самолета, а также определение направления и расстояния до цели, контроль наличия топлива и расчет располагаемой дальности полета, подготовка и выдача навигационных данных по заранее заданной программе или по желанию летчика, определение расчетных данных для захода на посадку, автоматическая проверка работоспособности бортового радиоэлектронного оборудования.

Совершивший свой первый полет в мае 1973 года разведывательный самолет SH-37 предназначен для ведения разведки под водной поверхностью. Он оснащен модифицированной бортовой РЛС, способной обнаруживать морские цели и снабженной фотоаппаратом для получения изображений с экрана индикатора. Кроме того, он оборудован средствами радиотехнической разведки и другой регистрирую-

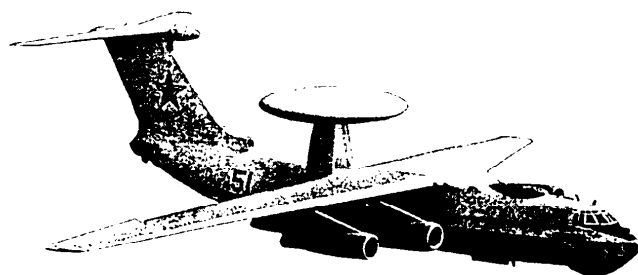
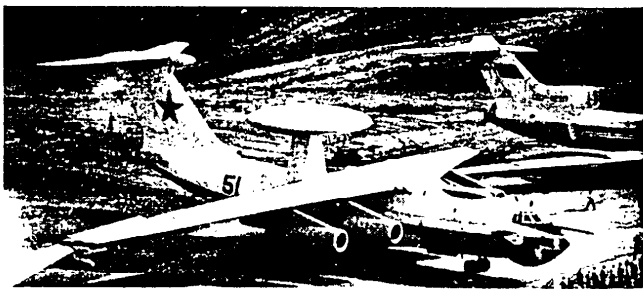
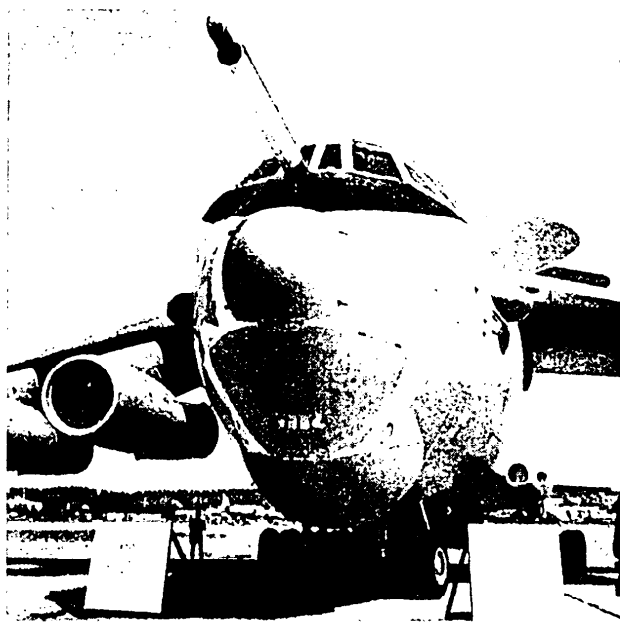
щей аппаратурой. На внешней подвеске могут располагаться контейнеры с аэрофотоаппаратами (для съемки в ночных условиях или с больших дальностей), инфракрасной аппаратурой или с аппаратурой радиоэлектронной борьбы. Самолет SF-37 оптимизирован для ведения фоторазведки в любых метеорологических условиях в основном над сушей. В отличие от базовой модели JA-37 он имеет модифицированную носовую часть, в которой вместо бортовой РЛС размещены аппаратура для регистрации параметров полета, а также четыре аэрофотоаппарата для плановой или перспективной съемки, два аэрофотоаппарата для съемки с больших дальностей и инфракрасная станция. Самолет оснащен аппаратурой для радиоэлектронной борьбы.

Для самозащиты самолеты SH-37 и SF-37 вооружаются двумя управляемыми ракетами «Сайдвиндер» класса «воздух — воздух».



Самолеты «Вигген» стартуют со взлетно-посадочной полосы, оборудованной на автомобильной дороге

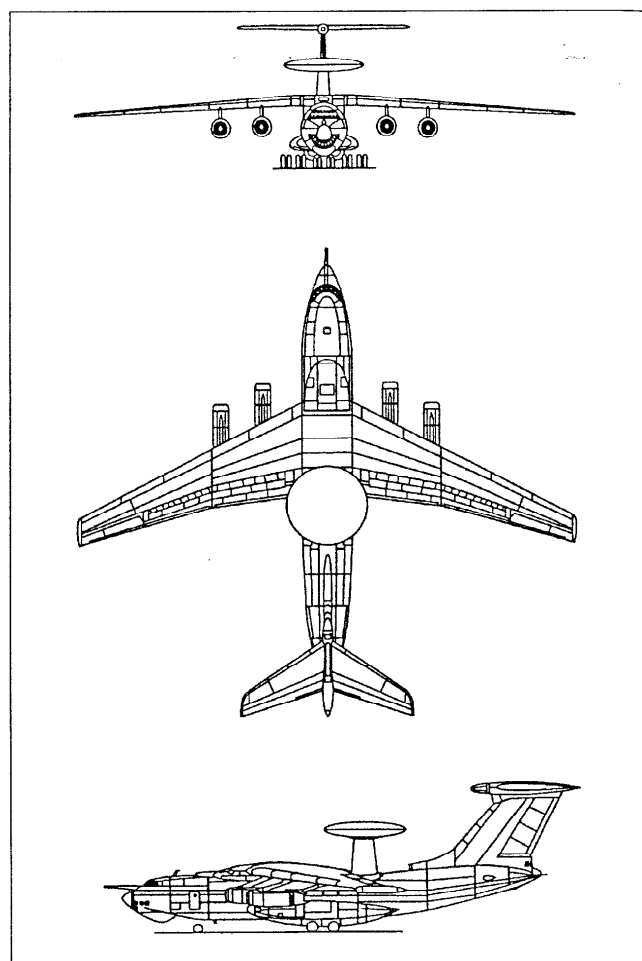
САМОЛЕТЫ ДАЛЬНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ



САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ А-50

А-50 предназначен для обнаружения и опознавания воздушных целей в радиусе 200—600 км и во всем диапазоне высот, обнаружения надводных целей, обработки и передачи данных о воздушной и морской обстановке на наземные командные пункты, управления наведением своих самолетов на воздушные, наземные и надводные цели.

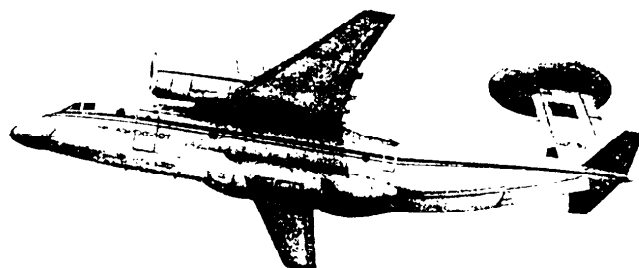
Самолет разработан в начале 80-х годов на Таганрогском авиационном научно-техническом комплексе им. Г.М. Бериева, он поступил на вооружение войск ПВО страны в 1984 году. Серийное производство самолета освоено на Ташкентском авиационно-производственном объединении им. В.П. Чкалова. В качестве основы, своего рода «летающей платформы», использован военно-транспортный самолет Ил-76МД, на фюзеляже которого установлен круглый в плане обтекатель вращающейся антенны бортовой РЛС (диаметр 10,5 м, высота 2,0 м). По бокам носовой и хвостовой части фюзеляжа смонтированы каплеобразные обтекатели аппаратуры радиоэлектронной борьбы. Перед центропланом находится обтекатель антенны спутниковой связи. Существенно изменена и внутренняя компоновка грузовой кабины: упразднено ставшее ненужным десантно-транспортное оборудование, закрыт листами об-

**Тактико-технические характеристики самолета А-50**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1984
<i>Экипаж:</i>	
<i>летный</i>	5 человек
<i>радиотехнического комплекса</i>	10 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	190 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина без шпанги</i>	46,59 м
<i>топливоприемника</i>	50,50 м
<i>размах крыла</i>	
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × тяга</i>	4 × 12 000 кгс
<i>Крейсерская скорость полета</i>	750 км/час
<i>Высота крейсерского полета</i>	10 000 м
<i>Дальность полета</i>	
<i>без дозаправки в воздухе</i>	7500 км
<i>Продолжительность</i>	
<i>патрулирования в воздухе</i>	
<i>без дозаправки на удалении 1000 км</i>	
<i>от аэродрома взлета</i>	4 часа

шивки грузовой люк, в задней части фюзеляжа размещен передатчик РЛС, отделенный от остальной части фюзеляжа экранирующей сеткой. Большая часть пространства фюзеляжа занята аппаратурой мощного радиотехнического комплекса «Шмель», способного эффективно обнаруживать на фоне подстилающей поверхности низколетящие цели с малой эффективной площадью рассеивания, такие, как крылатые ракеты, самолеты, созданные по технологии СТЭЛС. В состав входят трехкоординатная РЛС, аппаратура определения государственной принадлежности обнаруженных самолетов, аппаратура обработки полученной с радиолокатора информации и ее записи и отображения на рабочих местах операторов, система цифровой связи с наземными и корабельными пунктами управ-

ления и с взаимодействующими с А-50 самолетами. Входящая в состав комплекса ЭВМ выдает обработанную информацию на экран индикаторов в буквенно-цифровом и в панорамном виде. Здесь же высвечиваются данные о взаимодействующих с А-50 истребителях-перехватчиках: номера, курс, высота, скорости, остатки топлива. Взаимодействие с перехватчиками осуществляется по фиксированным автоматизированным каналам наведения или подачи команд в эфир голосом. Дальность передач информации на наземные командные пункты по радиостанциям метрового и дециметрового диапазона составляет 350 км, а по линиям коротковолнового диапазона — 2000 км. В память бортовой ЭВМ комплекса «Шмель» введены данные о спутниках, которые можно использовать для передачи информации на практически неограниченную дальность. Находясь на высоте патрулирования 8000 м, А-50 может одновременно контролировать до 150 целей. Дальность обнаружения самолета типа «истребитель», летящего на малой высоте, составляет 200 — 400 км, а на большой — 300 — 600 км. Самолет не имеет вооружения, однако оснащен средствами радиоэлектронной борьбы, имеет системы выброса дипольных отражателей, а по бокам хвостовой части фюзеляжа установлены навесные батареи тепловых ловушек ЛТЦ (ложные тепловые цели).

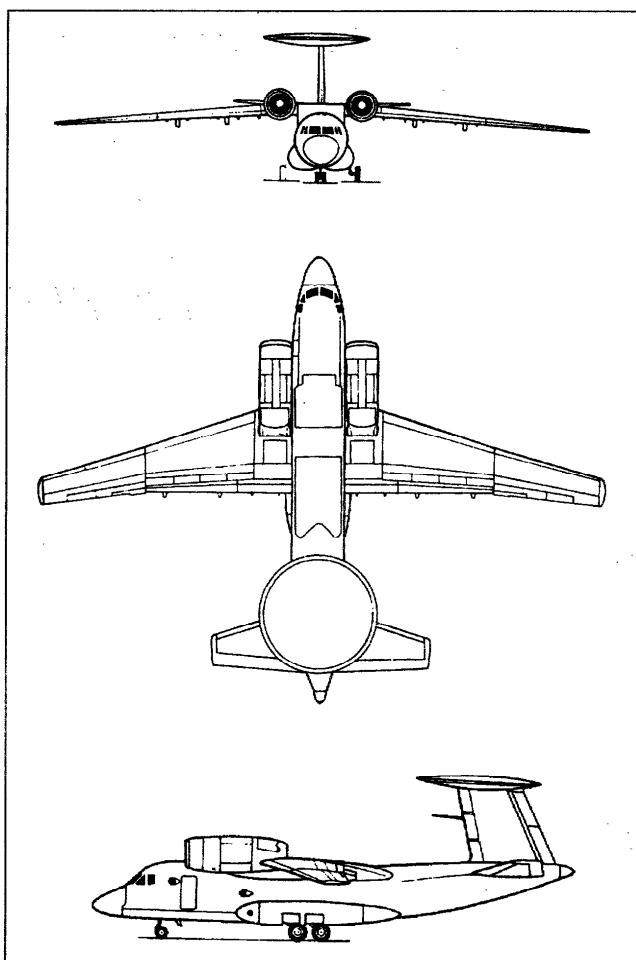


САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ АН-71

Самолет предназначен для наблюдения за воздушным пространством, поиска, обнаружения и сопровождения воздушных целей (в том числе низколетящих на фоне земной поверхности), управления боевыми действиями тактической авиации и силами и средствами ПВО, а также для ведения радиотехнической разведки.

Ан-71 создан в ОКБ О.К. Антонова в начале 80-х годов на базе военно-транспортного самолета Ан-72. Первый полет опытного экземпляра состоялся 12 июля 1985 года, в мае 1986 года на самолете был смонтирован комплект радиоэлектронного оборудования.

При создании нового самолета передняя часть фюзеляжа и крыло Ан-72 остались практически без изменений, задняя же часть фюзеляжа и хвостовое оперение были спроектированы заново в связи с размещением на киле антенны РЛС кругового обзора. Экипаж и оборудование размещены на самолете Ан-71 следующим образом: за радиопрозрачным обтекателем навигационной РЛС находится кабина летчиков, за ней следует кабина с рабочими местами трех операторов радиотехнического комплекса «Квант», а также часть аппаратуры этого комплекса, средняя часть фюзеляжа используется для размещения ЭВМ комплекса «Квант» и неко-

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-71**

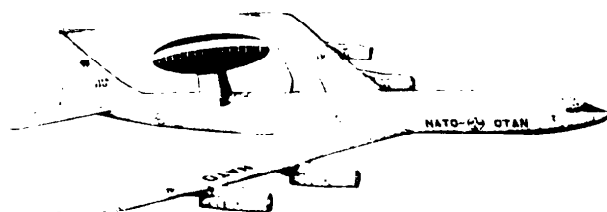
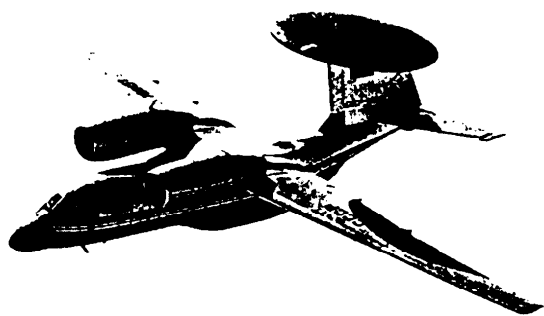
Год принятия на вооружение	сведений нет
Экипаж:	
летный	3 человека
радиотехнического комплекса	3 человека
Максимальная взлетная масса	—
Размеры:	
длина	23,50 м
высота	9,20 м
размах крыла	31,89 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2х7500 кгс
Максимальная скорость	650 км/час
Скорость патрулирования на высоте 8000 м	500—530 км/час
Практический потолок	9500—10 800 м
Продолжительность патрулирования (с резервом топлива на 1 час полета)	4,5—5 часов

торых систем общесамолетного оборудования. В хвостовой части фюзеляжа размещены блоки аппаратуры РЛС кругового обзора. Кабины самолета имеют защиту от электромагнитного излучения РЛС. В связи со значительной массой установленного на самолете радиоэлектронного оборудования, в его силовой установке используются более мощные двигатели Д-436К, являющиеся модификацией двигателей Д-36, установленных на Ан-72. Так как и эти двигатели не обеспечивают безопасного взлета самолета в случае отказа одного из двигателей, в хвостовой части установлен дополнительный стартовый двигатель РД-38А с тягой 2 900 кгс.

На Ан-71 установлено усиленное шасси, позволяющее эксплуатировать самолет на грунтовых аэродромах. В целом обеспечена возможность автономной эксплуатации самолета в течение 30 суток.

Основу бортового радиоэлектронного оборудования самолета составляет радиотехнический комплекс «Квант», предназначенный для обзора воздушного пространства на дальность 350 — 370 км в диапазоне высот от 0 до 30 000 м (самолет типа «истребитель» с эффективной отражающей поверхностью 2 м² обнаруживается на дальности 200 км, координаты цели на этой дальности определяются с точностью 2,5 км). РЛС комплекса «Квант» работает в диапазоне дециметровых волн, полный оборот антенны осуществляется за 10 секунд. Комплекс позволяет одновременно сопровождать до 170 целей. Информация о них обрабатывается бортовой ЭВМ и может быть передана по закрытым каналам связи на наземные пункты управления или на другие самолеты. Кроме основной модификации Ан-71 была разработана также модификация Ан-71К, предназначенная для размещения на тяжелом авианесущем крейсере «Адмирал Кузнецов». Имеются сведения о разработке на базе Ан-72 еще одного самолета ДРЛО — Ан-88, у которого вместо РЛС с антенной, вращающейся в дискообразном обтекателе, используется РЛС с фазированной антенной решеткой. Антенна этой РЛС установлена в обтекателях по обе стороны фюзеляжа.

Самолет Ан-71 изготовлен в двух экземплярах, в настоящее время работы по этой тематике приостановлены.

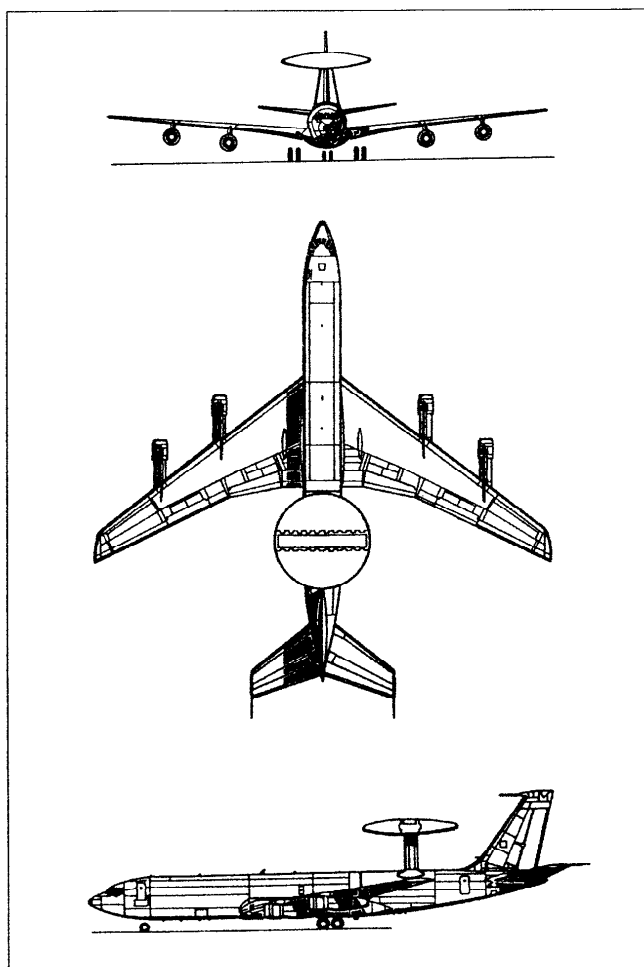


САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ Е-3А «СЕНТРИ»

Согласно принятой в конце 60-х годов концепции ПВО Североамериканского континента, обнаружение бомбардировщиков противника на больших (до 4000 км) удалениях от территории США должно было осуществляться загоризонтными РЛС наклонно-возвратного зондирования, а затем по целеуказаниям таких РЛС в полосу действия бомбардировщиков должны выводиться самолеты дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО) и управления (система АВАКС), на которые возлагается задача наведения истребителей-перехватчиков. Позже сфера действия самолетов системы АВАКС была расширена, и в число их задач было включено обеспечение действий истребителей-перехватчиков за пределами Североамериканского континента, и прежде всего на Европейском театре войны.

Созданный фирмой «Боинг» прототип самолета системы АВАКС, имевший обозначение ЕС-137D, совершил свой первый полет 5 февраля 1972 года, первый серийный Е-3А взлетел 31 октября 1975 года. Всего было заказано 34 самолета этого типа, включая два ЕС-137D.

Самолет Е-3А создан на базе транспортного самолета «Боинг-707». Он оснащен четырьмя турбовентиляторными двигателями TF33-P-100/100А фирмы «Пратт энд Уитни» с тягой 9300 кгс каждый. Экипаж самолета состоит из 17



Тактико-технические характеристики самолета Е-2А

Год принятия на вооружение	1975
Экипаж	17—20 человек
Максимальная взлетная масса	147 000 кг
Размеры:	
длина	46,61 м
высота	12,73 м
размах крыла	44,42 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	4×9300 кгс
Максимальная скорость полета	850 км/час
Крейсерная скорость при несении дежурства на высоте 9000 м	670 км/час
Практический потолок:	
при полете на максимальной скорости	13 400 м
при полете на крейсерной скорости	10 700 м
Продолжительность патрулирования без дозаправки топливом:	
над районом аэродрома на удалении от аэродрома на 960 км	11 часов
на удалении от аэродрома на 1600 км	8 часов
на удалении от аэродрома на 1600 км	6 часов
Вооружение	нет

человек; 4 члена летного экипажа и 13 человек в составе дежурной смены (численный состав смены может быть изменен в зависимости от поставленной задачи).

Главным компонентом радиоэлектронного оборудования самолета является мощная бортовая РЛС, которая способна выявлять и устойчиво сопровождать высотные цели типа

«бомбардировщик» с расстояния 520 км. Низколетящие цели обнаруживаются на дальности до 400 км.

В состав электронного оборудования входят также подсистема обработки данных с ЭВМ типа 4PiCC-1 с быстродействием 470 тыс. опер./с. При одновременном наведении истребителей на другие цели она обеспечивает сопровождение около 100 целей и одновременное автоматическое наведение до 30 групп истребителей-перехватчиков. Подсистема связи включает в себя две радиолинии передачи данных в цифровой форме и более десяти радиостанций с системой автоматического засекречивания переговоров.

В 1982 году началась поставка для ВВС США 9 модернизированных самолетов, получивших обозначение E-3B. Эти самолеты имеют усовершенствованную РЛС AN/APY-2, которая имеет режим обнаружения малоподвижных и неподвижных надводных целей, более совершенную ЭВМ 4PiCC-2, превосходящую прежнюю модель по скорости обработки информации в 2,7 и по объему памяти в 5 раз, а также новую подсистему связи, которая обеспечивает расширение возможности передачи данных и команд с борта самолета.

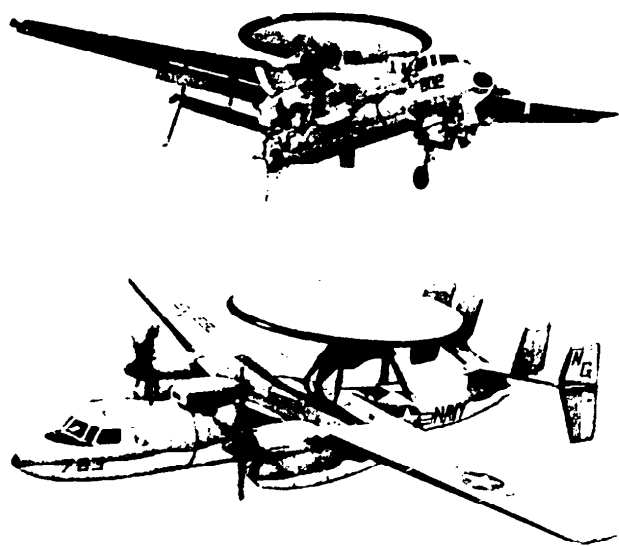
В июле 1989 года в США начались летные испытания первого из семи заказанных Великобританией самолетов модификации E-3D, получивших в английских ВВС обозначение «Сентри-АEW.1». Этот вариант несколько отличается от самолетов, используемых ВВС США и командованием АВАКС НАТО, как внешне, так и бортовыми радиоэлектронными средствами. Так, на концах крыла АEW.1 имеются контейнеры со средствами радиотехнической разведки, а на верхних поверхностях крыла у самого его конца — антенны коротковолновой станции дальней радиосвязи. Эта модификация самолета приспособлена для дозаправки топливом в воздухе с применением английской (со шлангом) и американско-французской (со штангой) систем.

ВВС Франции тоже заказали четыре самолета E-3D в варианте E-3F без контейнеров на концах крыльев.

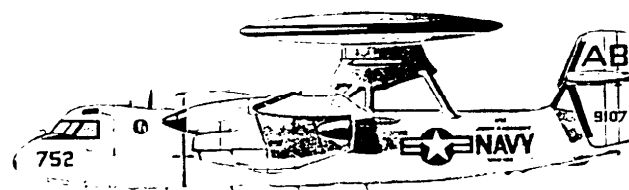
С целью поддержания необходимого уровня боеготовности самолетов «Сентри» командование ВВС США привело две

фазы их модернизации, включая установку более совершенного радиоэлектронного оборудования, усиление конструкции и другие мероприятия по увеличению ресурса планера и двигателя не менее, чем на 20 — 25 лет. В настоящее время реализуется третья фаза модернизации — усовершенствование РЛС и ее интеграция с бортовой станцией радиотехнической разведки. Эта фаза предусматривает реализацию двух проектов: RSIP и Block30/35. Целью проекта RSIP является обеспечение дальнего обнаружения малоразмерных воздушных целей типа «крылатая ракета». Указывается, что модернизированная РЛС сможет на расстоянии 425 км обнаружить цель с эффективной площадью рассеяния 1 м². Такое увеличение дальности обнаружения малоразмерных целей предполагается достичь главным образом за счет повышения на порядок чувствительности приемной подсистемы РЛС за счет использования нового для АВАКС вида сигнала — со сжатием импульса при приеме с коэффициентом 4:1.

Проект Block30/35 предусматривает превращение самолета «Сентри» в систему комплексной воздушной разведки и управления, действующего как в активном (радиолокационном), так и в пассивном (РТР) режимах. В соответствии с проектом на самолете устанавливаются станция радиотехнической разведки AB/AYR-1, приемная станция космической радионавигационной системы НАВСТАР и терминал системы ДЖИТИДС класса 2Н. Главной задачей станции РТР является беззапросное распознавание обнаруженных воздушных целей по их бортовым источникам излучения, в число которых входят самолетные РЛС управления оружием и пилотирования с огибанием рельефа местности, бортовые приемопередатчики навигационной системы TAKAN и т.д.



Самолеты ДРЛО и управления E-2C «Хокай»



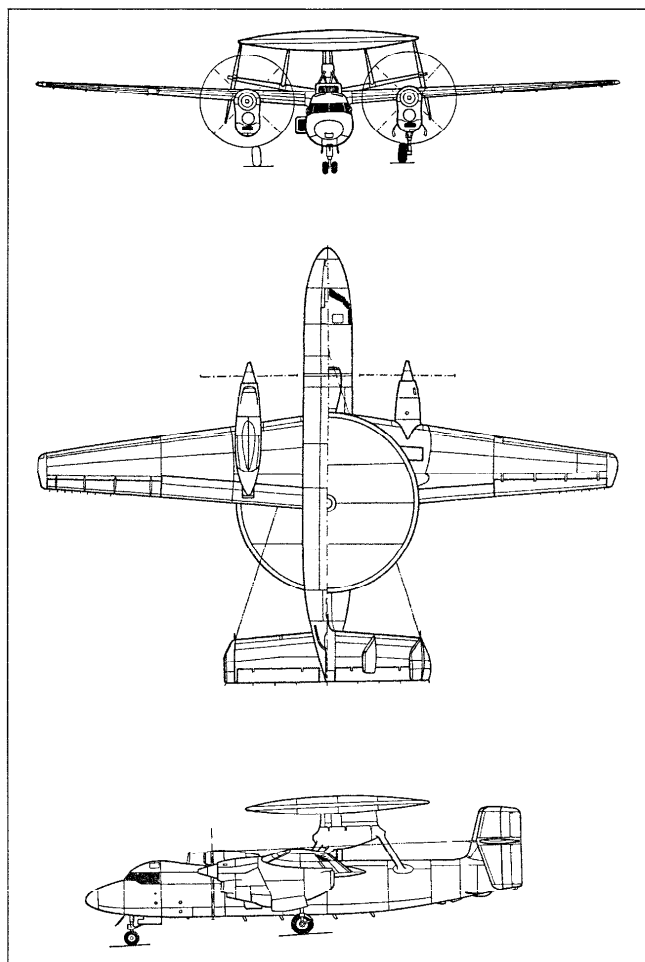
САМОЛЕТ ДРЛО И УПРАВЛЕНИЯ E-2C «ХОКАЙ»

Опыт боевого использования авиации показал, что с помощью РЛС, установленных на самолетах, можно вести наблюдение за воздушной обстановкой в пространстве значительно большего объема, чем при использовании наземных РЛС, а также обнаруживать воздушные цели на любых высотах, в том числе на малых и предельно малых на фоне подстилающей поверхности.

В связи с этим командование ВМС США поручило фирме «Грумман» создать на базе состоявшего на вооружении палубного самолета ДРЛО E-1B «Тракер» новый самолет с более высокими боевыми характеристиками. Первый полет нового самолета E-2A «Хокай» состоялся 21 октября 1960 года.

Самолет представляет собой двухмоторный высокоплан с четырехкилевым хвостовым оперением. Для обеспечения возможности боевого применения самолета с авианосцев концы консолей крыла могут подниматься вверх с помощью гидроприводов. Состоящий из пяти человек экипаж самолета размещается в кабине пилотов (2 летчика) и в фюзеляже самолета (3 оператора электронной аппаратуры). Самолет имеет трехстоечное шасси с передней стойкой. Основные стойки шасси убираются в gondолы двигателей, передняя стойка — в фюзеляж самолета.

Силовая установка самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей. На первой серийной модификации E-2A уста-



Тактико-технические характеристики самолета Е-2С

Год принятия на вооружение	1971
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	23 500 кг
Размеры:	
длина	17,55 м
высота	5,59 м
размах крыла	24,56 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 4840 л. с.
Максимальная скорость полета на высоте 6000 м	600 км/час
Практический потолок	9400 м
Дальность полета (перегоночная)	2580 км
Вооружение	нет

навливались двигатели Т-56А-8 фирмы «Аллисон» мощностью по 4140 л.с. Наиболее современная модификация Е-2С имеет 2 двигателя Т-56А-422 мощностью 4840 л. с. каждый. Запас топлива обеспечивает продолжительность патрулирования на удалении 320 км от аэродрома 3—4 часа.

Установленное на самолете радиоэлектронное оборудование позволяет обнаруживать воздушные цели на дальности 450—480 км, одновременно сопровождать до 200 целей, наводить на них более 40 истребителей ПВО.

Решение этих задач обеспечивает размещенная на борту самолета автоматизированная система сбора, обработки и передачи информации, основными элементами которой являются:

- импульсно-доплеровская РЛС обнаружения, оснащенная цифровой системой обработки эхо-сигналов. На первых модификациях устанавливались РЛС фирмы «Дженерал электрик» AN/APS-120, AN/APS-138 или AN/APS-139. Начиная с 1991 года устанавливаются РЛС AN/APS-145 с рас-

ширенными возможностями обнаружения и сопровождения целей;

- радиолокационная система опознавания;
- навигационный комплекс, обеспечивающий точное определение местоположения самолета и привязку координат наблюдаемых целей;

- аппаратура радиотехнической разведки, позволяющая получать дополнительную информацию о воздушной наземной обстановке;

- аппаратура приема и передачи цифровой информации на борт своих истребителей и взаимодействующих самолетов ДРЛО, на наземные командные пункты, а также на комплекс аппаратуры связи;

- центральная ЭВМ, предназначенная для управления всеми элементами системы;

- аппаратура рабочих мест, обеспечивающая взаимодействие с ЭВМ и отображение обстановки.

Самолет выпускался в следующих модификациях:

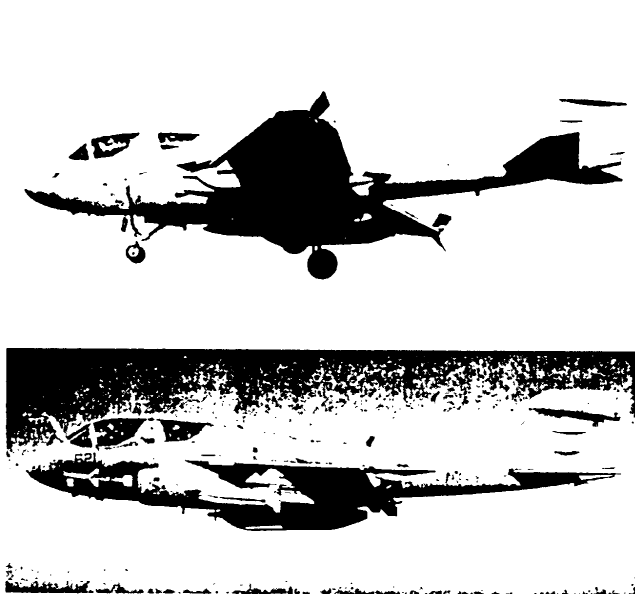
Е-2А — первая серийная модификация. Выпущено 59 самолетов этой модификации, большая часть из которых использовалась в войне во Вьетнаме;

Е-2В — модификация с усовершенствованным радиоэлектронным оборудованием и с системой дозаправки топливом в воздухе. Выпущено 52 самолета этой модификации;

Е-2С — дальнейшее развитие модификации Е-2В с модернизированным оборудованием и с более мощным двигателем. Изготовлено 83 самолета этой модификации.

Кроме авиации ВМС США, самолеты Е-2С состоят на вооружении ВВС Израиля, Японии, Сингапура и Египта.

САМОЛЕТЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ



Самолеты радиоэлектронной борьбы EA-6B «Провулер»



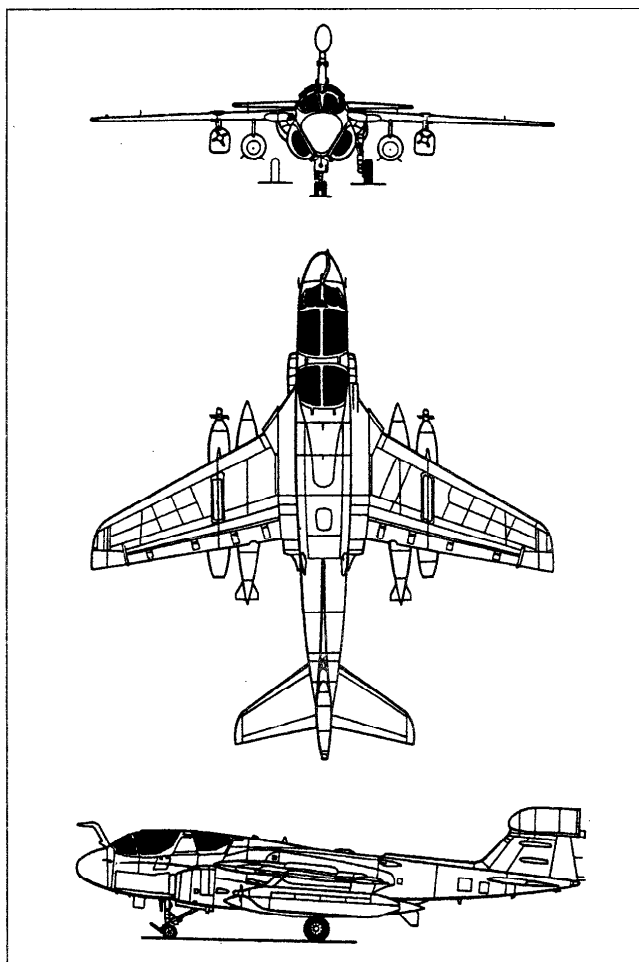
САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ EA-6B «ПРОУЛЕР»

Самолеты этого типа состоят на вооружении авианосной авиации ВМФ США и используются для сопровождения групп ударных самолетов с целью обеспечения им радиоэлектронной защиты посредством постановки помех радиолокационным постам ПВО противника, а также средствам его радиосвязи.

Самолет EA-6B создан на базе палубного штурмовика A-6 «Интродер». Прототип EA-6B совершил первый полет в мае 1968 года, всего выпущено 170 самолетов этого типа. При создании нового самолета фюзеляж базовой машины был удлинен на 1,37 м для размещения по схеме тандем двух двухместных кабин. На самолете установлены также более мощные двигатели J-52-P-408 с тягой на максимальном нефорсированном режиме 5080 кгс каждый.

В состав радиоэлектронного оборудования входит следующая аппаратура:

- система групповой защиты AN/ALQ-99, которая может работать в одном из трех режимов: автоматический (обнаружение, опознавание, выбор объектов радиоэлектронного подавления и режимов работы передатчиков помех производятся без участия оператора), полуавтоматический (цели для радиоэлектронного подавления выбирает оператор) и ручной (оператор сам оценивает радиоэлектронную обстановку и определяет режим постановки помех);



Тактико-технические характеристики самолета EA-6B

Год принятия на вооружение	1968
Экипаж	4 человека
Максимальная взлетная масса	29,5 т
Размеры:	
длина	18,11 м
высота	4,93 м
размах крыла	16,15 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2х5080 кгс
Крейсерская скорость полета	775 км/час
Максимальная скорость полета	1315 км/час
Практический потолок	13 565 м
Дальность полета (перегоночная)	3255 км
Вооружение	нет

— станция AN/ALQ-92 для радиоэлектронного подавления радиосвязи противника и прежде всего для подавления радиосредств управления истребителями ПВО противника;

— станция индивидуальной защиты AN/ALQ-126, осуществляющая постановку ответно-импульсных помех и срыв автосопровождения цели РЛС управления оружием и радиоэлектронными головками самонаведения противника для защиты самого самолета EA-6B;

— разведывательный присмник AN/ALP-42, обеспечивающий работу двух систем постановки помех — AN/ALQ-99 и AN/ALQ-126. Полученные с помощью приемника данные о радиоэлектронной обстановке обрабатываются центральной бортовой ЭВМ, которая согласовывает работу всех устройств радиоэлектронного подавления.

Кроме станции индивидуальной защиты AN/ALQ-126, самолет оснащен также автоматами ANALE-29A и -39, которые производят отстрел пиропатронов с дипольными от-

ражателями, инфракрасными ловушками или сбрасываемыми передатчиками помех одноразового пользования. Команда на отстрел дается вручную членами экипажа или автоматически от системы предупреждения о радиолокационном облучении.

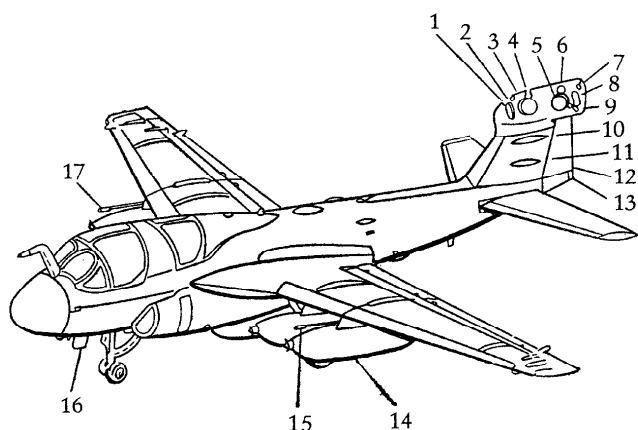


Схема расположения радиоэлектронного оборудования на самолете EA-6B

- 1 — 8 — приемные антенны системы AN/ALQ-99;
- 9 — передающая антенна станции AN/ALQ-126;
- 10 и 11 — приемные антенны системы AN/ALQ-99;
- 12 и 13 — приемные антенны станции AN/ALQ-126;
- 14 — подвесной контейнер с передатчиками помех и передающими антеннами системы AN/ALQ-99;
- 15 — приемная антенна станции AN/ALQ-126;
- 16 — приемно-передающая антенна станции AN/ALQ-92 РЭП средств связи противника;
- 17 — передающая антенна станции AN/ALQ-126

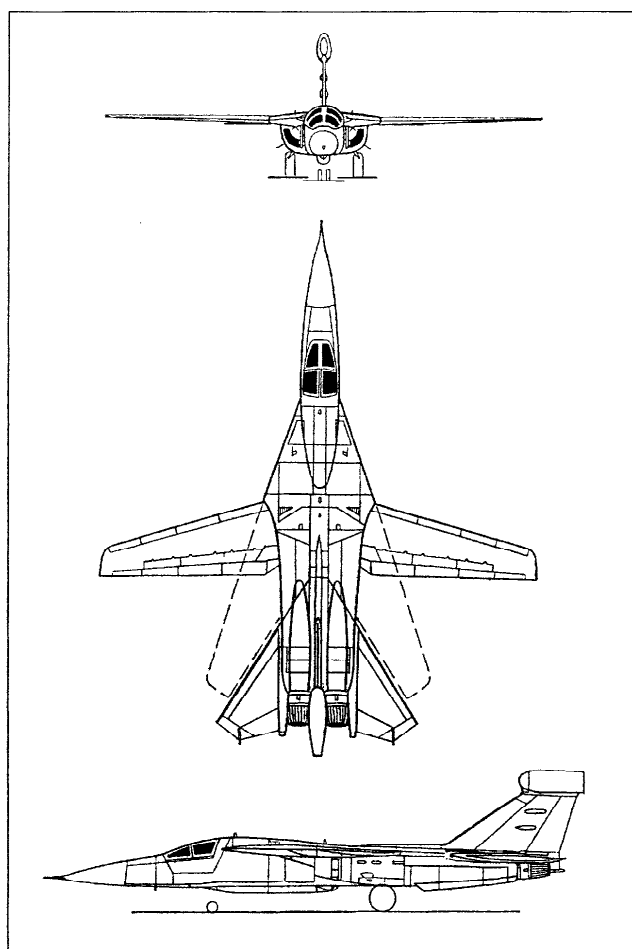


САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ EF-111A «РЕЙВЕН»

Самолет состоит на вооружении ВВС США и предназначен для сопровождения групп тактических истребителей при нанесении ими ударов за линией фронта с подавлением всех РЛС противника вдоль маршрута полета, подавления войсковой ПВО противника вблизи линии боевого соприкосновения, создания помех РЛС раннего предупреждения и бортовым РЛС и средствам наведения истребителей.

Самолет создан на базе истребителя-бомбардировщика с изменяемой стреловидностью крыла F-111A. Работы над двумя прототипами были начаты в 1975 году, первый полет прототипа состоялся в марте 1977 года, всего было переоборудовано 42 самолета EF-111A. Благодаря наличию у F-111A отсека вооружения длиной 5 м, большую часть радиоэлектронного оборудования удалось разместить внутри фюзеляжа самолета, поэтому EF-111A внешне отличается от базового самолета только наличием подфюзеляжного обтекателя и контейнера на конце киля. Вследствие некоторого усиления планера самолета EF-111A и установки на нем новых двигателей несколько изменились его тактико-технические характеристики.

Установленная на самолете аппаратура радиоэлектронной борьбы состоит из следующих основных компонентов:



Тактико-технические характеристики самолета EF-111A

Год принятия на вооружение	1977
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	40,82 т
Размеры:	
длина	23,16 м
высота	6,10 м
размах крыла максимальный	19,20 м
размах крыла минимальный	9,74 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	2×8400 кгс
Крейсерская скорость полета	797 км/час
Максимальная скорость полета	2216 км/час
Практический потолок	13 715 м
Дальность полета (перегоночная)	3747 км
Вооружение	нет

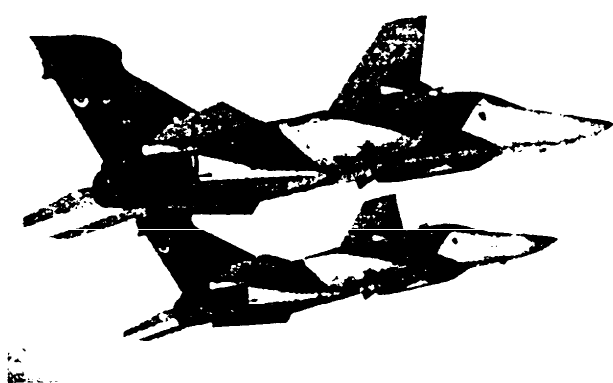
— состоящая из пяти приемников и десяти передатчиков и весящая около 2 тонн система AN/ALQ-99E, обеспечивающая быстрое обнаружение противника, определение местонахождения источников его излучения, а также автоматизированную постановку высокоэффективных помех;

— станция AN/ALQ-137, используемая на EF-111A в качестве индивидуального средства защиты и создающая следующие виды импульсных и маскирующих помех в переднюю и заднюю полусферы: уводящие по дальности и скорости, скользящие по частоте сканирования, шумовые каналы автоматического сопровождения по дальности, многократные ответные с изменением задержки импульсов по случайному закону;

— автомат постановки пассивных помех.

Самолеты EF-111A продемонстрировали свою высокую

эффективность во время вооруженного конфликта в зоне Персидского залива в 1991 году. Они совершили более 900 самолето-вылетов и совместно с самолетами радиоэлектронной борьбы EA-6A «Проулер» в значительной степени парализовали иракскую ПВО.



Самолеты EF-111A «Рейоен»



САМОЛЕТ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ HFB-320M «ГАНЗА»

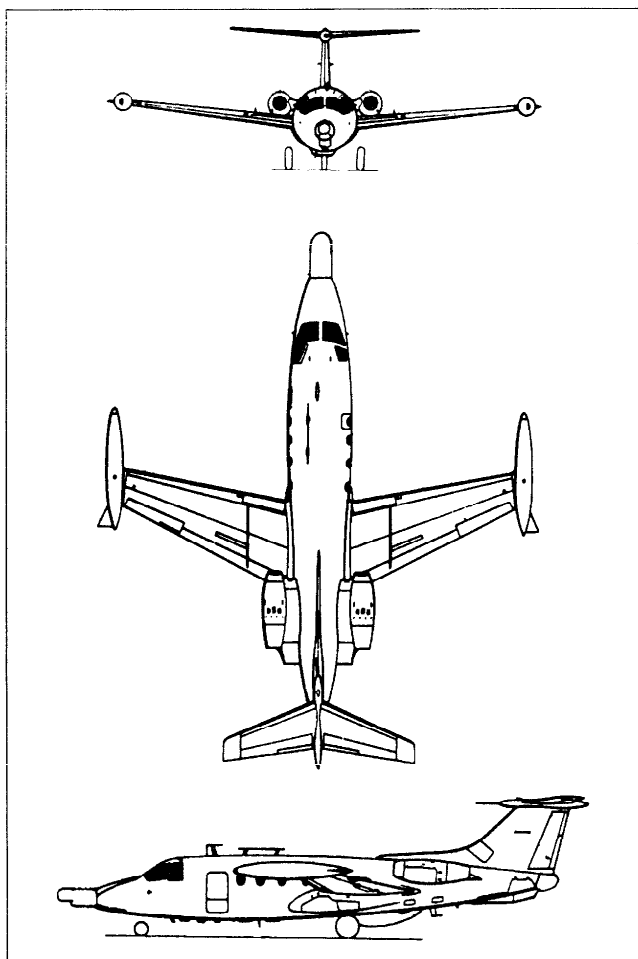
Самолет предназначен для приема излучений наземных радиолокационных станций и других электронных средств противника, а также для нарушения их работы с помощью нескольких бортовых передатчиков помех.

HFB-320M разработан на базе гражданского пассажирского самолета HFB-320, выпускаемого немецкой фирмой «Гамбургер Флюгцойгбау». Опытный образец этого самолета впервые поднялся в воздух 21 апреля 1964 года, а серийное производство было начато в феврале 1966 года.

Особенностью самолета является среднерасположенное крыло, которому придана обратная стреловидность в 15°. На концах крыла установлены несъемные топливные баки. Хвостовое оперение однокилевое стреловидное, имеет Т-образную форму. В задней части самолета установлен небольшой подфюзеляжный киль.

Силовая установка включает в себя два турбореактивных двигателя американской фирмы «Дженерал электрик» GJ610-9 со взлетной тягой 1420 кгс. Двигатели установлены на пилонах в задней части фюзеляжа.

Большая часть фюзеляжа самолета отведена под кабину, в которой смонтировано разнообразное электронное оборудование. Радиопрозрачные обтекатели неподвижных и вращающихся антенн этого оборудования установлены в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, а также в районе расположения тормозных щитков.

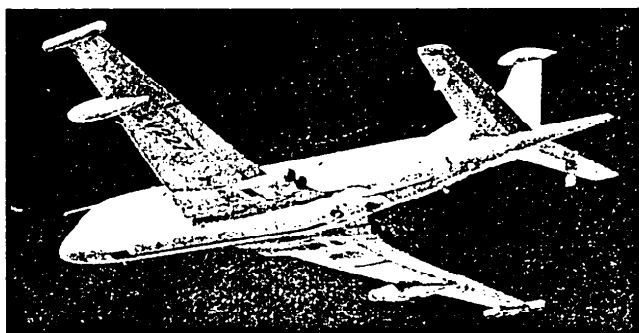
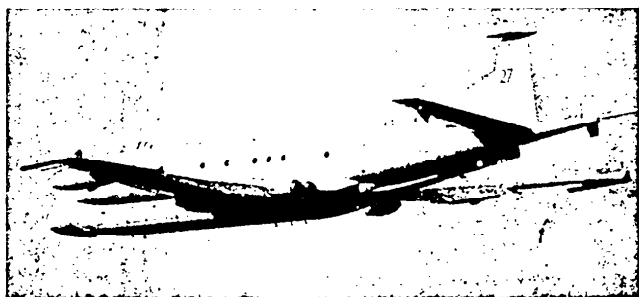
**Тактико-технические характеристики самолета HFB-320M**

Год принятия на вооружение	1977
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	9,2 т
Размеры:	
длина	16,61 м
высота	4,94 м
размах крыла	14,49 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 1160 кгс
Крейсерская скорость полета	825 км/час
Практический потолок	12 190 м
Дальность полета с резервом топлива	2370 км
Вооружение	нет

Кроме основного предназначения — борьбы с радиоэлектронными средствами противника, самолеты этого типа широко используются в ВВС ФРГ для создания помех своим радиоэлектронным средствам с целью тренировки личного состава западногерманских радиолокационных постов и ракетных частей ПВО, а также для оценки перед принятием на вооружение бундесвера всех новых радиосвязных, радиолокационных и других электронных средств.



ПРОТИВОЛОДОЧНЫЕ САМОЛЕТЫ



Базовые противолодочные самолеты «Нимрод»

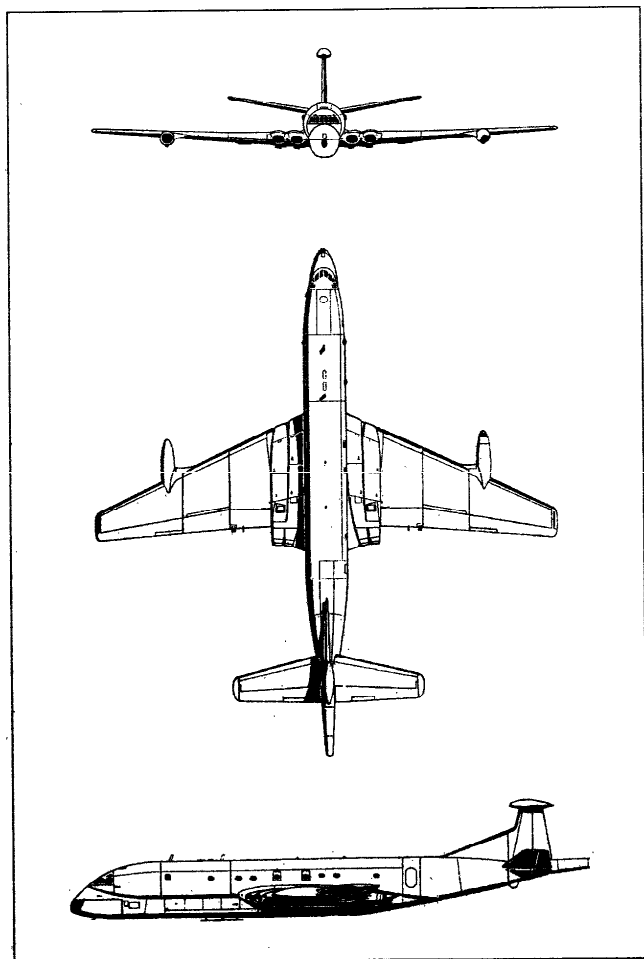


БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ «НИМРОД»

Самолет предназначен для решения широкого круга задач от обнаружения, определения координат и уничтожения дизельных и атомных подводных лодок и обнаружения и слежения за подводными кораблями и соединениями флота противника до нанесения ударов по отдельным кораблям в море, ведения поисково-спасательных операций и транспортировки войск.

Разработка самолета осуществлялась английской фирмой «Хаукер Сиддли» в середине 60-х годов. Первый опытный экземпляр самолета взлетел в воздух 23 мая 1967 г., первый серийный «Нимрод» MR.MK1 поднялся в воздух 28 июня 1968 г., а 2 октября 1968 г. он поступил на вооружение одной из четырех эскадрилий английских ВМС, летающих на этих самолетах. Всего изготовлено 46 машин этого типа.

Противолодочный самолет «Нимрод» создан на базе хорошо известного своей надежностью пассажирского самолета «Комета» 4С. В ходе разработки нового самолета конструкция «Кометы» претерпела следующие основные изменения: носовая часть самолета укорочена на 1,98 м, для размещения вооружения и части бортового радиоэлектронного оборудования в нижней части фюзеляжа смонтирован своеобразный наплыв, простирающийся вплоть до носовой части, из хвостового оперения выступает штанга с размещенным на ней



Тактико-технические характеристики самолета «Нимрод» MR.Mk2

Год принятия на вооружение	1975
Экипаж	12 человек
Максимальная взлетная масса	8,3 т
Размеры:	
длина	38,63 м
высота	9,08 м
размах крыла	35,08 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	4×5210 кгс
Крейсерская скорость полета	787 км/час
Максимальная скорость полета	926 км/час
Скорость патрулирования на малой высоте с двумя работающими двигателями	370 км/час
Практический потолок	12 800 м
Дальность полета (перегоночная)	8340—9265 км
Максимальная продолжительность полета	12 часов
Вооружение:	
глубинные, фугасные и кассетные бомбы	
противолодочные торпеды	9
противокорабельные ракеты AGM-84A «Гарпун»	2
управляемые ракеты «Сайдвиндер» класса «воздух — воздух»	4

датчиком магнитного обнаружителя, а на киле в обтекатель установлена аппаратура радиоэлектронной борьбы. Фюзеляж имеет меньше иллюминаторов, но кабина летчиков отличается большей площадью остекления. Для улучшения путевой устойчивости увеличена площадь форкиля. Компоновка ка-

бин фюзеляжа изменена радикально. На «Нимроде» фюзеляж условно разделен на четыре основные части:

- кабина летного экипажа из двух летчиков и бортинженера (объем 7,8 м³);

- кабина операторов (объем 60 м³), в которой оборудованы посты операторов тактической обстановки, РЛС, радиоакустических буев и других датчиков, а также магнитного обнаружителя и аппаратуры радиоэлектронной борьбы. Здесь же размещены посты штурмана, офицера связи и прожекториста;

- бытовые помещения (объем 10,8 м³) с камбузом и буфетом;

- отсек, где размещаются радиогидроакустические буи, морские маркеры и пусковые устройства для их сбрасывания (объем 44 м³).

Отсек вооружения длиной 15,4 м размещается в негерметичном наплыве под фюзеляжем самолета.

Силовая установка самолета состоит из четырех турбореактивных двухконтурных двигателей фирмы «Роллс-Ройс» RB.168-20 «Спей» Mk250 с тягой 5210 кгс каждый. Внешние двигатели можно отключать на высоте поиска 50—150 м, что снижает общий расход топлива и тем самым увеличивает время патрулирования. Запас топлива в баках-отсеках крыла и во внешних топливных баках на передней кромке крыла составляет 40 630 л. Самолеты модификации «Нимрод» MR.MK2P оборудованы системой дозаправки топливом в воздухе.

Все радиоэлектронное оборудование самолета объединено в комплекс, состоящий из навигационной и тактической систем.

В состав навигационной системы входит доплеровская РЛС с инерциальной платформой, приемоиндикаторы навигационных систем ТАКАН и ЛОРАН С, VOR, ILS и радиокомпас.

Тактическая система состоит из цифровой вычислительной машины, РЛС для обнаружения самолетов и надводных кораблей, радиогидроакустических буев американского и английского производства, магнитного обнаружителя, га-

зоанализатора. В состав этой же системы входит аппаратура радиоэлектронной борьбы, две фотосистемы, поисковый прожектор на правой плоскости крыла и аппаратура отображения данных. Поступающая от РЛС, радиогидроакустических буев, магнитного обнаружителя и газоанализатора информация обрабатывается цифровой вычислительной машиной и выводится на экран электронно-лучевой трубки, размещенной на пульте управления оператора тактической обстановки. Для принятия командиром окончательного решения используется дополнительная вычислительная машина и аппаратура отображения данных, которые автоматически производят все расчеты. Применение оружия любого типа осуществляется только по сигналу оператора тактической обстановки.



Самолеты «Нимрод» выполняют задание в ходе боевых действий на Фолклендских островах

Начиная с 1975 года 32 самолета «Нимрод» прошли модернизацию, в ходе которой на них были установлены новая цифровая вычислительная машина и сопряженный с ней радиолокатор дальнего поиска, который позволяет вести одновременное наблюдение за 40 целями, а также мо-

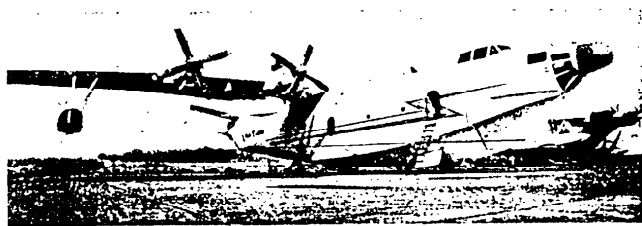
жет работать в качестве метеорологического и навигационного. Были модернизированы также навигационная система и аппаратура кондиционирования воздуха. Запас топлива увеличен до 45 785 кг за счет установки 6 топливных баков в отсеке вооружения. Модернизированные самолеты получили обозначение «Нимрод» MR.Mk2, они останутся в боевом составе авиации ВМС Англии до конца первого десятилетия XXI века.

Общая масса принимаемого самолетом на борт вооружения может достигать 6 т. В состав вооружения входят глубинные бомбы, фугасные и кассетные бомбы, противолодочные торпеды, противокорабельные ракеты, управляемые ракеты класса «воздух — воздух».

Состав вооружения самолета позволяет ему не только поражать подводные лодки и одиночные надводные корабли, но и атаковать тактические корабельные группировки, не входя в их зону ПВО.



Прототип самолета дальнего радиолокационного обнаружения AEW Mk.3, разработанного на базе самолета «Нимрод»

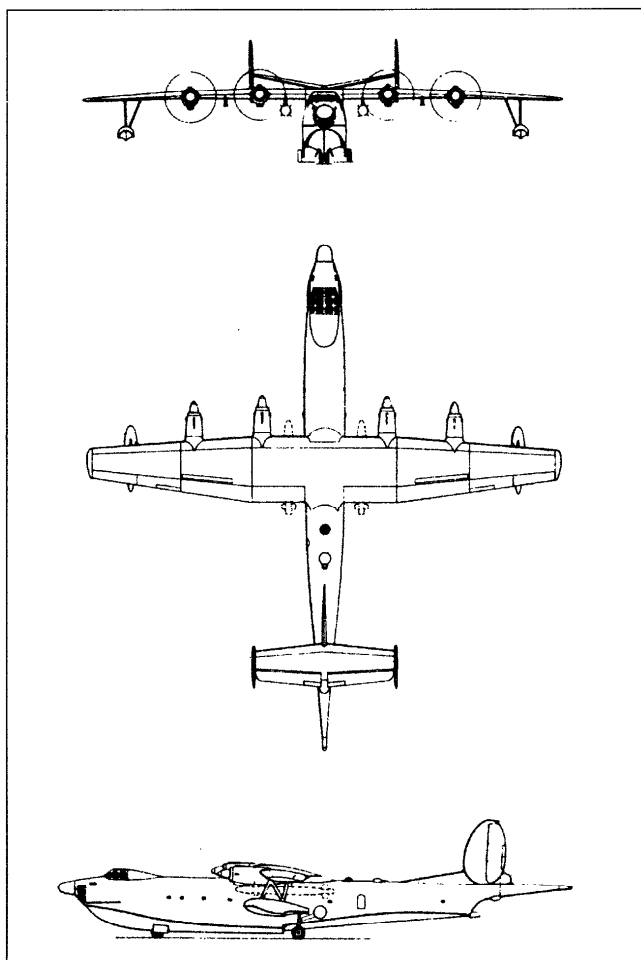


ПАТРУЛЬНЫЙ ГИДРОСАМОЛЕТ SH-5

Самолет оснащен необходимым оборудованием для ведения разведки и фотографирования морских целей, несения патрульной службы в районе территориальных вод страны, поиска и уничтожения подводных лодок противника, постановки минных заграждений, для выполнения десантных операций и срочных грузовых перевозок в любое время суток и в сложных метеорологических условиях.

Опытный образец самолета был построен в декабре 1973 года, однако поднялся в воздух только 3 апреля 1976 года. Серийные самолеты начали поступать в войсковые части авиации ВМФ Китая в 1986 году.

По конструктивной схеме SH-5 является цельнометаллическим четырехдвигательным монопланом с прямым крылом, разнесенным двухкилевым хвостовым оперением и убирающимся в полете колесным шасси. Фюзеляж гидросамолета спроектирован с учетом необходимости производить взлет и посадку в открытом море и при значительной волне. Повышению устойчивости гидросамолета на воде служат неубираемые стабилизирующие поплавки, установленные на подкосах под каждой консолью прямого крыла. В носовой части фюзеляжа установлена поисковая РЛС, антенна которой закрыта радиопрозрачным обтекателем. Здесь же находится место штурмана. Кабина летчиков расположена несколько выше, за кабиной штурмана.

**Тактико-технические характеристики самолета SH-5**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1985
<i>Экипаж</i>	10—12 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	45 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	38,90 м
<i>высота</i>	9,79 м
<i>размах крыла</i>	36,00 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	4×2349 л. с.
<i>Максимальная скорость полета</i>	555 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании</i>	230 км/час
<i>Практический потолок</i>	7000 м
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	4750 км
<i>Вооружение:</i>	
<i>пушки</i>	2×23 мм
<i>глубинные бомбы,</i>	
<i>противолодочные торпеды,</i>	
<i>мины, противокорабельные ракеты,</i>	
<i>ракеты класса «воздух — воздух».</i>	

Центральная часть фюзеляжа используется для размещения радиоэлектронного оборудования и рабочих мест операторов. Здесь же находится отсек вооружения. В хвостовой части фюзеляжа установлен датчик магнитного обнаружителя.

Силовая установка состоит из четырех турбовинтовых двигателей WJ-5A (копия советского АИ-24) мощностью 2349 л.с. каждый. На валах двигателей установлены четырехлопастные реверсивные винты, применение которых улучшает маневренность самолета на воде, обеспечивая быстрое торможение и разворот. Запас топлива размещен в крыльевых и внутрифюзеляжных баках.

Противолодочное вооружение состоит из опускаемой гидроакустической станции, активных и пассивных радиогидроакустических буев, магнитного обнаружителя, поисковой РЛС и газоанализатора для обнаружения подводных лодок, идущих на перескопной глубине с использованием РДП (устройств для питания воздухом дизелей подводной лодки). В отсеке вооружения гидросамолета могут быть размещены глубинные и обычные бомбы, мины, противолодочные торпеды, радиогидроакустические буи и оборудование для поисково-спасательных работ. Максимальная масса размещенного здесь вооружения может составлять 6000 кг. Для размещения вооружения могут использоваться также четыре подкрыльсовых узла подвески. Здесь могут быть установлены противокорабельные ракеты, противолодочные торпеды или ракеты класса «воздух — воздух». Оборонительное вооружение самолета состоит из управляемой дистанционно пушечной установки, вооруженной двумя 23-мм авиапушками.

Имеются сведения о создании на базе SH-5 дальнего морского бомбардировщика, получившего на Западе условное обозначение PS-5.

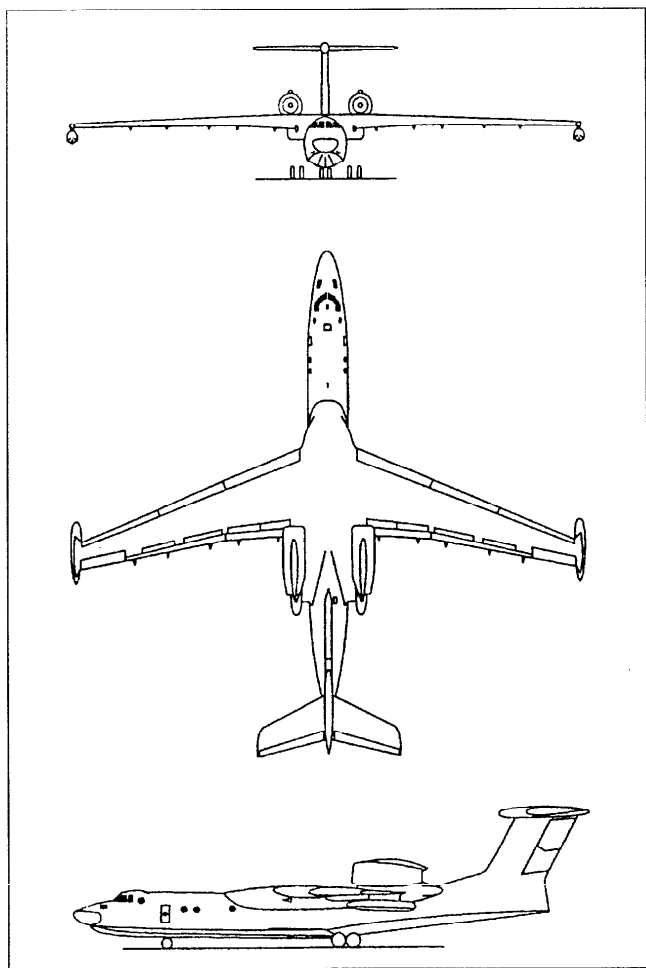


МНОГОЦЕЛЕВОЙ САМОЛЕТ-АМФИБИЯ А-40 «АЛЬБАТРОС»

А-40 разработан прежде всего как противолодочный самолет, способный за непродолжительное время обследовать обширные водные пространства, обнаружить подводную лодку с помощью бортовых средств обнаружения и поразить ее имеющимся у него оружием.

Самолет создан в 1988 году в АНТК им. Г.М. Бериева, он представляет собой свободнонесущий двухдвигательный моноплан с высокорасположенным стреловидным крылом и Т-образным хвостовым оперением. В планере самолета широко использованы сотовые клееные конструкции и неметаллические материалы. Фюзеляж однореданный большого удлинения. Впервые в мировой практике для него разработано днище переменной килеватости, что позволило улучшить устойчивость и управляемость самолета при движении по воде, а также уменьшить перегрузки при взлете и посадке. В передней части фюзеляжа за обтекателем антенны РЛС находится кабина экипажа, за ней расположен отсек радиоэлектронного оборудования, а в задней части фюзеляжа — отсек вооружения.

Самолет имеет крыло большого удлинения со стреловидностью по передней кромке примерно 27°. Оно оборудовано мощной механизацией, состоящей из выдвижных двухцелевых закрылков, занимающих наибольшую часть размаха, по всему размаху на передней кромке расположены отклоняемые носки.

**Тактико-технические характеристики самолета А-40**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1990
<i>Экипаж</i>	5 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	90 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	43,84 м
<i>высота</i>	11,07 м
<i>размах крыла</i>	41,62 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × тяга</i>	2 × 15 000 кгс
<i>Крейсерская скорость полета</i>	800 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	850 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании</i>	320—400 км/час
<i>Практический потолок</i>	13 000 м
<i>Дальность полета:</i>	
<i>с нагрузкой 6 500 кг</i>	4700 км
<i>с нагрузкой 10 000 кг</i>	4000 км
<i>Дальность полета (перелетная)</i>	5500 км
<i>Максимальная продолжительность патрулирования (с дозаправкой)</i>	12 часов
<i>Вооружение:</i>	
<i>радиогидроакустические буи</i>	3
<i>противолодочные торпеды</i>	3
<i>противокорабельные ракеты</i>	4—6

Под концевыми частями крыла на коротких пилонах установлены неубирающиеся поплавки, служащие для повышения устойчивости самолета на воде. В задней части фюзеляжа имеется водяной руль.

Трехстоечное колесное шасси самолета используется для эксплуатации его на аэродромах с твердым покрытием. При взлете с аэродрома длина разбега составляет 1000—1200 м, длина пробега при посадке — 700—900 м. При эксплуатации

на воде необходимая длина акватории составляет 3200 м. Самолет способен производить взлет и посадку на воду при высоте волн до 1,8 м. В полете и при взлетах и посадках в режиме гидросамолета передняя стойка шасси убирается в фюзеляж, а основные — в обтекатели, расположенные за крылом. Имеются сведения о возможности установки лыжного шасси для эксплуатации самолета на заснеженных площадках.

Силовая установка состоит из двух турбореактивных двухконтурных двигателей Д-30 КВП со взлетной тягой 15000 кгс. Двигатели расположены над обтекателями основных стоек шасси таким образом, что крыло защищает их воздухозаборники от попадания в них воды при взлете и посадке. Для дополнительной защиты двигателей от попадания в них воды используются брызгоотражатели, установленные по бортам фюзеляжа в носовой части и перед реданом. Для улучшения характеристик при взлете с водной поверхности самолет оснащен двумя бустерными турбореактивными двигателями, установленными под двигателями главной силовой установки в обтекателях основных стоек шасси. Суммарная тяга этих двигателей составляет 5000 кгс. Самолет оснащен системой дозаправки топливом в воздухе.

Самолет имеет необходимое гидроакустическое оборудование, радиоэлектронные и вычислительные средства, позволяющие ему решать боевые задачи самостоятельно или во взаимодействии с надводными кораблями, своими подводными лодками и самолетами ДРЛО.

В отсеке вооружения самолета могут разместиться до 3 противолодочных торпед «Орлан», или 4 — 6 противокорабельных управляемых ракет «Коршун», «Ястреб» или «Орел». Максимальная масса боевой нагрузки составляет 6500 кг.

На базе А-40 разработан его поисково-спасательный вариант А-42 с двумя шестиместными спасательными моторными лодками ЛПС-6 и пассажирский самолет-амфибия Бе-200, рассчитанный на перевозку 68 пассажиров.

Самолет А-40 принят на вооружение в 1990 г., однако серийно не производится.

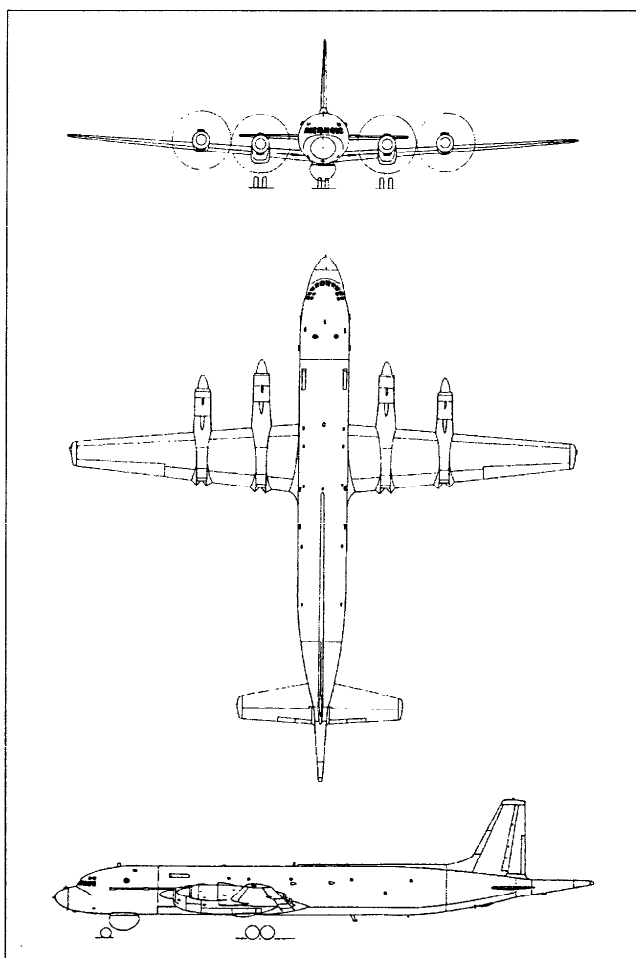


БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-38

Самолет применяется для самостоятельного или осуществляемого совместно с противолодочными кораблями поиска, обнаружения, классификации и уничтожения подводных лодок противника. Он может использоваться также для проведения поисково-спасательных операций, постановки минных заграждений и ведения разведки.

Самолет разработан в начале 60-х годов на базе пассажирского самолета Ил-18Д. Опытный образец самолета Ил-38 впервые поднялся в воздух 27 сентября 1961 года, серийное производство осуществлялось с 1969 года на московском заводе «Знамя труда», ранее выпускавшем самолеты Ил-18. Всего было выпущено более 60 машин этого типа.

Противолодочный самолет Ил-38 является четырехдвигательным цельнометаллическим монопланом с низкорасположенным трапециевидным крылом, однокилевым хвостовым оперением и трехстоечным убираемым в полете колесным шасси. По сравнению с базовым самолетом в конструкции Ил-38 имеются следующие изменения: крыло смещено вперед на 3 метра, в носовой части фюзеляжа под кабиной экипажа установлен радиопрозрачный обтекатель поисковой РЛС, в оконечной части фюзеляжа за хвостовым оперением в длинном коке установлен датчик детектора магнитных аномалий, оборудованы два отсека для размещения вооружения и радиогидроакустических буев, увеличена емкость топливной системы, значительно сокращено количество иллюминаторов. Для аварийного покидания самолета в

**Тактико-технические характеристики самолета Ил-38**

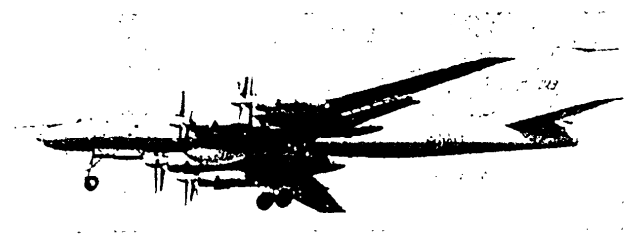
<i>Год принятия на вооружение</i>	1967
<i>Экипаж</i>	10 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	60 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	40,08 м
<i>высота</i>	10,16 м
<i>размах крыла</i>	31,42 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	4х4250 л.с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	656 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	690 км/час
<i>Практический потолок</i>	10 000 м
<i>Дальность полета</i>	
<i>с боевой нагрузкой</i>	6500 км
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	7100 км
<i>Максимальная масса боевой нагрузки</i>	5000 кг
<i>Вооружение:</i>	
<i>противолодочные торпеды</i>	АТ-1 или АТ-2,
<i>глубинные бомбы</i>	
<i>осветительные бомбы и маркеры</i>	

нижней части фюзеляжа устроен откидывающийся люк, в состав оборудования самолета введены спасательный плот и морские спасательные комплекты летчиков. Как и на Ил-18, силовая установка самолета Ил-38 состоит из четырех турбовинтовых двигателей АИ-20М с четырехлопастными воздушными винтами. С учетом установленных на самолете дополнительных топливных баков общая емкость топливной системы составляет 35 153 литра. Для увеличения длительности патрулирования были проработаны варианты оснаще-

ния самолета системой дозаправки топливом в воздухе и осуществления полетов с выключением одного из двигателей.

На самолете Ил-38 впервые в практике советского самолетостроения установлена автоматизированная поисково-прицельная система «Беркут», главным компонентом которой является цифровая вычислительная машина. Эта вычислительная машина получает информацию от установленных самолетом активных и пассивных радиогидроакустических буев, бортовой поисковой РЛС, магнитометра и бортовых систем, выдающих данные о скорости, курсе, высоте полета самолета и т.д. На основании этой информации вычислительная машина рассчитывает место нахождения самолета, управляет его движением, определяет место целей по информации от буев, управляет РЛС при автосопровождении цели, вычисляет вероятность поражения цели выбранными средствами, выдает сигналы на открытие бомболюков и сброс радиогидроакустических буев, бомб, торпед и решает другие задачи.

Радиогидроакустические буи, осветительные авиабомбы, маркеры, глубинные бомбы и противолодочные торпеды размещаются в двух отсеках вооружения. В зависимости от поставленных перед самолетом целей разработано около 30 вариантов загрузки этих отсеков. Наиболее сбалансированным по составу средств поиска и поражения считается такой: 144 ненаправленных пассивных буя РГБ-1, 10 направленных пассивных буев, три активных буя (гидроакустические станции) РГБ-3 и две противолодочные торпеды АТ-2. Сбросом буев и средств поражения управляет пульт, подключающий цепи сбрасывания к вычислительной машине, которая ведет учет оставшихся средств.

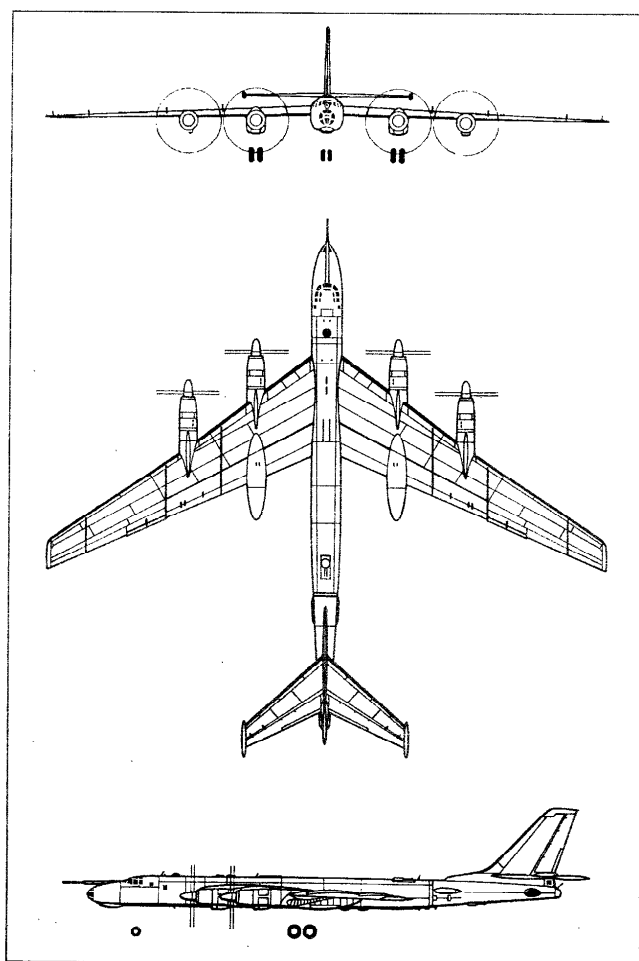


БАЗОВЫЙ ПРОТИВОЛОДЧНЫЙ САМОЛЕТ ТУ-142

Самолет предназначен для поиска, обнаружения и уничтожения подводных лодок противника на удалении до 5000 км от аэродрома базирования, создания и контроля в течение продолжительного времени противолодочных рубежей большой протяженности.

Самолет разработан ОКБ А.Н.Туполева в конце 60-х годов на базе стратегического бомбардировщика Ту-95РЦ. Первый полет опытного образца Ту-142 состоялся летом 1968 года. На вооружение авиации ВМФ самолет был принят в 1972 году, серийное производство осуществлялось сначала на авиазаводе в г.Куйбышев (Самара), а затем — в Жданове (Таганрог).

Как и бомбардировщик Ту-95, самолет Ту-142 выполнен по нормальной аэродинамической схеме с высокорасположенным стреловидным крылом большого удлинения (угол стреловидности по 1/4 хорд составляет 35°). На верхней поверхности каждой консоли крыла установлены три аэродинамических гребня, крыло, как и стреловидное оперение, оборудовано антиобледенительной системой. Фюзеляж типа полумонокок имеет круглое поперечное сечение, по длине он разделен на две герметичные кабины, отсек радиоэлектронного оборудования и вооружения. В передней гермокабине располагается основная часть экипажа, здесь оборудованы

**Тактико-технические характеристики самолета Ту-142**

Год принятия на вооружение	1980
Экипаж	10 человек
Максимальная взлетная масса	188 т
Размеры:	
длина	49,50 м
высота	12,12 м
размах крыла	51,10 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	4 × 15 000 л. с.
Максимальная скорость полета:	
на высоте 12500 м	925 км/час
на малой высоте	834 км/час
Практический потолок	12 000 м
Дальность полета с боевой нагрузкой 11340 кг	12 550 км
Максимальная продолжительность полета	17 часов
Вооружение:	
пушки	2 × 23 мм
противокорабельные ракеты Х-35	8
радиогидроакустические буи, глубинные бомбы, противолодочные торпеды	

рабочие места летчиков, бортинженера и операторов радиоэлектронной аппаратуры. Для отдыха членов экипажа во время длительных патрульных полетов оборудован отсек отдыха со спальными местами, имеется также химический туалет и небольшой камбуз с плитой для разогрева пищи. В задней гермокабине находится стрелок кормовой пушечной установки, вооруженной двумя пушками ГШ-23.

Силовая установка самолета состоит из четырех высокоэкономичных турбовинтовых двигателей НК-12 с двухряд-

ными восьмилопастными воздушными винтами АВ-60. Запас топлива во внутренних баках составляет 70 000 кг, самолет оборудован также системой дозаправки топливом в воздухе с несубиравшейся штангой.

Для поиска, обнаружения, классификации и слежения за подводными лодками на самолете установлена аппаратура, принцип работы которой основан на распознавании демаскирующих подводную лодку физических полей: акустического, магнитного и радиолокационного.

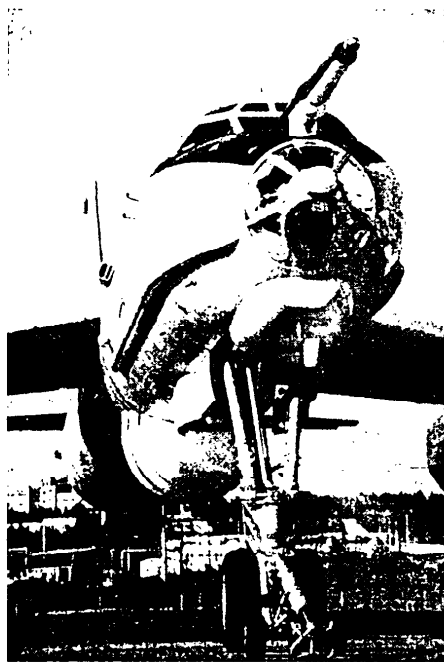
Для регистрации акустического поля подводной лодки на самолете размещается большое количество радиогидроакустических буев активного и пассивного типа, регистрация аномалий магнитного поля осуществляется датчиком магнитных аномалий, а мощная радиолокационная станция кругового обзора, установленная в обтекателе под фюзеляжем, обеспечивает обнаружение подводных лодок, следующих в надводном положении или под перископом. На первой серийной модификации Ту-142 эта аппаратура объединялась в составе поисково-прицельной системы «Беркут»-95.

Кроме перечисленных выше источников информации о подводной и надводной обстановке, в нее входили также самолетное прицельно-индикаторное устройство, цифровая вычислительная машина, блок сопряжения ЭВМ с РЛС, пульт ввода данных и другая аппаратура. От большого количества бортовых датчиков система также получала информацию о скорости, курсе и высоте полета самолета, она была связана с автопилотом, автоматическим радиоконпасом и другими приборами. На основании этой информации и благодаря наличию ЭВМ система позволяла в автоматическом режиме и с высокой точностью решать навигационные и тактические задачи.

В 1975 году была создана новая модификация самолета Ту-142М, оснащенная новой поисково-прицельной системой «Коршун», позволяющей осуществлять поиск и обнаружение малошумных подводных лодок нового поколения. Поступивший на вооружение в 1980 году самолет имеет также более мощную навигационную аппаратуру, автомати-

зированную систему связи, новую радиогидроакустическую аппаратуру «Кайра» и магнитомер «Ладога».

Наиболее современной модификацией, выпускавшейся во второй половине 80-х годов, является Ту-142МЗ с модернизированной поисково-прицельной системой «Коршун»-Н и новой радиогидроакустической аппаратурой «Заречье». На самолете имеются заново спроектированная кабина экипажа, усовершенствованная система заправки топливом в воздухе. Некоторые варианты самолетов этой модификации имеют увеличенные размеры люков отсека вооружения.



Кроме модификаций, предназначенных для борьбы с подводными лодками, были разработаны также следующие модификации:

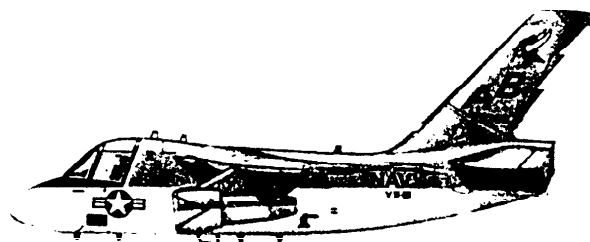
Ту-142 МР — с буксируемой антенной для обеспечения связи с подводными лодками, находящимися в подводном положении, и Ту-142МЗ-К для воздушных перевозок коммерческих грузов массой до 20 000 кг на расстояние до 9150 км.

Вооружение самолета Ту-142 МЗ состоит из радиогидроакустических буев, глубинных бомб, противолодочных торпед и управляемых ракет, а также противокорабельных ракет Х-35 с дальностью прицельного пуска 130 км и массой боевой части 145 кг. Оборонительное вооружение состоит из двух авиапушек ГШ-23 и аппаратуры радиоэлектронной борьбы.

В настоящее время на вооружении авиации ВМФ России находится около 75 самолетов Ту-142 всех модификаций и 8 самолетов экспортной модификации Ту-142МЭ — на вооружении ВМС Индии.



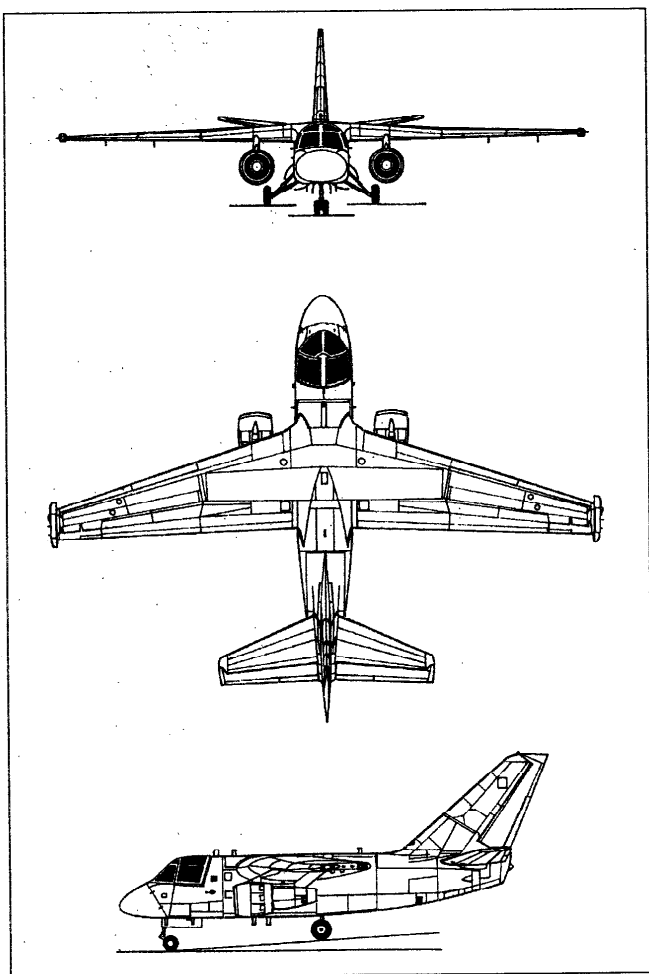
Вид спереди самолета Ту-142 МЗ



ПАЛУБНЫЙ ПРОТИВОЛОДОЧНЫЙ САМОЛЕТ S-3 «ВИКИНГ»

S-3 «Викинг» является основным самолетом авианосной авиации США, предназначенным для обнаружения и уничтожения подводных лодок. Самолет разработан фирмой «Локхид» по заказу ВМС США, первый полет прототипа состоялся 21 января 1972 года. Всего за период с 1974 по 1978 г. для ВМС США было произведено 186 самолетов S-3A.

При создании самолета конструкторам удалось решить проблему создания пригодного для размещения на авианосцах компактного боевого самолета, обладающего мощным радиоэлектронным оборудованием и большим радиусом действия. Самолет представляет собой двухдвигательный высокоплан со стреловидным крылом (угол стреловидности по линии 1/4 хорд составляет 15°) и убирающимся в полете трехстоечным шасси с передней стойкой. Цельнометаллический фюзеляж типа полумонокок, небольшого удлинения, имеет в поперечном сечении форму квадрата со скругленными углами. В носовой его части располагается кабина экипажа, состоящего из четырех человек. Впереди друг с другом рядом находятся кресла летчиков, за ними — кресла операторов бортового радиоэлектронного оборудования и вооружения. Все кресла катапультируемые. За кабиной экипажа находятся отсеки вооружения, а в хвостовой части смонтирована выдвигающаяся штанга магнитометра. Для



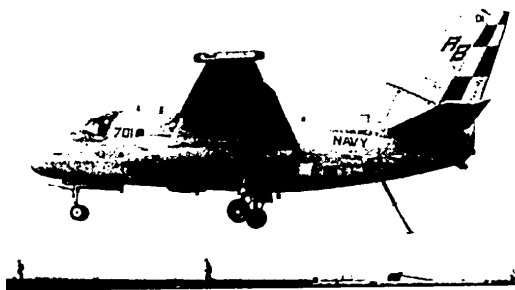
Тактико-технические характеристики самолета S-3A

Год принятия на вооружение	1974
Экипаж	4 человека
Максимальная взлетная масса	23830 кг
Размеры:	
длина	16,26 м
высота	6,93 м
размах крыла	20,93 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 4200 кгс
Крейсерская скорость полета	649 км/час
Максимальная скорость полета	814 км/час
Скорость полета при патрулировании	296 км/час
Практический потолок	10 670 м
Дальность полета (перегоночная)	5560 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 850 км	4,5 часа
Максимальная масса боевой нагрузки	3175 кг
Вооружение:	
глубинные бомбы Mk57	2
противолодочные торпеды Mk46	4
радиогидроакустические буи	60

обеспечения возможности размещения самолета в ангарах авианосцев крыло и киль самолета складываются с помощью специальных приводов. Для посадки на палубу авианосца самолет, кроме колесного шасси, оборудован посадочным гаком.

Двигатели силовой установки размещены на пилонах под крылом самолета. На форсаже каждый из двух двигателей фирмы «Джнснрал элсктрик» TF34-GE-2 развивает тягу 4200 кгс. Запас топлива во внутренних топливных баках составляет

7200 л, на пилонах под крылом самолета могут быть подвешены два дополнительных топливных бака общей емкостью 2270 л. Имеется возможность заправки самолета топливом в воздухе.



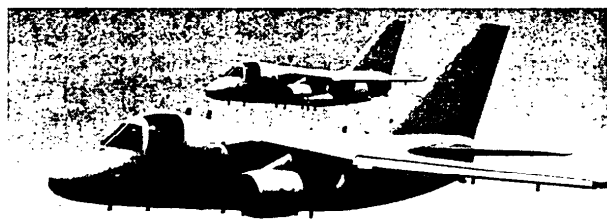
Самолет S-3B совершает посадку на палубу авианосца

Самолет оснащен современным радиоэлектронным оборудованием, позволяющим выполнять полеты в любое время суток в сложных метеорологических условиях и обеспечивающим обнаружение современных подводных лодок, находящихся в подводном положении. Бортовое радиоэлектронное оборудование объединено в боевую информационно-управляющую систему A-NEW, в которую наряду с поисковым оборудованием входят комплексы пилотажно-навигационного и связного оборудования, а также система управления оружием.

Все компоненты A-NEW объединяются быстродействующей ЭВМ AN/AYK-10. Эта вычислительная машина управляет работой различных систем и подсистем, а также средствами поиска цели, обрабатывает данные для отображения, вырабатывает команды на применение оружия, вычисляет местоположение целей и сбрасываемых радиогидроакустических буев, обрабатывает поступающую от них информацию и регистрирует процесс выполнения задания. В состав ЭВМ входят по два центральных процессора, запоминающих

устройства, блока ввода-вывода, блока сопряжения. Такое резервирование обеспечивает функционирование всех остальных систем самолета в случае отказа половины блоков ЭВМ.

Основным поисковым оборудованием самолета являются активные и пассивные радиогидроакустические буи. Кроме того, самолет оборудован поисковой РЛС, инфракрасной си-

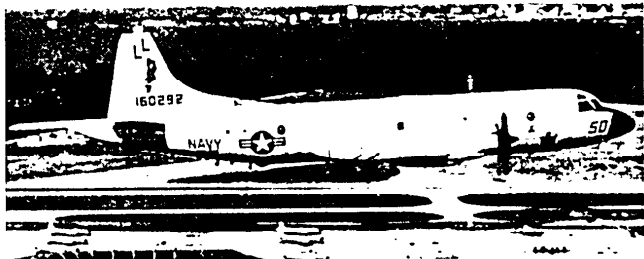


Самолеты S-3A выполняют полет парой

стемой переднего обзора, станцией радиотехнической разведки и магнитным обнаружителем с магнитным компенсатором. По сообщениям печати, поисковая РЛС способна обнаружить перископ подводной лодки на расстоянии 55 км при волнении моря до 3 баллов.

Самолеты модификации S-3A вооружаются глубинными бомбами Mk57, торпедами Mk46, минами Mk53 и пусковыми установками неуправляемых ракет калибром 70 мм или 127 мм. Начиная с 1981 года часть самолетов модификации S-3A переоборудована в модификацию S-3B, в состав вооружения которой введены противокорабельные управляемые ракеты «Гарпун». Самолеты модификации S-3B имеют также усовершенствованное радиоэлектронное оборудование.

Кроме модификаций S-3A и B в авианосной авиации США используются многоцелевые транспортные самолеты US-3A, самолеты-заправщики KS-3A и самолеты радиотехнической разведки ES-3A.



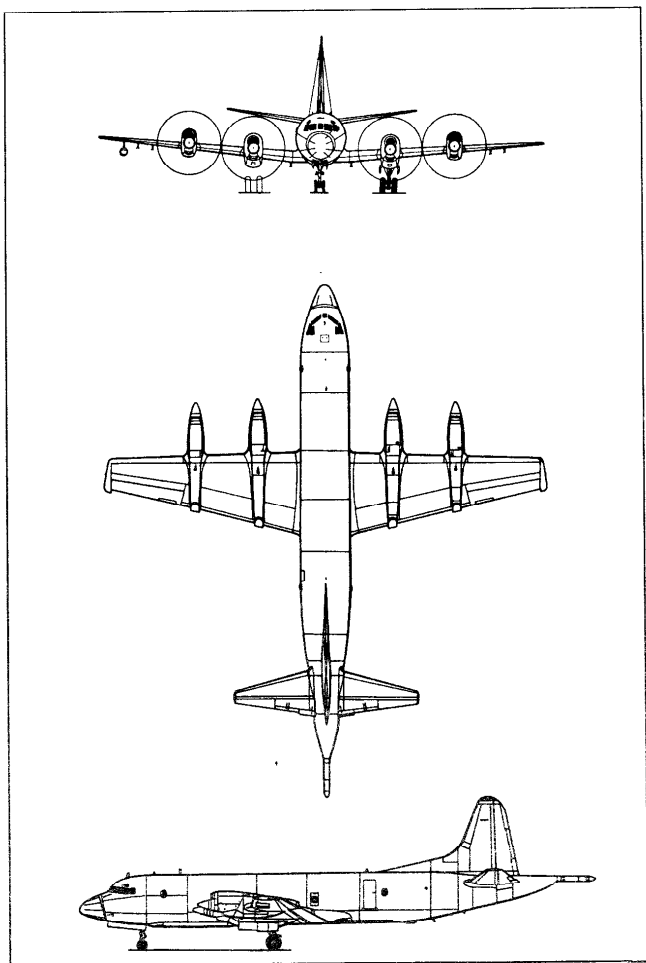
Самолеты Р-3 «Орион» ВМФ США



БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Р-3 «ОРИОН»

Самолет является основным средством морской разведки и противолодочной борьбы американской базовой авиации. Кроме авиации ВМФ США, самолет широко используется в морской авиации Японии, Австралии, Португалии, Канады и других стран. Общее число произведенных самолетов Р-3 всех модификаций достигает 550 единиц.

Фирма «Локхид» разработала самолет в конце пятидесятих годов по заказу ВМФ США. За основу был взят выпускавшийся этой фирмой пассажирский турбовинтовой самолет L.188 «Электра». В ходе перепроектирования фюзеляж базового самолета был укорочен на 2,1 метра, упразднены окна пассажирской кабины, в фюзеляже установлена новая мощная РЛС, а за хвостовым оперением в длинном коке установлен датчик детектора

**Тактико-технические характеристики самолета Р-3С**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1969
<i>Экипаж</i>	10 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	64,4 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	35,60 м
<i>высота</i>	10,30 м
<i>размах крыла</i>	30,40 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	4×4910 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	610 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	760 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании</i>	381 км/час
<i>Практический потолок</i>	9000 м
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	7600 км
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы</i>	5 часов
<i>Вооружение:</i>	
<i>радиогидроакустические буи</i>	
<i>глубинные бомбы калибром 157 кг</i>	8
<i>противолодочные торпеды</i>	8
<i>противокорабельные управляемые ракеты</i>	4

магнитных аномалий. В таком виде прототип нового противолодочного самолета был поднят в воздух 19 августа 1958 года. 25 ноября 1959 года в воздух поднялся второй прототип, на котором уже было смонтировано все радиоэлектронное оборудование и узлы подвески вооружения. Этот прототип получил обозначение УР-3А, а серийные машины, первая из которых поднялась в воздух 15 апреля 1961 года — Р-3А «Орион».

Фюзеляж самолета по горизонтали разделен на две части — герметизированную верхнюю и негерметизированную

нижнюю. В верхней части фюзеляжа находится кабина экипажа и отсеки операторов с пультами управления и различным бортовым оборудованием. В нижней части фюзеляжа размещены отсек вооружения, пусковые установки радиоакустических боев и другое вспомогательное оборудование.

В низкорасположенном крыле находится четыре интегральных топливных бака (с учетом фюзеляжного топливного бака общий запас топлива составляет 34826 литров), на крыле смонтированы четыре турбовинтовых двигателя фирмы «Аллисон» TS6-A-14 со взлетной мощностью 4910 л.с. каждый. Под крылом имеются 10 узлов подвески вооружения, общая масса которого может достигать 3400 кг.

Шасси трехстоечное, каждая стойка снабжена двумя пневматиками. В полете носовая стойка убирается в фюзеляж, а основные — в мотогондолы двигателей.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета в ходе его эксплуатации неоднократно модернизировалось с тем, чтобы обеспечить возможность выполнения им боевых задач.

В находящейся в передней части фюзеляжа кабине пилотов установлены два пульта управления. На пульте командира корабля имеется индикатор тактической обстановки в реальном масштабе времени, где отображаются первоначальные и предполагаемые координаты цели, местоположение самолета и маршрут полета в упрежденную точку, координаты выставленных радиогидроакустических боев. По краям этого индикатора высвечиваются данные о скорости полета, расчетном времени прибытия на авиабазу или в заданный район патрулирования и пройденном расстоянии. С помощью клавиатуры командир может осуществлять связь с ЭВМ боевой информационно-управляющей противолодочной системы A-NEW, носителем которой является «Орион». Эта ЭВМ управляет применением оружия, но командир может в любой момент воспользоваться ручным управлением.

За кабиной пилотов оборудованы следующие рабочие места экипажа самолета: пост оператора тактической обстановки, два поста операторов гидроакустической аппарату-

ры, пост операторов неакустической аппаратуры, пост оператора средств навигации и радиосвязи, два наблюдательных поста у бортовых иллюминаторов.

На современных модификациях самолета в целях полного использования физических возможностей экипажа во время длительных (до 18 часов) патрульных полетов созданы улучшенные бытовые условия, обеспечивающие максимальные удобства для экипажа. Самолеты оборудуются кухней, кафе-баром с четырьмя откидными пассажирскими креслами, имеется зона отдыха с четырьмя койками.

Кроме первой серийной модификации Р-3А, выпущенной в количестве 157 машин с четырьмя двигателями Т-56-А-10W взлетной мощностью 4570 л.с., выпускались следующие основные модификации:

Р-3В — вторая серийная модификация с двигателями Т56-Ф-14, которые устанавливались также и на последующих модификациях. Выпущено 145 самолетов Р-3В, часть из которых в начале 70-х годов была переоборудована в модификацию ВР-3В — самолет радиотехнической разведки и радиопротиводействия;

Р-3С — модификация с модернизированным радиоэлектронным оборудованием, включая центральную быстродействующую ЭВМ «Univac» ASQ-114. Изготовлено 143 машины этой модификации. Имеются ее варианты, отличающиеся установленной аппаратурой и вооружением: Р-3С Update I, Р-3С Update II с ракетами «Гарпун» и Р-3С Update III. Самолеты этой модификации выпускались по лицензии в Японии.

Р-3F — морской разведчик и противолодочный самолет с упрощенным электронным оборудованием, до 1975 года Ирану поставлено 8 таких самолетов.

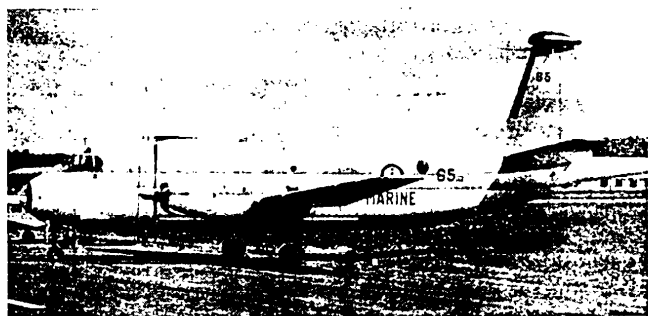
RP-3D — самолет для измерения магнитного поля Земли.

WP-3D — самолет для разведки погоды и исследования океанов и атмосферы

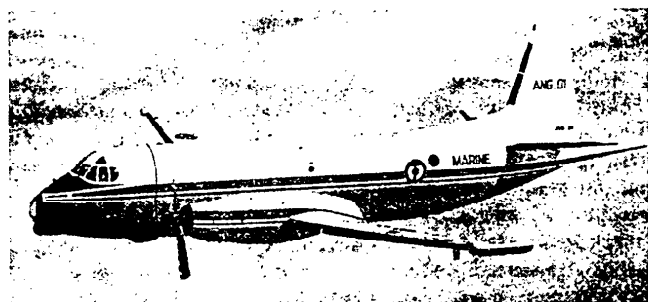
CP-140 «Аврора» — 18 самолетов этой модификации поставлено вооруженным силам Канады.

Максимальная боевая нагрузка (6 т) может включать: в

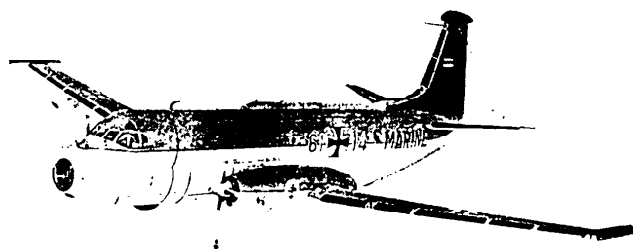
фюзеляжном отсеке (3,2 т) — восемь глубинных 157-кг бомб «67», восемь противолодочных торпед (Мк46 или «73»), одну мину калибра 2000 фунтов и три 1000-фунтовые, а на подкрыльевых узлах подвески — до четырех ПКР «Гарпун», торпеды, мины и неуправляемые авиационные ракеты.



Противолодочный самолет Br 1150 «Атлантик»



Противолодочный самолет «Атлантик-2»



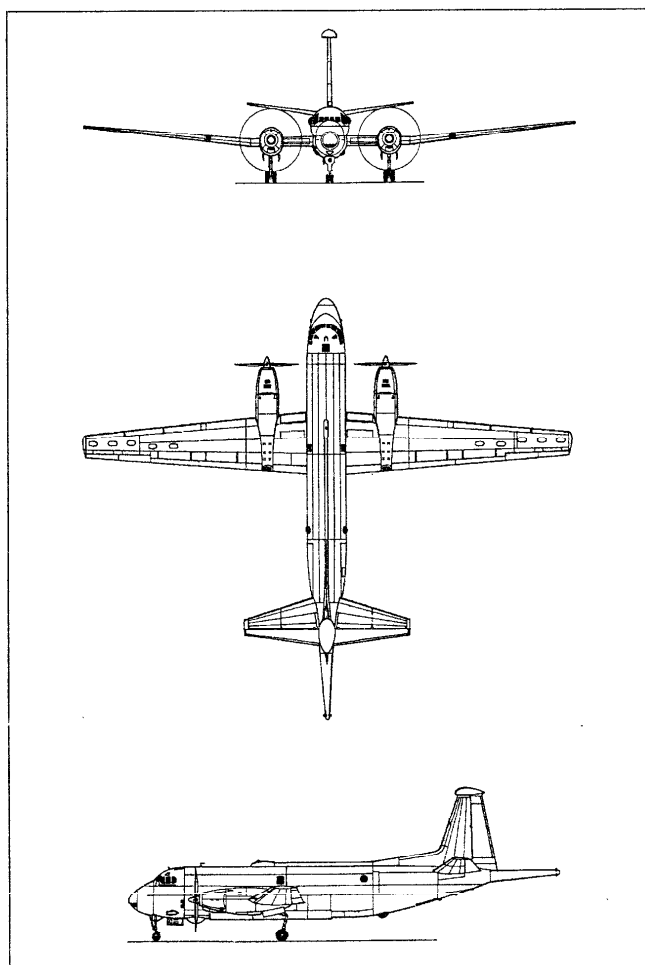
БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Br.1150 «АТЛАНТИК»

В морской авиации стран НАТО и Пакистана используется до 90 самолетов «Атлантик». Основным их назначением является ведение разведки над морем, поиск и уничтожение подводных лодок и надводных кораблей. Кроме того, самолеты этого типа используются при проведении поисково-спасательных операций и для ведения радиоэлектронной борьбы.

Самолет разработан французской фирмой «Бреге» в 1958 году на основании технических требований НАТО. Первый полет опытного образца состоялся 21 октября 1961 года, серийное производство было начато в конце 1965 года.

«Атлантик» имеет фюзеляж, в верхней части которого находятся герметизированные кабины экипажа и специального оборудования, а в негерметизированной нижней части — главный отсек вооружения с размерами $9 \times 2,2 \times 1,55$ м и вспомогательные отсеки. Экипаж самолета состоит из 12 человек: два летчика, штурман, главный оператор, бортмеханик, радист, четыре оператора (РЛС, средств радиотехнической разведки и гидроакустической аппаратуры) и два наблюдателя.

Самолет снабжен среднерасположенным крылом большого размаха. На консолях крыла в мотогондолах установлены два турбовинтовых двигателя «Тайн» RTy Mk.21 анг-

**Тактико-технические характеристики самолета Br.1150**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1964
<i>Экипаж</i>	12 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	43,5 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	31,75 м
<i>высота</i>	11,33 м
<i>размах крыла</i>	36,30 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	2х6150 л.с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	556 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	660 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании</i>	320 км/час
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	9000 км
<i>Практический потолок</i>	9100 м
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы 1100 км</i>	8 часов
<i>Вооружение:</i>	
<i>радиогидроакустические буи</i>	до 72
<i>глубинные бомбы калибром 160 кг</i>	5
<i>противолодочные торпеды</i>	4—8
<i>управляемые ракеты AS-12</i>	
<i>класса «воздух — поверхность»</i>	4

лийской фирмы «Роллс-Ройс». Мощность каждого из них составляет 6150 л. с. Запас топлива в шести интегральных топливных баках составляет 21000 л. Кроме того, на концах консолей крыла могут быть подвешены два дополнительных топливных бака. Благодаря такому большому запасу топлива при скорости полета 560 км/час на высоте 7650 м радиус действия самолета равен 1100 км, время патрулирования на малой высоте 8 часов, а общая продолжительность полета 12,5 часа. При этом резерв топлива составляет 20

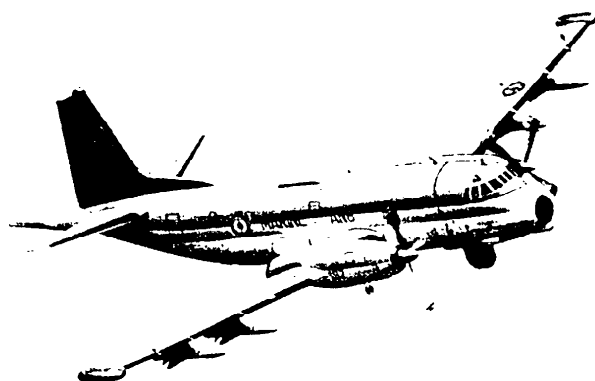
процентов общего количества. Максимальная продолжительность полета составляет 18 часов.

Колесное шасси трехстоечное, каждая стойка снабжена двумя пневматиками. Передняя стойка убирается в фюзеляж, а основные стойки убираются в продолжения мотогондол.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета позволяет осуществлять поиск и уничтожение подводных целей в любое время суток и в сложных метеорологических условиях. На нем установлены такие навигационные средства, как аппаратура систем ТАКАН и ЛОРАН, радиокompас, навигационная ЭВМ, вычислитель аэродинамических параметров, доплеровская навигационная система. Автопилот поддерживает высоту полета с точностью до 1,5 м и курс до 1°.

Для поиска подводных лодок самолет оснащается радио-гидроакустическими буями систем «Джули» (активная) и «Джезибел» (пассивная), магнитным обнаружителем с дальностью действия около 300 м и газоанализирующей аппаратурой, выявляющей выхлопные газы дизельных подводных лодок. В нижней части фюзеляжа смонтирована РЛС типа DRAA-2B с дальностью действия 22 — 110 км или 75 — 370 км (длительность импульса 0,5 или 2 мкс.). Антенна РЛС выдвижная и вращается со скоростью 6 — 8 об/мин.

Для поражения обнаруженных подводных и надводных целей в главном отсеке вооружения подвешивается в различных вариантах следующее вооружение: пять глубинных бомб калибром 160 кг, четыре торпеды LX4 или восемь торпед Mk44. Здесь же может быть подвешена ядерная глубинная бомба. Во вспомогательных отсеках вооружения размещаются осветительные бомбы, морские маркеры и радиогидроакустические буи. Для размещения вооружения на крыле самолета имеется четыре пилонa. Здесь могут быть подвешены управляемые ракеты AS-12 класса «воздух — поверхность» или контейнеры с фотоаппаратурой. Общая масса боевой нагрузки составляет 3,5 т (по другим данным — 5,5 т).

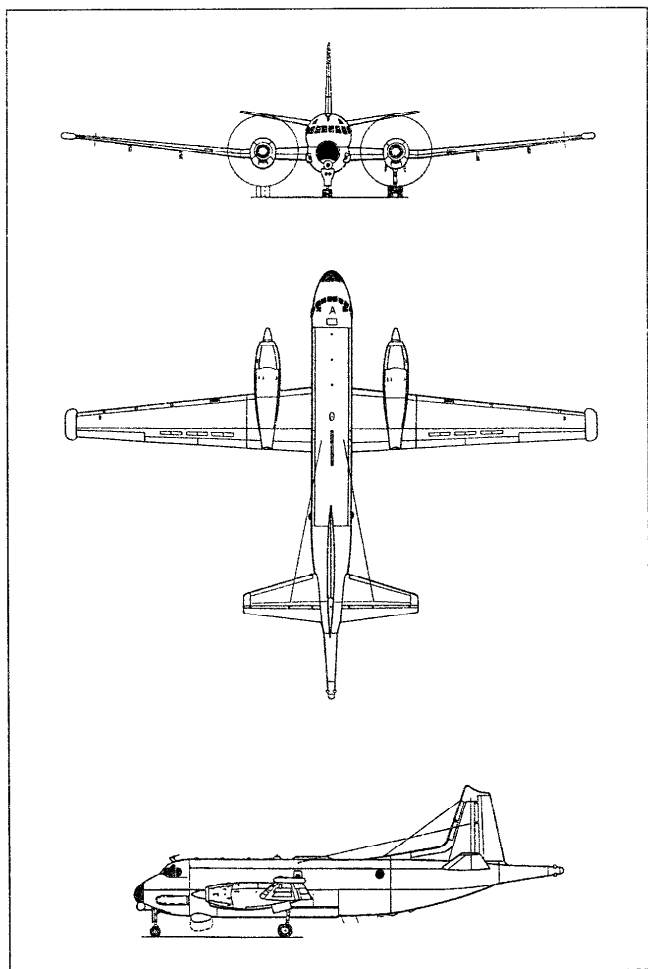


БАЗОВЫЙ ПАТРУЛЬНЫЙ САМОЛЕТ «АТЛАНТИК»-2

Самолет разработан в конце 70-х годов французской фирмой «Дассо-Бреге» для постепенной замены вырабатывающих свой ресурс базовых патрульных самолетов Br.1150 «Атлантик». Он также предназначается для поиска, обнаружения подводных лодок и надводных кораблей противника и борьбы с ними. Предусмотрены также возможности использования самолета для выполнения транспортных и поисково-спасательных операций.

Первый из двух опытных образцов был поднят в воздух 8 мая 1981 года, второй — 26 марта 1982 года. Первоначально самолет имел название «Атлантик ANG», а затем — «Атлантик» ATL-2 или «Атлантик»-2. Первый серийный самолет из 19 заказанных французские ВМС получили в октябре 1989 года.

Самолет «Атлантик»-2 является дальнейшим развитием базового патрульного самолета Br.1150 «Атлантик». При этом аэродинамическая схема и силовая установка не претерпели существенных изменений. Основное отличие заключается в



Тактико-технические характеристики самолета «Атлантик»-2

Год принятия на вооружение	1989
Экипаж	10 человек
Максимальная взлетная масса	46,2 т
Размеры:	
длина	33,36 м
высота	10,89 м
размах крыла	37,42 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2х6 150 л.с.
Крейсерская скорость полета	555 км/час
Максимальная скорость полета	648 км/час
Скорость полета при патрулировании	315 км/час
Практический потолок	9145 км
Дальность полета (перегоночная)	9070 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 1100 км	8 часов
Вооружение:	
радиогидроакустические буи	до 100
глубинные бомбы	8
противолодочные торпеды	8
противокорабельные ракеты МА-39	2
управляемые ракеты «Мажик» класса «воздух — воздух»	4

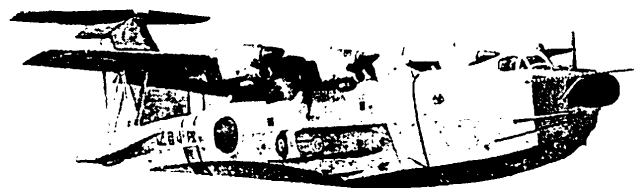
расширенных функциональных возможностях нового самолета, достигнутых благодаря установке на нем современного поискового радиоэлектронного оборудования, в состав которого входят РЛС дальнего обнаружения «Игуана», размещенная на выдвижной платформе в нижней части фюзеляжа перед бомбоотсеком, магнитный обнаружитель с циф-

ровой обработкой сигналов, инфракрасная станция переднего обзора, смонтированная под носовой частью самолета. Кроме того, самолет оснащен комплексом средств радиопротиводействия «Арап»-13, станцией радиотехнической разведки, а также газоанализатором и аэрофотоаппаратами. Обработка сигналов, поступающих от радиогидроакустических буев осуществляется комплексом аппаратуры «Саданг», взаимодействующим (как и большая часть другого радиоэлектронного оборудования) с бортовой ЭВМ, координирующей взаимодействие всех компонентов.

Навигационное обеспечение осуществляется двумя инерциально-навигационными системами, работающими в зависимости от выполняемых задач в инерциальном или смешанном режимах, и навигационной системой ТАКАН.

Благодаря высокой степени автоматизации работы аппаратуры экипаж самолета сокращен до 10 человек.

Вооружение самолета размещается в отсеке вооружения и на четырех подкрыльевых узлах подвески. В отсеке вооружения могут быть установлены две противокорабельные ракеты АМ-39 «Экзосет», восемь глубинных бомб, 70 маркерных радиомаяков, восемь самонаводящихся торпед Мк46 или шесть обычных бомб калибром 250 кг. Типичным вариантом загрузки отсека считается одна ракета АМ-39 и три торпеды. В отсеке вооружения размещаются также пассивные и активные радиогидроакустические буи, общее количество которых составляет 100 штук. На подкрыльевых узлах подвески могут быть установлены четыре противорадиолокационные ракеты «Армат», пусковые установки неуправляемых ракет, контейнеры с оборудованием или ракеты «Мажик» класса «воздух — воздух».

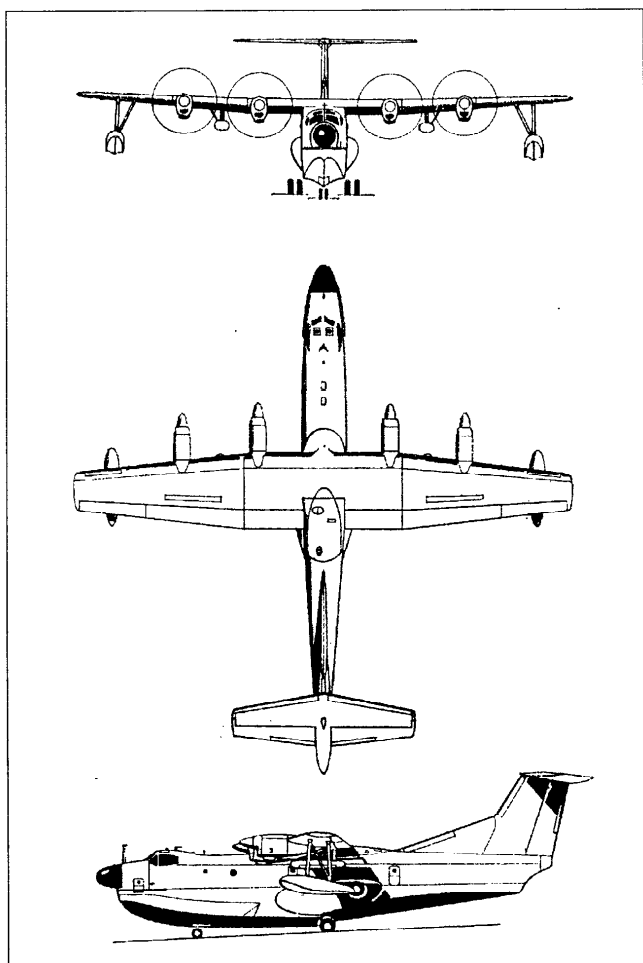


ПАТРУЛЬНЫЙ ГИДРОСАМОЛЕТ PS-1

Заказ на разработку патрульного гидросамолета с укороченным взлетом и посадкой японская фирма «Син Мэйва» получила от японских сил самообороны в январе 1966 года, однако исследования по этой тематике фирма начала еще в конце 50-х годов. Это позволило изготовить опытный образец самолета уже через 9 месяцев — 5 октября 1967 года он был поднят в воздух. Поставка самолетов PS-1 на вооружение авиации ВМФ Японии была начата в 1970 году. Всего было поставлено около 30 гидросамолетов PS-1 и его амфибийного варианта US-1. Вооруженным силам других стран самолет не поставлялся, так как японские законы запрещают экспорт военной техники.

По аэродинамической схеме самолет представляет собой моноплан с высокорасположенным прямым крылом и Т-образным хвостовым оперением. Полумонококовой конструкции фюзеляж имеет глиссирующую донную часть, форма которой, а также наличие желобкообразных демпфирующих устройств и брызгогасителей позволяют самолету взлетать и садиться на водную поверхность при волнении до 4 баллов.

Фюзеляж самолета разделен на две палубы: верхнюю и нижнюю. На верхней палубе находится кабина экипажа и отсек вооружения, в котором могут подвешиваться до четырех глубинных бомб типа 67 и дымовые заряды. Нижнюю палубу от носовой до хвостовой части фюзеляжа занимают отсек

**Тактико-технические характеристики самолета PS-1**

Год принятия на вооружение	1970	
Экипаж	10 — 12 человек	
Максимальная взлетная масса	42,95 т	
Размеры:		
длина	33,46 м	
высота	9,82 м	
размах крыла	33,15 м	
Силовая установка:		
количество двигателей×тяга	4×3060 л. с.	
Крейсерская скорость полета	410 км/час	
Максимальная скорость полета	540 км/час	
Практический потолок	8900 м	
Дальность полета (перезоночная)	4700 км	
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 1850 км	2,5 часа	
Вооружение:		
радиогидроакустические буи	до 50	
глубинные бомбы калибром 150 кг	4	противолодочные
торпеды	4	неуправляемые
ракеты калибром 127 мм	6	

электронного оборудования, ниши для кислородных баллонов и главных стоек шасси, а также два топливных бака.

В состав экипажа самолета входят 12 человек: два летчика, бортинженер, два оператора гидроакустической аппаратуры, штурман, оператор магнитного обнаружителя и поисковой РЛС, бортрадист, тактический координатор и два наблюдателя.

Для уменьшения длины взлетной и посадочной дистанции крыло самолета оборудовано системой управления пограничным слоем и снабжено мощной механизацией, состоящей из двухсекционных закрылков, предкрылков, элеронов и спойлеров. При этом закрылки, кроме основного предна-

значения, используются для отклонения вниз потока воздуха, отбрасываемого винтами. На концах крыла находятся стабилизирующие поплавки.

Гидросамолет PS-1 имеет перекатное трехколесное шасси, используемое при стоянке на берегу и спуске на воду. Начиная с 1976 года в ВМС Японии используется амфибийный вариант гидросамолета, имеющий обозначение US-1. Этот самолет-амфибия снабжен трехстоечным убирающимся в полете колесным шасси, которое позволяет самолету взлетать и садиться на бетонных взлетно-посадочных полосах.

Силовая установка самолета состоит из четырех турбовинтовых двигателей американской фирмы «Дженерал электрик» T64-III-10 мощностью по 3060 л. с. каждый. Эти двигатели приводят во вращение реверсивные трехлопастные винты диаметром 4,42 м. Кроме того, в верхней части фюзеляжа установлен газотурбинный двигатель T58-III-10 мощностью 1400 л. с., предназначенный для привода компрессора системы управления пограничным слоем. Запас топлива составляет 19 520 л. Топливо находится в двух фюзеляжных и пяти крыльевых баках.

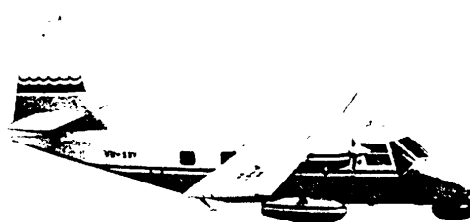
Радиоэлектронное оборудование самолета включает в себя радиокompас, приемники навигационных систем ТАКАН и ЛОРАН, устройство для определения высоты волн, доплеровскую РЛС, вычислитель навигационных данных, навигационный планшет, средства связи и станцию радиотехнической разведки HLR-1. Противолодочное оборудование состоит из магнитного обнаружителя, опускаемой гидроакустической станции, активных и пассивных радиогидроакустических буев, поисковой РЛС и пульта с экраном отображения тактической обстановки.

Для поражения морских целей на самолете могут быть размещены до четырех глубинных бомб (в отсеке вооружения). Кроме того, под каждой консолью крыла подвешиваются по две торпеды Mk44 или типа 73, а на концах крыльев — по три неуправляемые авиационные ракеты калибром 127 мм.

САМОЛЕТЫ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ



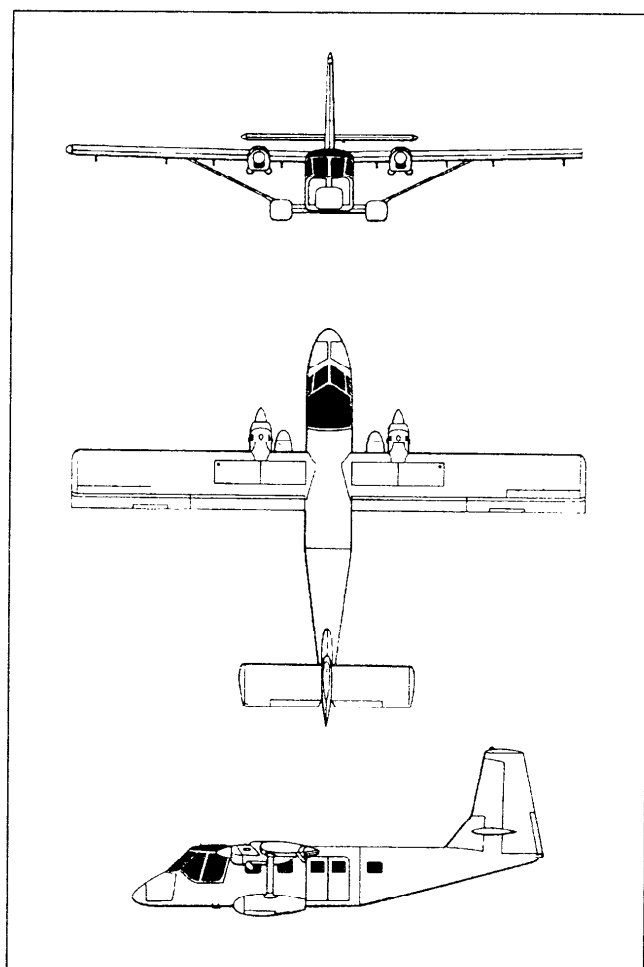
Самолеты «Номад» ВВС Австралии



САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ N22SB/SL «СЕРПЧМАСТЕР»

Самолет широко используется в системе береговой охраны Австралии. Разработан Австралийским государственным авиационным заводом GAF на базе гражданского самолета GAF N22 «Номад». По своей конструкции он является подкосным монопланом с высокорасположенным прямым крылом. Крыло снабжено мощной механизацией в виде двухщелевых закрылков по всему размаху крыла и зависающих элеронов, применение которых резко уменьшает разбег самолета при взлете и пробег при посадке. Уменьшению пробега при посадке способствует и применение трехлопастных винтов, обладающих возможностью реверсирования тяги. Для взлета и посадки на воду колесное шасси самолета может быть заменено поплавками. Самолет имеет полумонококовый металлический фюзеляж прямоугольного сечения, достаточно вместимый для размещения необходимого бортового радиоэлектронного оборудования. Основой этого оборудования является поисковая РЛС. На модификации N22SB используется РЛС Бендикс RDR 1400, установленная в носовой части фюзеляжа, а на более современной модификации N22SL — РЛС кругового обзора AN/APS-504(V)2A, установленная в обтекателе под фюзеляжем. Самолеты обеих модификаций оснащены радионавигационной системой «Омега», бортовой ЭВМ и необходимым связным оборудованием.

Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двига-

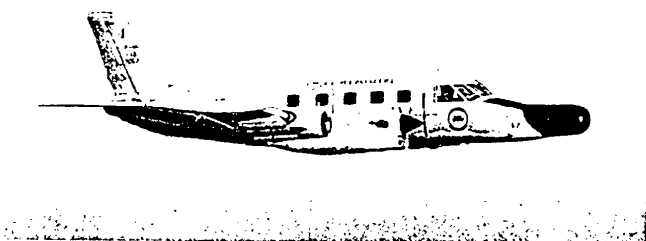
**Тактико-технические характеристики самолета N22SB/SL**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1980
<i>Экипаж</i>	4 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	4,1 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	12,56 м
<i>высота</i>	6,50 м
<i>размах крыла</i>	16,52 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	2×420 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 600 м</i>	300 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании на высоте 600 м</i>	240 км/час
<i>Практический потолок</i>	6400 м
<i>Дальность полета (перелетная)</i>	1352 км
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км</i>	6,5 часа
<i>Вооружение:</i>	
<i>пулеметы</i>	2×7,62 мм
<i>пусковые установки неуправляемых ракет</i>	2

телей фирмы «Аллисон» 250-B17C, установленных в мотогондолах под крылом самолета. Запас топлива размещен в фюзеляжных баках (1020 л) и двух крыльевых баках (325 л).

Для пресечения действий нарушителей границы территориальных вод под крылом самолета на пилонах могут быть установлены пулеметы или пусковые установки неуправляемых авиационных ракет. Необходимая прицельная аппаратура установлена в кабине летчиков. Общий вес боевой нагрузки может составлять 227 кг.

Кроме Австралии, самолеты этого типа используются вооруженными силами Индонезии.



Самолеты EMB-111 и EMB-120 (снизу) береговой охраны и ВВС Бразилии



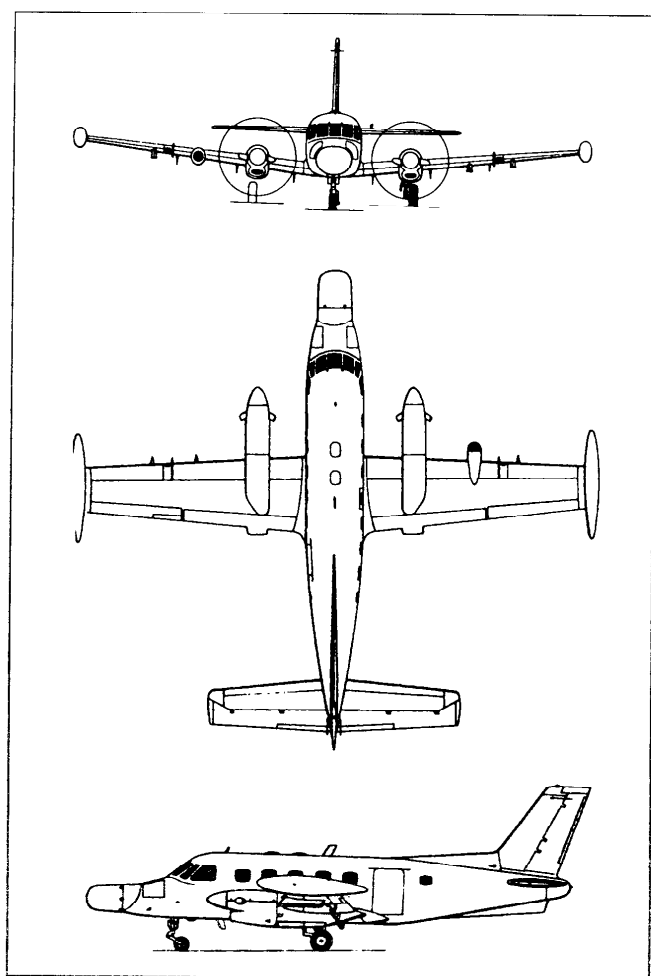
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ EMB-111

EMB-111 используется подразделениями береговой охраны Бразилии и Чили для патрулирования в прибрежных водах.

Самолет разработан фирмой «ЕМБРАЭР» на основе пассажирского самолета этой фирмы EMB-110. Он представляет собой свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом и однокилевым хвостовым оперением. От базового самолета EMB-111 отличается расположенными на концах крыла топливными баками и большим носовым обтекателем поисковой РЛС AN/APS-128. Кроме РЛС, в состав бортового радиоэлектронного оборудования входят инерциальная навигационная система, станция радиотехнической разведки, аппаратура пассивного радиопротиводействия «Томсон»-CSF, приемоответчик системы опознавания AN/APX-92, радиостанция AN/ARC-159 и радиовысотомер. Для визуального поиска целей в темное время суток на правой консоли крыла установлен прожектор.

Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей «Пратт-Уитни Канада» PTGA-34 мощностью 750 л.с. Запас топлива в четырех крыльевых баках составляет 1915 л, в двух концевых крыльевых баках находится 635 л.

Для размещения вооружения под крылом самолета имеются четыре узла подвески (по два под каждой консолью). Здесь могут быть установлены пусковые установки неуправляемых ракет класса «воздух — земля», контейнеры с дымо-

**Тактико-технические характеристики самолета ЕМВ-111**

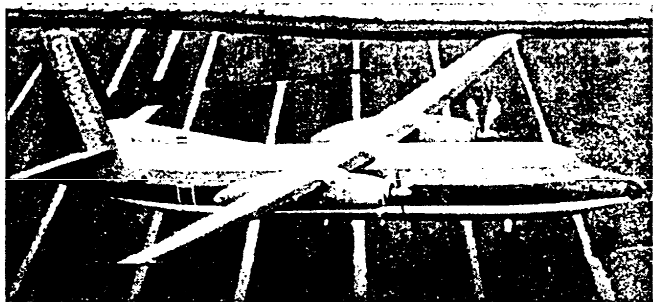
<i>Год принятия на вооружение</i>	1977
<i>Экипаж</i>	5—6 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	7,0 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	14,90 м
<i>высота</i>	4,90 м
<i>размах крыла</i>	15,90 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	2×750 л.с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м</i>	400 км/час
<i>Скорость полета при патрулировании на высоте 500 м</i>	300 км/час
<i>Практический потолок</i>	6860 м
<i>Дальность полета</i>	2000 км
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км</i>	6,5 часа
<i>Вооружение:</i>	
<i>радиогидроакустические буи</i>	
<i>пусковые установки</i>	
<i>неуправляемых ракет</i>	

выми гранатами, автоматы для сбрасывания дипольных отражателей.

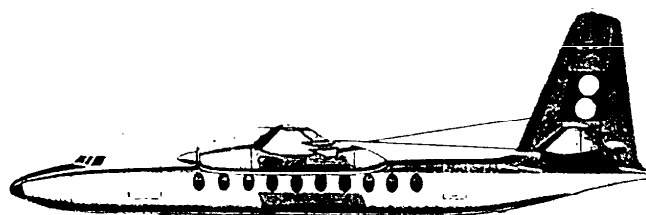
Из кабины через нижний люк могут быть сброшены осветительные ракеты или радиогидроакустические буи.



Самолет F.27 «Мэритайм»



Самолет F.27 «Френдшип»



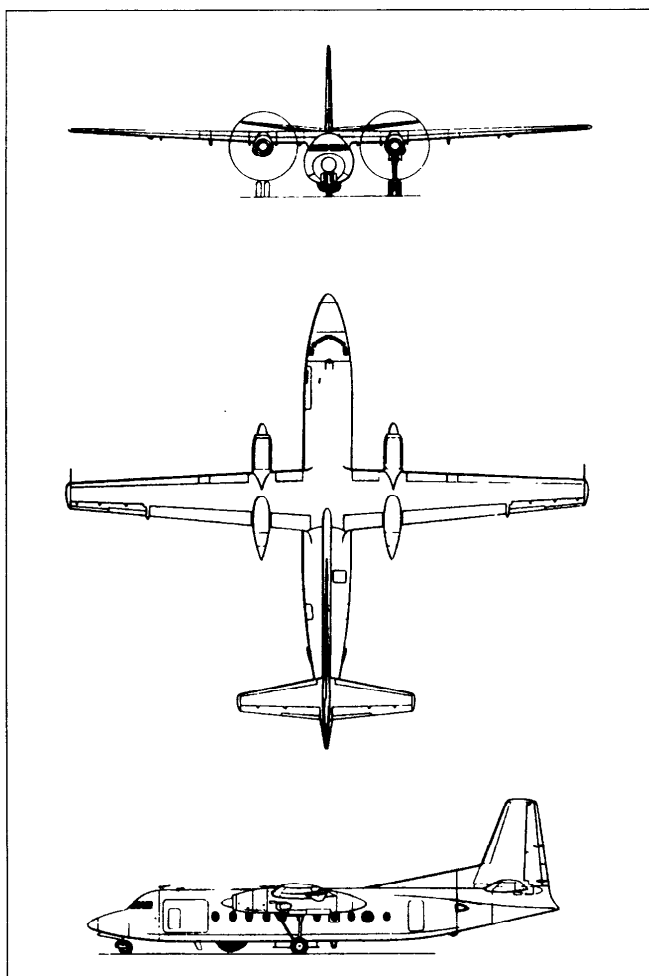
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ F.27 «МЭРИТАЙМ»

Самолет широко используется береговой охраной и ВВС Нидерландов, Испании, Филиппин, Таиланда и других стран для патрулирования побережья, защиты рыбного хозяйства и поисково-спасательных операций.

Он представляет собой вариант пассажирского самолета F.27 «Френдшип», разработанный в 1976 году голландской фирмой «Фоккер». Самолет имеет герметичный фюзеляж, в носовой части которого находится метеорологическая РЛС. Антенна поисковой РЛС AN/APS-504 (V) 3 смонтирована в обтекателе под фюзеляжем. В качестве навигационного оборудования используется специальная навигационная система, сопряженная с автоматической системой управления полетом. При совместной работе этой аппаратуры и радиовысотомера самолет может осуществлять патрулирование по выбранному профилю на высотах до 45 м без вмешательства летчика.

В передней части подвесного топливного бака под правой консолью установлен прожектор. Самолет оборудован также фотокамерами, работа которых сопряжена с инерциальной навигационной системой.

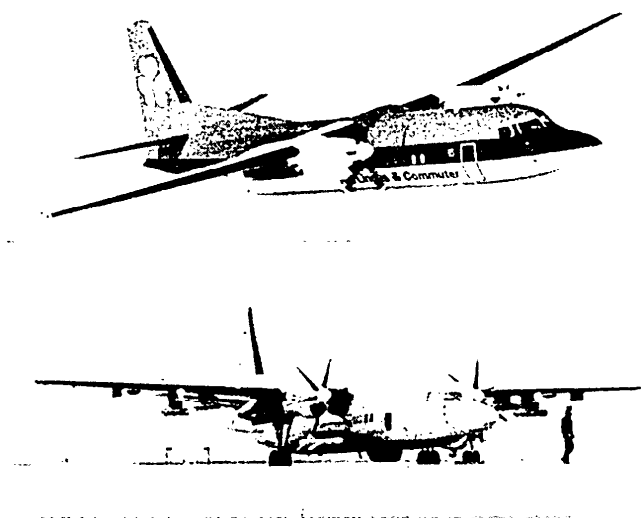
В задней части фюзеляжа имеется грузовой люк, через который можно сбрасывать с парашютами спасательное снаряжение потерпевшим аварию.



Тактико-технические характеристики самолета F.27 Мэритайм

Год принятия на вооружение	1976
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	21,3 т
Размеры:	
длина	23,56 м
высота	8,70 м
размах крыла	29,00 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 2320 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м	460 км/час
Скорость полета при патрулировании на высоте 450 м	280—330 км/час
Практический потолок	8990 м
Дальность полета	1926 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	11,6 часа
Вооружение	нет

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя «Дарт» Mk536-7R английской фирмы «Роллс-Ройс». Максимальная мощность, развиваемая каждым двигателем, составляет 2320 л.с. Запас топлива в крыльевых баках равен 5140 л, в двух подвесных подкрыльевых баках — 1 875 л.

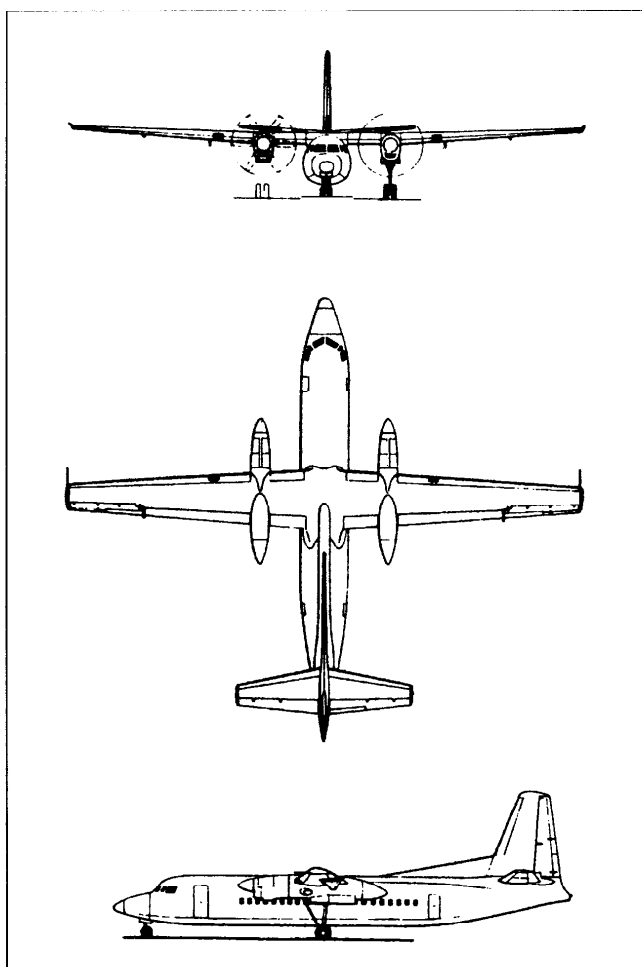


Самолеты береговой охраны F.50



САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ F.50

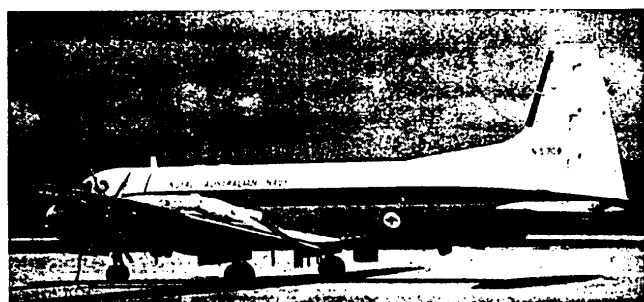
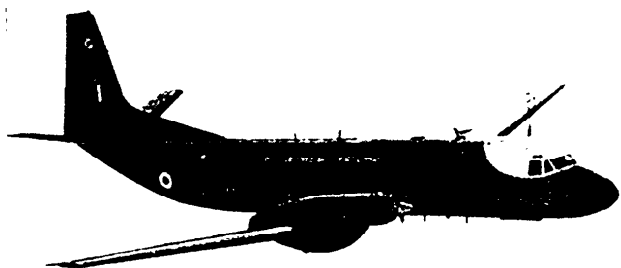
F.50 является одним из наиболее современных самолетов береговой охраны. Он создан голландской фирмой «Фоккер» с учетом опыта эксплуатации хорошо зарекомендовавших себя самолетов F.27 «Мэритайм». За основу этого самолета был принят новый пассажирский самолет F.50, первый полет которого состоялся 28 декабря 1985 года. Планер этого самолета в основном аналогичен проверенному планеру самолета F.27, однако он оснащен турбовинтовыми двигателями «Пратт-Витни Канада» PW125B с большей топливной эффективностью и шестилопастными малошумными винтами, он обладает улучшенной аэродинамикой, усиленным шасси и усовершенствованным крылом. В конструкции самолета широко применяются композиционные материалы. Самолет береговой охраны выпускается в двух модификациях. Модификация F.50 «Мэритайм» Mk2 представляет собой невооруженный самолет, предназначенный для патрулирования в пределах 200-мильной экономической зоны и для поисково-спасательных операций. Модификация F.50 «Мэритайм Инфорсер» Mk2 вооружается глубинными бомбами, противолодочными торпедами (Mk44, Mk46, «Стингрей», A244/S), противокорабельными ракетами AM39, «Экзосет», AGMF «Майверик», AGM-84A «Гарпун», «Си Сьюа» и «Си Игл». Эта модификация может использоваться как для морского патрулирования, так и для борьбы с подводными лодками и надводными кораблями.



Тактико-технические характеристики самолета F.50 Мэритайм Инфорсер Mk2

Год принятия на вооружение	1990
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	19,0 т
Размеры:	
длина	25,20 м
высота	9,30 м
размах крыла	29,00 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2х2500 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м	522 км/час
Максимальная скорость полета	760 км/час
Скорость полета при патрулировании на высоте 450 м	280—330 км/час
Практический потолок	7620 м
Дальность полета	2631 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	10 часов
Вооружение:	
радиогидроакустические буи	40
глубинные бомбы	
противолодочные торпеды	
противокорабельные ракеты	

Обе модификации оснащены РЛС кругового обзора AN/APS-134, современными средствами навигации и связи. Самолет F.50 «Мэритайм Инфорсер» Mk2 имеет, кроме того, аппаратуру приема сигналов радиогидроакустических буев, систему обработки информации, поступающей от буев, магнитного обнаружителя и пассивной РЛС. На нем смонтированы инфракрасная станция и станция радиотехнической разведки.



Самолеты береговой охраны HS.748-2B

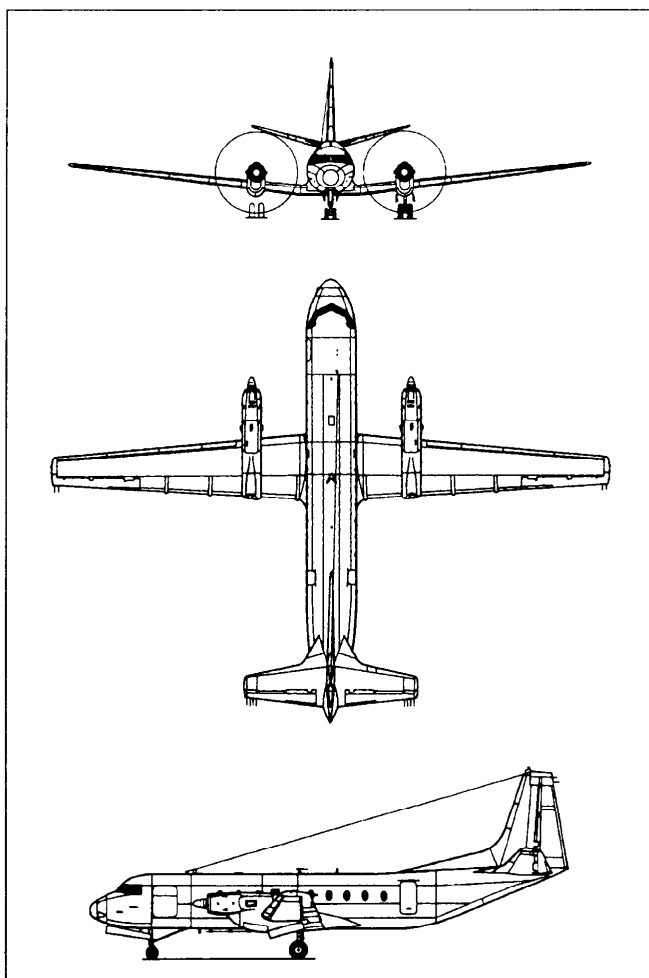


САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ HS.748-2B «КОУСТ ГАРДЕР»

Благодаря относительно большим размерам и мощным двигателям самолет способен выполнять не только функции разведки и наблюдения за соблюдением режима 200-мильной экономической зоны, но и осуществлять поиск и уничтожение подводных лодок и надводных кораблей. В случае необходимости он может применяться для эвакуации больных и раненых и для поисково-спасательных операций.

Самолет разработан фирмой «Бритиш аэроспейс» на базе гражданского пассажирского и транспортного самолета HS.748, использующегося также в ВВС Великобритании под обозначением «Эндовер» СС.Мк1 и СС.Мк2 (первая из этих модификаций имела два специально оборудованных варианта исполнения для Королевского звена, обслуживающего Королевский двор Великобритании).

Самолет выполнен по схеме двухдвигательного моноплана с низкорасположенным прямым крылом и традиционным однокилевым хвостовым оперением. Фюзеляж самолета условно разделен на кабину экипажа, тактическую кабину и хвостовой отсек, в котором в случае необходимости размещается спасательное оборудование (пятиместные спасательные плоты, контейнеры со спасательным снаряжением

**Тактико-технические характеристики самолета HS.748-2B**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1979
<i>Экипаж</i>	7 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	21,0 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	20,42 м
<i>высота</i>	7,57 м
<i>размах крыла</i>	31,23 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	2х2280 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 4570 м</i>	430 км/час
<i>Скорость патрулирования на высоте 600 м</i>	260 км/час
<i>Практический потолок</i>	7 620 м
<i>Дальность полета</i>	1307 км
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км</i>	11 часов
<i>Вооружение:</i>	
<i>противолодочные торпеды Mk46 или «Стингрей»</i>	4
<i>глубинные бомбы Mk11</i>	8
<i>противокорабельные ракеты «Си Сьюа» или «Си Игл»</i>	1—4

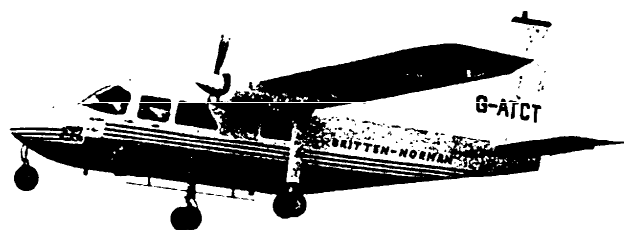
и т.д.). Сбрасывание с парашютами этого снаряжения осуществляется через грузовой люк, имеющийся в хвостовой части фюзеляжа.

На самолете установлены два турбовинтовых двигателя «Дарт» Mk 555 английской фирмы «Роллс-Ройс». Мощность каждого из них 2280 л. с. В четыре крыльевых топливных бака может быть залито 10 050 л топлива.

Основой бортового радиоэлектронного оборудования, предназначенного для выполнения разведывательных и по-

исковых задач, является бортовая ЭВМ, которая обрабатывает информацию, поступающую от установленных на самолете РЛС «Си Серчер»-2, магнитного обнаружителя, станции радиотехнической разведки, а также от радиогидроакустических буев. Обработанная ЭВМ информация выводится на основной индикатор на пульте оператора тактической обстановки и индикатор в кабине летчиков. На основном индикаторе отображаются данные о местоположении выставленных буев и морских маркеров, а также о контактах с целями, осуществленных с помощью РЛС, магнитного обнаружителя и станции радиотехнической разведки. С помощью панели управления вооружением оператор тактической обстановки может получить данные о наиболее целесообразном типе применяемого оружия и моменте его применения. Самолет оснащен также аппаратурой радионавигационной системы «Омега», радиовысотометром и необходимыми средствами радиосвязи.

Вооружение самолета размещается на четырех подкрыльевых и двух подфюзеляжных узлах подвески. Здесь могут быть подвешены торпеды Mk46 или «Стингрей», глубинные бомбы Mk11. Для поражения надводных целей возможно размещение управляемых противокорабельных ракет «Си Скьюа» или «Си Игл».

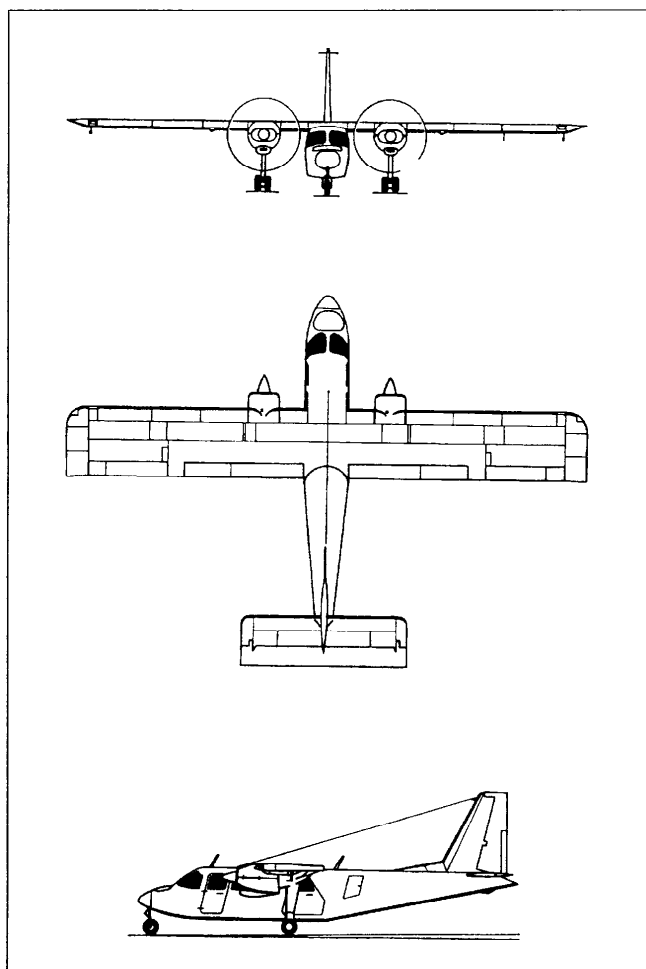


САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ BN-2 «ДЕФЕНДЕР»

Самолет предназначен для патрулирования, разведки на море, проведения поисково-спасательных операций, эвакуации больных и раненых, перевозки небольших грузов. Он является модификацией надежного многоцелевого самолета BN-2 «Айлендер», выпускавшегося английской фирмой «Бриттен-Норман» (всего выпущено более 1100 машин этого типа).

BN-2 является цельнометаллическим высокопланом с фюзеляжем прямоугольного сечения, однокилевым хвостовым оперением и неубирающимся трехстоечным колесным шасси со спаренными колесами на основных стойках. Фирмой «Бриттен-Норман» разработаны две модификации самолета: BN-2B с двумя поршневыми двигателями с горизонтальным расположением цилиндров фирмы «Авко Лайкомин» O-540-K1BS мощностью 300 л.с. каждый и BN-2T с двумя турбовинтовыми двигателями «Аллисон» 250-B17C мощностью на валу 320 л.с. В самолетах обеих модификаций запас топлива (740 л) размещен в двух крыльевых баках, установленных между лонжеронами крыла, и в двух концевых крыльевых баках. Имеется возможность размещения под крылом двух дополнительных топливных баков емкостью по 227 л каждый.

Самолеты «Дефендер» имеют современное бортовое радиоэлектронное оборудование, главным компонентом кото-

**Тактико-технические характеристики самолета BN-2B**

Год принятия на вооружение	1978
Экипаж	3 человека
Максимальная взлетная масса	3,0 т
Размеры:	
длина	11,10 м
высота	4,20 м
размах крыла	14,00 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2×300 л.с.
Крейсерская скорость полета на высоте 1500 м	240 км/час
Скорость полета при патрулировании на высоте 600 м	240 км/час
Практический потолок	4450 м
Дальность полета	1400 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	6 часов
Вооружение:	
пулеметы	2—4×7,62 мм
пусковые установки неуправляемых ракет	2—4

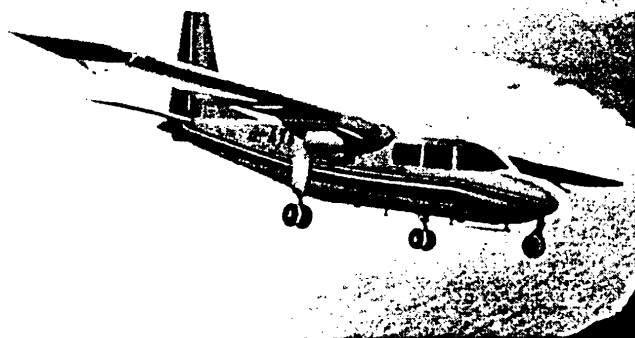
рого является поисковая или многофункциональная РЛС, устанавливаемая в носовой части фюзеляжа. Сканирование антенны многофункциональной РЛС составляет 60° с каждого борта, причем ширина захвата поверхности воды при полете на оптимальной высоте достигает 110 км. В состав электронного оборудования входит также аппаратура радионавигационной системы «Омега», радиовысотомер и современные средства радиосвязи.

Для повышения возможностей самолета BN-2 при поиске самолетов и кораблей фирмы «Бриттен-Норман» и «Торн

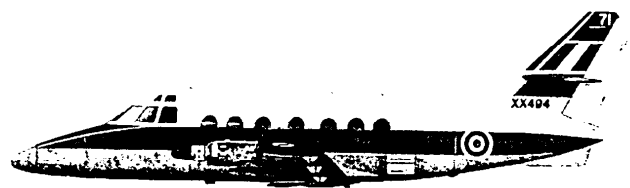
ЕМІ» в опытном порядке установили на нем радиолокационный комплекс «Скаймастер», способный одновременно обнаруживать до 100 воздушных и 32 морских целей. РЛС установлена в большом носовом обтекателе и может вести обзор нижней и верхней полусфер (во втором случае угол обзора составляет 280°). При этом корабли и самолеты обнаруживаются на расстоянии 230 км.

При использовании самолета в поисково-спасательных операциях сбрасывание с парашютами спасательных средств может осуществляться через большой грузовой люк в задней части фюзеляжа.

В случае необходимости на самолете может быть установлено вооружение, для этого предусмотрены четыре подкрыльевых узла подвески. Здесь могут быть размещены 7,62-мм пулеметы, пусковые установки неуправляемых ракет, авиационные бомбы и другое оружие массой до 525 кг.



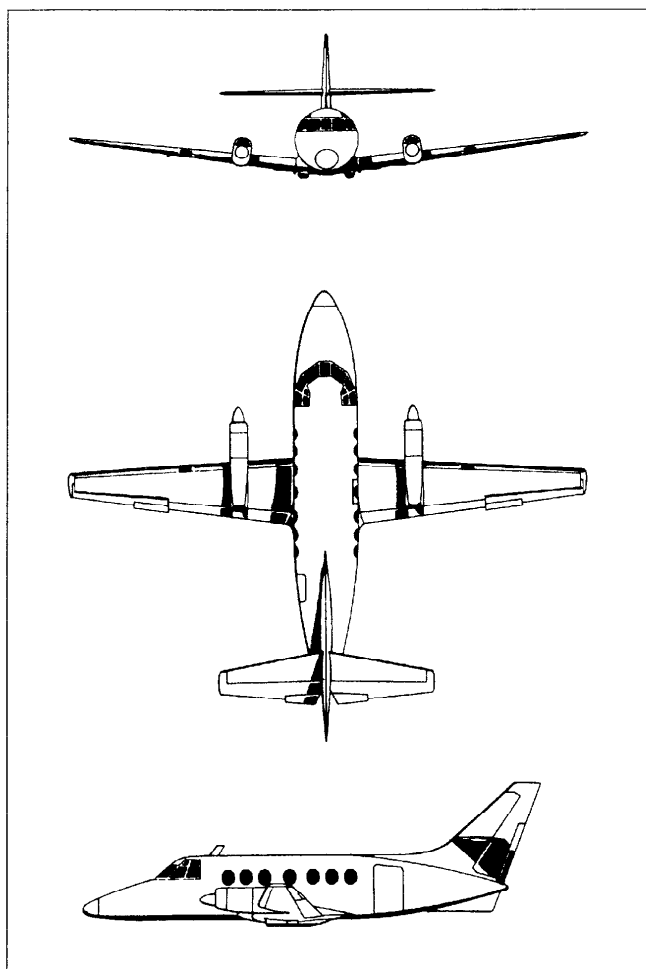
Самолет BN-2 «Дефендер» ВВС Великобритании



САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ДЖЕТСТРИМ»-31ЕZ

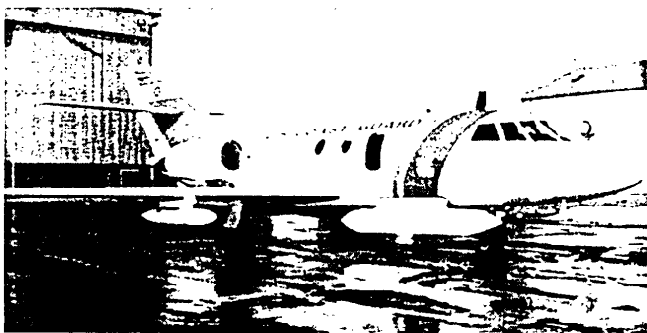
Самолет предлагается фирмой «Бритиш аэроспейс» для использования службами береговой охраны скандинавских стран, стран Западной Африки и Южной Америки. Он является надежным и относительно дешевым средством ведения разведки, наблюдения и контроля.

Основой для создания «Джетстрим»-31ЕZ послужил многоцелевой гражданский самолет «Джетстрим»-31, опытный образец которого совершил свой первый полет 28 марта 1980 года. Он является цельнометаллическим монопланом с низкорасположенным прямым крылом и нестреловидным однокилевым хвостовым оперением. Терхстоечное колесное шасси убирается с помощью гидропривода, при этом передняя стойка убирается в фюзеляж, а основные — в продолжения мотогондол. Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей фирмы «Гаррет» ТРЕ331-10 мощностью 900 л.с. каждый. Топливо (1745 л) размещается в крыльевых баках. Самолет оснащен современным радиоэлектронным оборудованием, в состав которого входит смонтированная под фюзеляжем РЛС кругового обзора, навигационная аппаратура, включая инерциальную доплеровскую навигационную станцию, вычислитель воздушных данных и аппаратуру радиосвязи.



Тактико-технические характеристики самолета «Джетстрим»-31EZ

Год принятия на вооружение	1982
Экипаж	3 человека
Максимальная взлетная масса	6,6 т
Размеры:	
длина	14,36 м
высота	5,32 м
размах крыла	15,85 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 900 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 5000 м	480 км/час
Скорость патрулирования на высоте 500 м	250 км/час
Практический потолок	9 630 м
Дальность полета (перегоночная)	779 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	5,5 часа
Вооружение	нет



Самолеты «Фалькон» 20 и НУ-25 «Гардиен» (внизу)



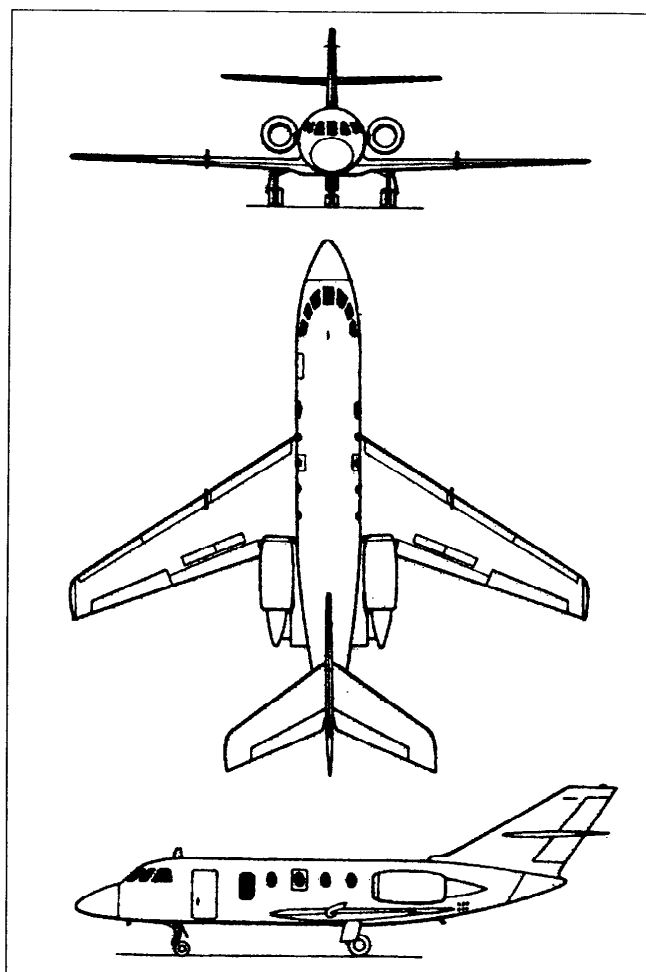
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ НУ-25 «ГАРДИЕН»

Самолет создан французской фирмой «Дассо-Бреге» в соответствии с техническим заданием береговой охраны США на патрульный самолет средней дальности. В качестве базы использован легкий административный самолет этой фирмы «Фалькон» 20.

Самолет НУ-25, опытный образец которого совершил первый полет 15 апреля 1981 г., представляет собой свобод-нонесущий низкоплан со стреловидным крылом и хвостовым оперением, фюзеляжем круглого сечения и убирающимся в полете трехстоечным колесным шасси. От базовой машины он отличается новыми турбовентиляторными двигателями АТНЗ-6, имеющими на 20 процентов большую тягу и на 20 процентов меньший расход топлива. Кроме того, новые двигатели позволили улучшить скороподъемность и взлетно-посадочные характеристики. Несколько изменен также фюзеляж самолета: уменьшено число иллюминаторов, а по обе стороны фюзеляжа сделаны необычайно большие окна для наблюдателей.

Экипаж самолета состоит из шести человек: два пилота (располагаются в кабине летчиков в передней части фюзеляжа), штурман, два наблюдателя и оператор радиоэлектронной системы поиска и наблюдения «Эйрай».

В состав системы «Эйрай», являющейся главным компонентом бортового радиоэлектронного оборудования самолета, вхо-



Тактико-технические характеристики самолета HU-25

Год принятия на вооружение	1983
Экипаж	6 человек
Максимальная взлетная масса	15,2 т
Размеры:	
длина	17,20 м
высота	5,30 м
размах крыла	16,30 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	2×2400 кг
Крейсерская скорость полета на высоте 9150 м	870 км/час
Скорость полета при патрулировании на высоте 800 м	280 км/час
Практический потолок	12 500 м
Дальность полета	4650 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	6 часов
Вооружение	нет

дят РЛС бокового обзора AN/APS-127, аппаратура опознавания «свой-чужой», телевизионная станция, работающая при низком уровне освещенности с лазерной подсветкой целей, инфракрасная станция переднего обзора и аэрофотоаппарат. РЛС AN/APS-127 при волнении моря 3 балла позволяет обнаруживать малые надводные цели с эффективной отражающей поверхностью 1 м² на дальности 16 км, а 20 м² — около 40 км. Суда с освещенной палубой обнаруживаются с помощью телевизионной станции на расстоянии 21 км.

Аппаратура радиосвязи включает две однополосные КВ и четыре УКВ радиостанции, а также автоматизированную систему передачи данных в цифровой форме.

Навигационное оборудование состоит из запросчиков систем ЛОРАН-С и ТАКАН, автоматического средневолнового радиопеленгатора, УКВ радиопеленгатора, двух радиодальномеров, аппаратуры визуальной и инструментальной посадки, инерциальной навигационной системы.

Самолет выпускался в трех модификациях:

HU-25A — самолет, оптимизированный для проведения поисково-спасательных операций;

HU-25B — самолет для контроля за загрязнением окружающей среды;

HU-25C — используется для борьбы с контрабандой наркотиков, модификация с бортовой инфракрасной системой FLIR для обнаружения целей в передней полусфере.

Всего береговой охране США поставлен 41 самолет «Гардиен», самолеты этого типа используются и в береговой охране Франции.

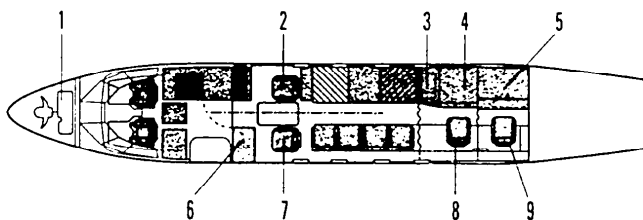


Схема компоновки кабин самолета HU-25 Гардиен:

- 1 — радиолокационная станция;
- 2 — место правого наблюдателя;
- 3 — аппаратура связи;
- 4 — навигационный пульт;
- 5 — пульт оператора системы «Эйрай»;
- 6 — шкаф с радиоэлектронной аппаратурой;
- 7 — место левого наблюдателя;
- 8 — штурман;
- 9 — оператор системы «Эйрай».

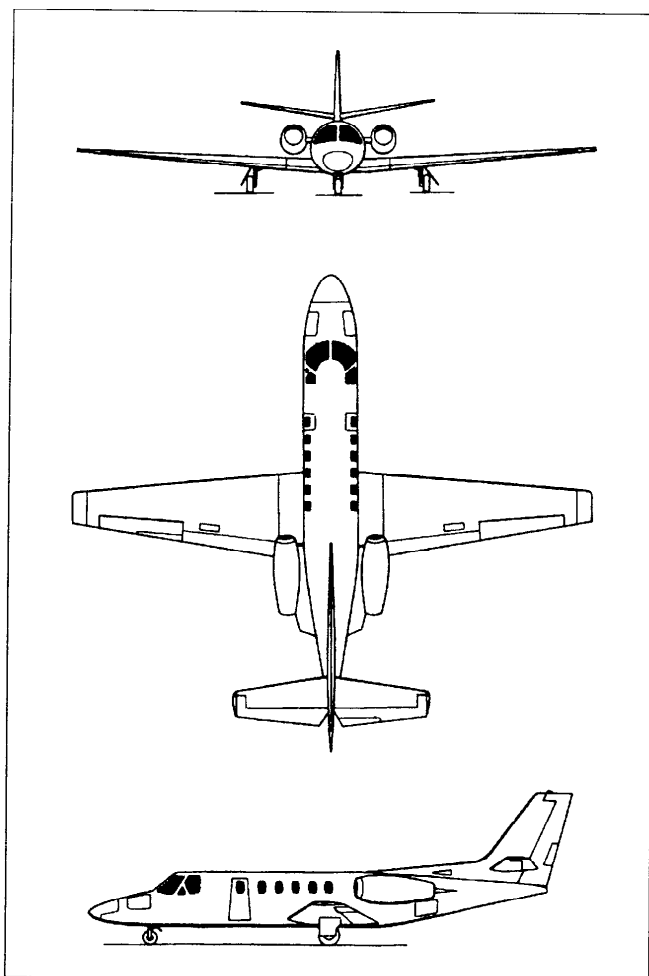


САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «САЙТЭЙШН»-2

Самолет разработан американской фирмой «Цесна» на базе легкого пассажирского самолета «Сайтэйшн»-1. Первый полет опытного образца самолета состоялся 31 января 1977 года. Как и базовый самолет, «Сайтэйшн»-2 является цельнометаллическим монопланом с прямым крылом и стреловидным хвостовым оперением. В связи с необходимостью размещения специального радиоэлектронного оборудования и дополнительного запаса топлива, фюзеляж базового самолета удлинен на 1,14 м. В передней части фюзеляжа размещена кабина летчиков и поисковая РЛС AN/APC-128 с фазированной антенной решеткой, закрытой радиопрозрачным обтекателем. За кабиной летчиков находится тактическая кабина, где располагаются два поста, оснащенных аппаратурой для наблюдения за морем через специальные иллюминаторы. Здесь же находится пульт оператора РЛС с устройством отображения данных на экраны. Такое же устройство установлено и в кабине летчиков.

Основу навигационного оборудования составляет бортовая аппаратура радионавигационной системы «Омега», в качестве резервной используется аппаратура системы ЛОРАН.

Силовая установка самолета состоит из двух турбовентиляторных двигателей фирмы «Пратт-Уитни Канада» JT-15D4 с тягой по 1130 кг. Двигатели установлены на горизонтальных пилонах по бортам в хвостовой части фюзеляжа. Ем-

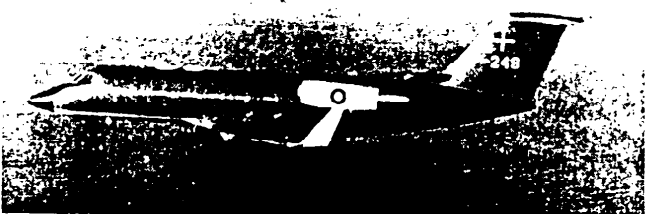
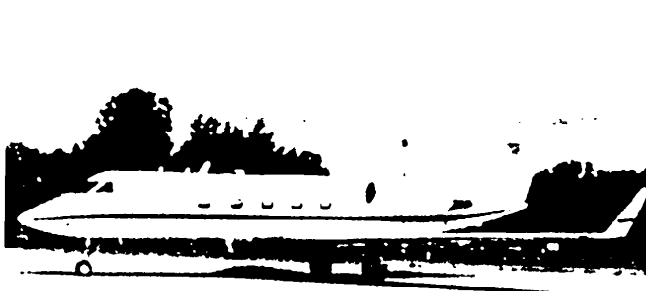


Тактико-технические характеристики самолета «Сайтэйшн»-2

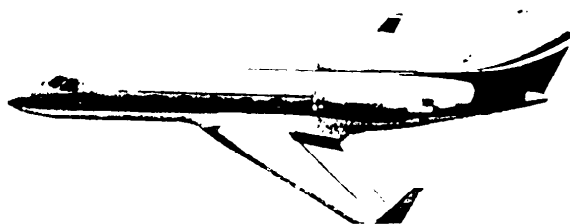
Год принятия на вооружение	1977
Экипаж	4 человека
Максимальная взлетная масса	6,0 т
Размеры:	
длина	14,40 м
высота	4,57 м
размах крыла	15,76 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяги	2x1 130 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 7600 м	700 км/час
Скорость патрулирования на высоте 300 — 600 м	240 км/час
Практический потолок	13 100 м
Дальность полета	3151 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	3 часа
Вооружение	нет

кость топливной системы составляет 2800 л, топливо размещается в крыльевых баках.

Кроме береговой охраны США, самолет используется в авиации ВМФ Испании и в ВВС Турции и Венесуэлы.



Самолеты береговой охраны «Гольфстрим»-3



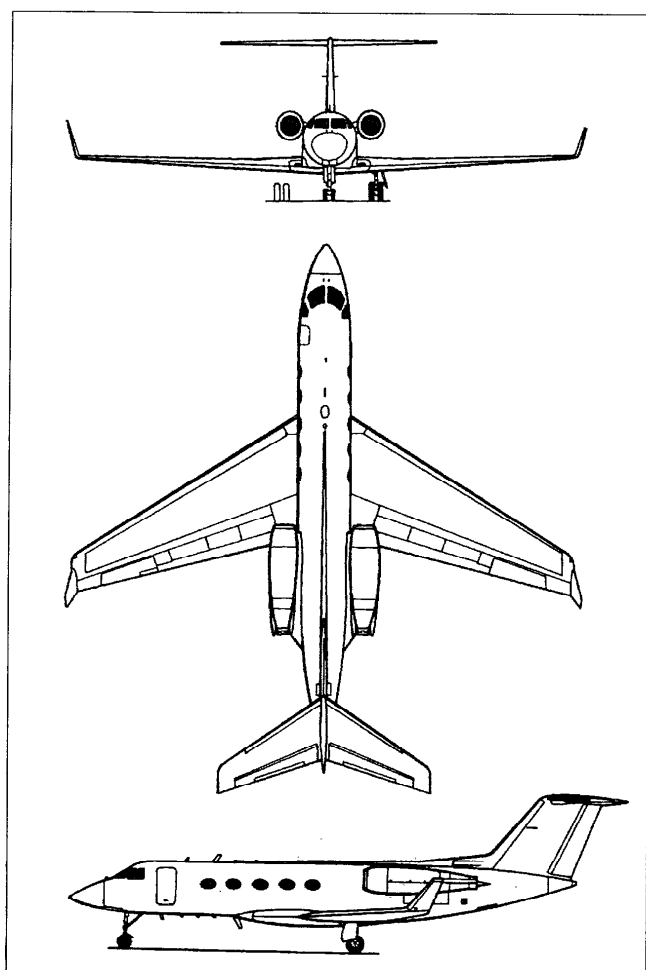
САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ГОЛЬФСТРИМ»-3

Самолет разработан фирмой «Гольфстрим Аэроспейс» на основании технических требований ВВС Дании. При создании этого самолета за основу был принят выпускающийся этой фирмой грузо-пассажирский самолет такого же назначения, совершивший свой первый полет 2 декабря 1979 года.

Особенностью самолета является использование нового крыла с суперкритическим профилем с концевыми крылышками NASA Уиткомб, что позволило улучшить летные характеристики этого самолета. Экипаж самолета состоит из семи человек: два летчика, бортинженер, штурман, два оператора и наблюдатель.

Силовая установка состоит из двух турбовентиляторных двигателей «Спей» MkS11-8 фирмы «Роллс-Ройс». Каждый из двигателей развивает взлетную тягу 5171 кгс, двигатели установлены на горизонтальных пилонах по обоим бортам в задней части фюзеляжа. Запас топлива в крыльевых баках составляет 15 870 л.

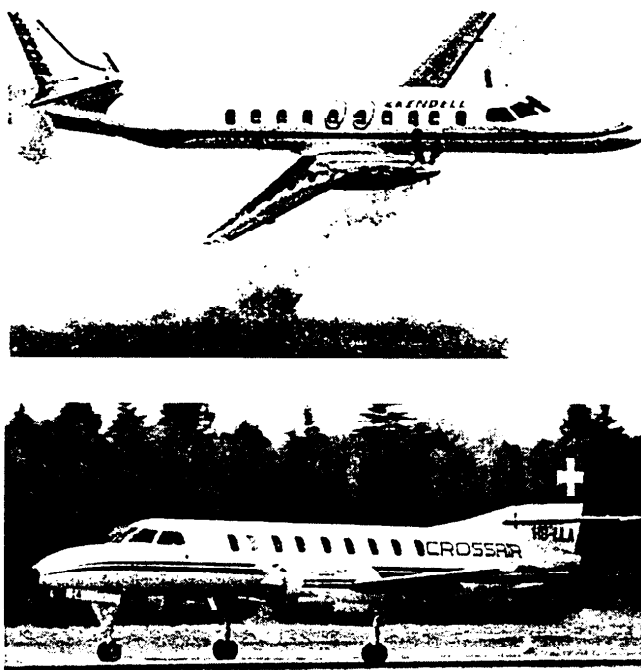
Для выполнения задач по охране 200-мильной экономической зоны в носовой части фюзеляжа установлена РЛС AN/APS-127, совмещенная через бортовую ЭВМ с инерциальной навигационной системой и автопилотом. Самолет

**Тактико-технические характеристики самолета**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1981
<i>Экипаж</i>	7 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	30,9 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	25,32 м
<i>высота</i>	7,43 м
<i>размах крыла</i>	23,70 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	2×5171 кгс
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 12 000 м</i>	925 км/час
<i>Скорость патрулирования на высоте 300 м</i>	540 км/час
<i>Практический потолок</i>	13 715 м
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	6759 км
<i>Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км</i>	8 часов
<i>Вооружение</i>	нет

оснащен также необходимыми средствами аэрофотосъемки и радиосвязи. Для использования в поисково-спасательных операциях на самолете на специальных платформах размером 0,6×0,6×0,9 м может быть размещено спасательное оборудование и снаряжение. В случае необходимости платформа сбрасывается на парашютах через грузовой люк в левом борту самолета.

Кроме ВВС Дании, самолеты этой модификации используются в вооруженных силах ряда стран по прямому назначению или в качестве транспортных машин.



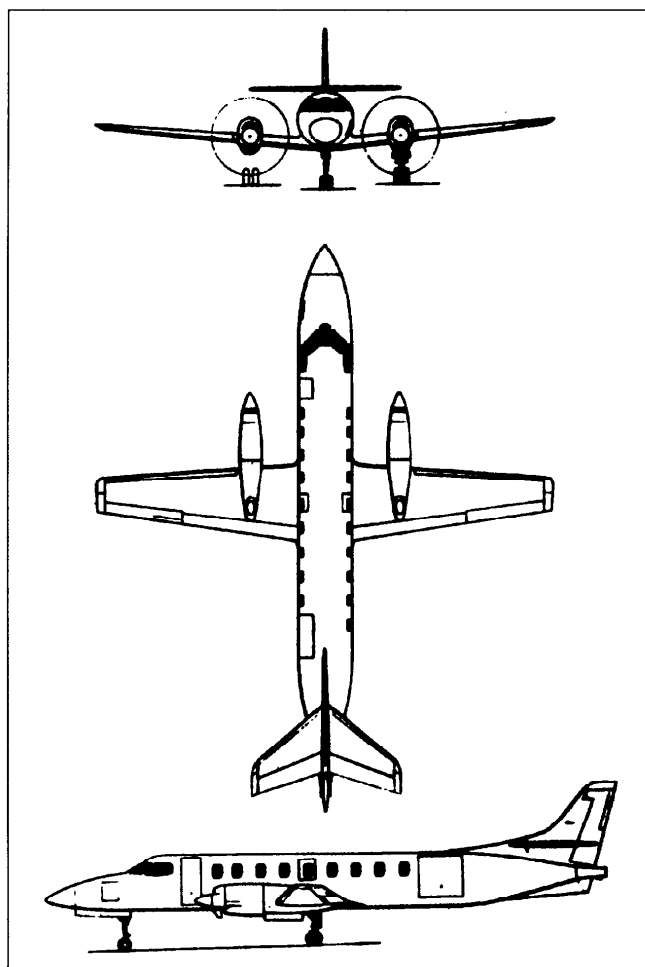
Самолет береговой охраны «Эр Сентри»



САМОЛЕТ БЕРЕГОВОЙ ОХРАНЫ «ЭР СЕНТРИ»

Кроме выполнения задач по охране 200-мильной экономической зоны и участия в поисково-спасательных операциях, самолет может использоваться для ведения разведки и борьбы с подводными лодками. Как и многие самолеты береговой охраны, самолет «Эр Сентри» создан на базе легкого грузопассажирского самолета. В данном случае американская фирма «Ферчайлд» использовала конструкцию своего серийного транспортно-пассажирского самолета «Метро»-3, принятого в марте 1989 года на вооружение авиации национальной гвардии США под обозначением С-26А.

Планер и силовая установка самолета «Эр Сентри» практически не отличаются от «Метро»-3, в то время как состав бортового радиоэлектронного оборудования изменен радикально. Самолет оснащен поисковой РЛС AN/APS-504 (V) 3 или AN/APS-128D кругового обзора, смонтированной под фюзеляжем. Для обеспечения поиска подводных лодок на самолете предусмотрен отсек для размещения радиогидроакустических буев, установлена аппаратура для приема, обработки и передачи сигналов, поступающих от буев, а также от смонтированного на самолете магнитного обнаружителя. Самолет оснащен необходимой аппаратурой и средствами связи. По требованию заказчика он может быть оборудован инфракрасной станцией переднего обзора и телевизионной аппаратурой.

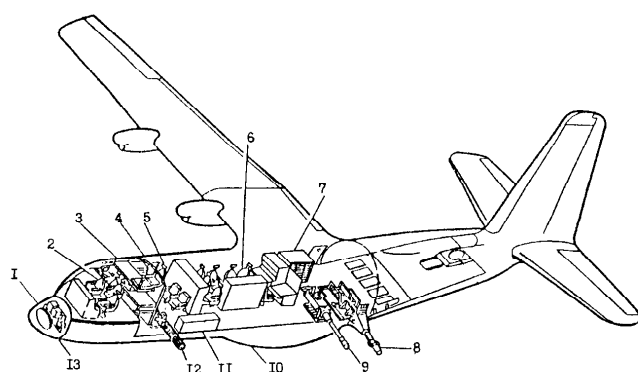


Тактико-технические характеристики самолета «Эр Сентри»

Год принятия на вооружение	1982
Экипаж	3 — 5 человек
Максимальная взлетная масса	6,6 т
Размеры:	
длина	18,09 м
высота	5,08 м
размах крыла	17,37 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	2 × 1100 л.с.
Крейсерская скорость полета на высоте 4500 м	425 км/час
Скорость патрулирования на высоте 600 м	300 км/час
Практический потолок	8380 м
Дальность полета (перегоночная)	1611 км
Продолжительность патрулирования на удалении от базы 370 км	7 часов
Вооружение	нет

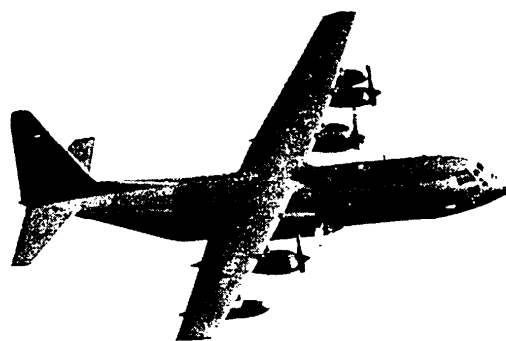
Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей фирмы «Гаррет» ТРЕ-331-11U-601G, установленных в моногондолах на крыле. Взлетная мощность каждого из двигателей составляет 1100 л. с. Запас топлива в двух крыльевых баках составляет 2450 л. Для увеличения длительности патрулирования под крылом подвешиваются два дополнительных топливных бака емкостью по 575 л каждый.

**САМОЛЕТЫ
ОГНЕВОЙ
ПОДДЕРЖКИ**



Компановочная схема самолета AC-130U «Спектр»:

- 1 — обтекатель антенны РЛС;
- 2 — кабина летчиков;
- 3 — радиоэлектронное оборудование;
- 4 — рабочее место наблюдателя;
- 5 — место отдыха членов экипажа;
- 6 — центр управления боевым применением;
- 7 — боеприпасы к 40- и 105-мм пушкам;
- 8 — 105-мм пушка;
- 9 — 40-мм пушка;
- 10 — телевизионная станция, работающая при низких уровнях освещенности;
- 11 — боеприпасы к 25-мм пушке;
- 12 — 35-мм пушка;
- 13 — ИК станция переднего обзора

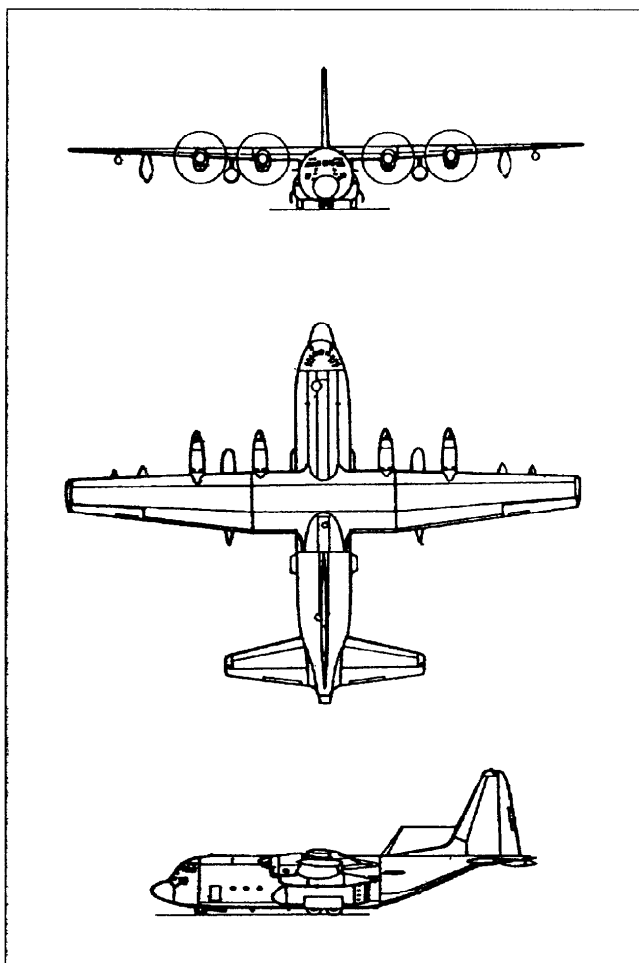


САМОЛЕТЫ ОГНЕВОЙ ПОДДЕРЖКИ AC-130A, E, H, U «СПЕКТР»

Самолеты предназначены для прикрытия с воздуха сил специального назначения, ведения противопартизанских действий, изоляции района боевых действий, разведки, управления и контроля в тактическом звене. Самолеты относятся к классу «Ганшип» (артиллерийский корабль), который создан и используется только в вооруженных силах США. Боевые машины этого класса представляют собой транспортные самолеты, по левому борту которых установлено необычайно мощное пулеметно-артиллерийское вооружение.

Самолеты AC-130A, E, H, U «Спектр» созданы на базе военно-транспортного самолета C-130 «Геркулес», которые были соответствующим образом модифицированы — оснащены вооружением и требующимся для его эффективного применения прицельно-поисковым и навигационным оборудованием.

Первый самолет семейства «Спектр» AC-130A был испытан летом 1967 года. Его вооружение состояло из двух 7,62-мм пулеметов «Миниган» и двух 20-мм шестиствольных пушек «Вулкан». На основании опыта боевого использования двух самолетов этой модификации во Вьетнаме, вместо пулеметов были

**Тактико-технические характеристики самолета AC-130U**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1991
<i>Экипаж</i>	13 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	79,4 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	29,79 м
<i>высота</i>	11,66 м
<i>размах крыла</i>	40,20 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	4×4500 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м</i>	520 км/час
<i>Практический потолок</i>	10 000 м
<i>Практическая дальность</i>	4000 км
<i>Артиллерийское вооружение:</i>	
<i>1×25-мм пушка (пятиствольная)</i>	
<i>1×40-мм пушка , 1×105-мм гаубица</i>	

установлены две 40-мм полуавтоматические пушки M2A1, а также усовершенствована прицельно-поисковая аппаратура: на самолете были размещены РЛС бокового обзора, лазерный дальномер-целеуказатель, маловысотная телевизионная прицельная система и инфракрасная станция переднего обзора.

В 1970 году появилась созданная на базе военно-транспортного самолета C-130E новая модификация «Спектра» — AC-130E, вооружение которой усилено за счет установки на ней вместо одной из 40-мм пушек качающейся части полевой 105-мм гаубицы с раздельным заряданием (скорострельность до 9 выстрелов в минуту).

В 1973 году часть самолетов AC-130E была переоборудована в более совершенную модификацию AC-130H, оснащенную системой дозаправки топливом в воздухе, новыми средствами радиоэлектронной борьбы и усовершенствованным бортовым радиоэлектронным оборудованием.

Наиболее современным самолетом семейства «Спектр» является АС-130U, разработанный фирмой «Рокуэлл Интернэйшнл» по контракту, заключенному с ВВС США в 1987 году. Он создан на базе военно-транспортного самолета С-130Н и представляет собой высокоинтегрированную боевую систему, обеспечивающую не только эффективное огневое воздействие на противника, но и обладающее повышенной живучестью в бою.

Вооружение АС-130U состоит из одной 25-мм пятиствольной пушки (боезапас 3000 патронов, скорострельность 6000 выстр./мин), одной 40-мм полуавтоматической пушки (боезапас 256 снарядов, скорострельность 100 выстр./мин) и 105-мм гаубицы (боезапас 98 снарядов, 9 выстр./мин). Все вооружение управляется бортовой ЭВМ, обеспечивающей высокую точность ведения огня. Повышению боевой эффективности самолета способствует установленный на нем новый комплект прицельно-навигационного и радиоэлектронного оборудования:

- многофункциональная РЛС, работающая в режимах картографирования местности, обнаружения и сопровождения подвижных целей, работы с радиомаяком и разведки погоды, а также используемая для решения навигационных задач;

- инфракрасная станция переднего обзора;

- телевизионная система, работающая при низких уровнях освещения;

- оптико-электронный индикатор летчика с отображением обстановки на фоне лобового стекла;

- система радиоэлектронной борьбы, аппаратура предупреждения экипажа самолета о пуске по нему ракет, выбрасывания тепловых ловушек и дипольных отражателей;

- инерциальная навигационная система;

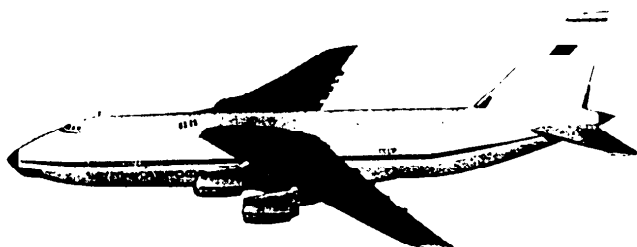
- аппаратура спутниковой навигационной системы НАВСТАР.

Живучесть самолета в бою повышена за счет бронирования кабин.

В самолеты модификации АС-130U переоборудовано 13 самолетов модификации АС-130Н. Первый «Спектр» АС-130U поступил на вооружение 1-го авиакрыла специального назначения в конце 1991 года.

ВОЕННО- ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ

**ВОЕННО-
ТРАНСПОРТНЫЕ
САМОЛЕТЫ
СТРАТЕГИЧЕСКОГО
НАЗНАЧЕНИЯ**



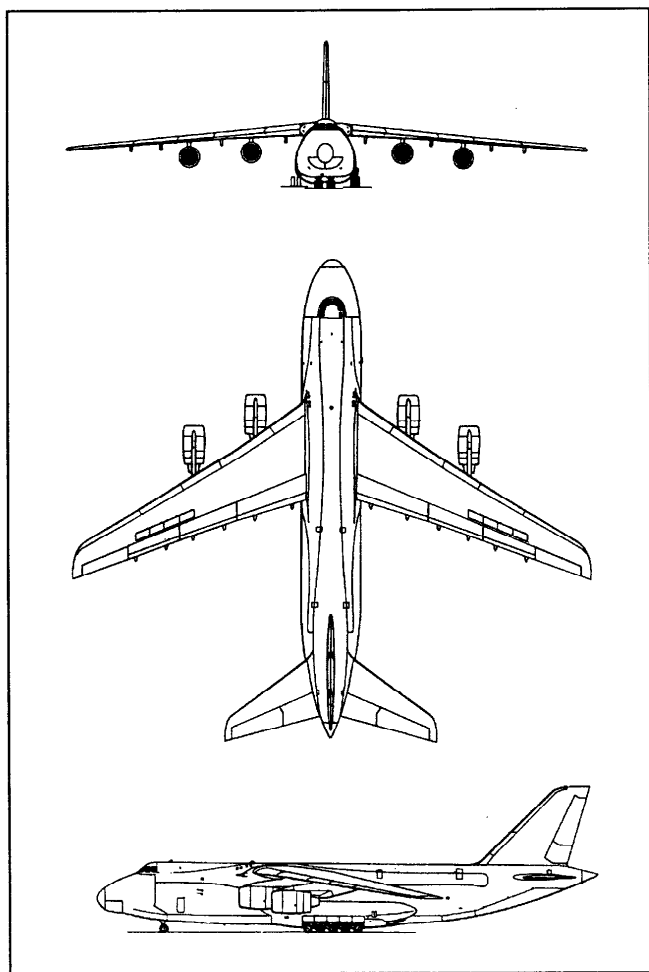
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-124 «РУСЛАН»

Самолет предназначен для перевозки штатной боевой и обеспечивающей техники мотострелковой и воздушно-десантной дивизии, парашютного десантирования грузов и боевой техники с расчетами (экипажами), перевозки крупногабаритных и тяжелых народно-хозяйственных грузов.

Свой первый полет опытный образец самолета совершил 24 декабря 1982 года. Самолет производился серийно в Российской Федерации Ульяновским авиационным промышленным комплексом АО «АВИАСТАР». На вооружение военно-транспортной авиации СССР самолет поступил в январе 1987 года.

АН-124 выполнен по обычной для тяжелых военно-транспортных самолетов схеме высокоплана со стреловидным крылом сравнительно большого удлинения, однокилевым хвостовым оперением и многоколесным убирающимся в полете шасси. В конструкции планера самолета широко используются композиционные материалы.

Фюзеляж самолета разделен на две палубы и в интересах удобства обслуживания, ремонта и увеличения ресурса разбит на ряд герметичных отсеков специализированного назначения: грузовая кабина для размещения перевозимой



Тактико-технические характеристики самолета Ан-124

Год принятия на вооружение	1987
Экипаж	7 человек
Максимальная взлетная масса	392 т
Размеры:	
длина	69,10 м
высота	21,08 м
размах крыла	73,30 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	4 × 23400 кгс
Крейсерская скорость	800 км/час
Крейсерская высота полета	10 000—12 000 м
Дальность полета с полной нагрузкой	5000 км
Дальность полета перегоночная	16 090 км
Максимальная масса перевозимого груза	150 т (для стандартных перевозок — 120 т)

техники и грузов, верхняя передняя палуба для размещения основного и сменного экипажей и оборудования, верхняя задняя палуба для размещения людей, сопровождающих технику и грузы.

Благодаря наличию переднего (откидывающаяся носовая часть) и заднего грузовых люков обеспечивается возможность оперативно осуществлять погрузку и выгрузку нестандартных грузов с обоих направлений. Герметичная грузовая кабина (длина 36,5 м, ширина 6,4 м, высота 4,4 м) обеспечивает перевозку грузов общей массой до 120 т, парашютное десантирование грузов общей массой до 100 т на платформах, а также специально подготовленных грузов и техники, исключая применение платформ. Объем грузовой кабины превышает 1000 м³, что равнозначно десяти крытым железнодорожным вагонам. Выполненный из титанового

сплава пол грузовой кабины допускает погрузку всех видов самоходной и несамоходной колесной и гусеничной техники с нагрузкой на ось до 12 т при размещении в один ряд и до 10 т при размещении в два ряда. Кабина оборудована бортовыми погрузочными кранами общей грузоподъемностью 20 т и двумя передвижными напольными электрическими лебедками с тяговым усилием до 4,5 т каждая. Имеющееся на самолете роликовое оборудование позволяет загружать и выгружать моногрузы массой до 50 т.

Многоколесное шасси оснащено системой приседания, благодаря которой значительно уменьшается наклон рампы и облегчается процесс погрузки и выгрузки техники и грузов. Каждая основная опора шасси состоит из пяти независимых двухколесных стоек, передняя опора — из двух стоек, каждая из которых имеет два колеса. Система управления поворотом передних стоек способствует развороту самолета на взлетно-посадочной полосе шириной до 50 метров с использованием асимметрии тяги двигателей.

Силовая установка состоит из четырех турбовентиляторных двигателей большой степени двухконтурности Д-18 Т. Кроме огромной мощности (23400 кгс), эти двигатели отличаются малой массой, низким расходом топлива и невысоким уровнем шума. Максимальная масса топлива, ограниченная взлетной массой самолета, составляет 213 740 кг.

Самолет оснащен системой автоматического электродистанционного управления, автоматизированной системой штурвального управления, четырехканальным гидравлическим комплексом, высоконадежными системами электропитания и жизнеобеспечения экипажа. Всего в системах управления самолетом задействовано 34 компьютера.

Навигационное обеспечение осуществляется пилотажно-навигационным прицельным комплексом ПНПК-124, автоматизированным комплексом радиосвязи ТИП-15 и бортовой РЛС.

Модификация самолета АН-124-100 в 1992 году получила сертификат летной годности.

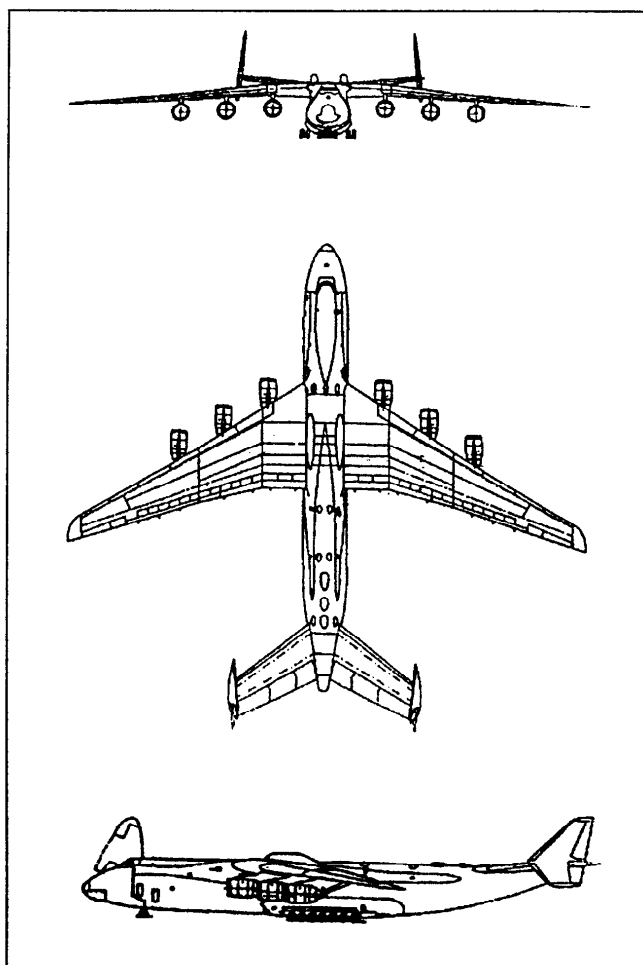


ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-225 «МРИЯ»

Самолет был создан в первую очередь для удовлетворения нужд советской космической программы в части транспортировки грузов и в частности — космических кораблей многогоразового использования «Буран» и компонентов ракетной системы «Энергия». Самолет, естественно, может перевозить и крупногабаритные грузы другого назначения. Грузы могут размещаться как в фюзеляже самолета, так и «на спине».

Опытный образец самолета совершил свой первый полет 21 декабря 1988 года. Для создания самолета потребовался рекордно короткий срок — 3,5 года. Это стало возможным благодаря широкой унификации узлов и агрегатов нового самолета с узлами и агрегатами самолета АН-124.

Фюзеляж АН-225 имеет такое же поперечное сечение, что и у АН-124, однако его длина существенно увеличена. Грузовая кабина самолета имеет следующие размеры: длина 43 м, ширина 6,4 м, высота 4,4 м. Внутри кабины можно разместить 16 стандартных контейнеров, до 80 легковых автомобилей, автосамосвалы типа «БелАЗ», «Коматцу», «Юклид». В целях уменьшения веса было решено отказаться от заднего грузового люка, однако носовой откидывающийся вверх люк и система приседания передних стоек шасси сохранены. Основные опоры изменены существенно, хотя и с минимальными конструктивными переделками. Вместо пяти двухколесных стоек с каждого борта теперь установлены семь таких же.

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-225**

<i>Экипаж</i>	6—7 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	600 т
<i>Размеры:</i>	
длина	84,0 м
высота	18,1 м
размах крыла	88,4 м
<i>Силовая установка:</i>	
количество двигателей × тяга	6 × 23 400 кгс
<i>Крейсерская скорость полета</i>	800 км/час
<i>Крейсерская высота полета</i>	9000 м
<i>Дальность полета с грузом 200 т внутри фюзеляжа</i>	4500 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза (внешнее или внутреннее расположение)</i>	250 000 кг

Четыре последних ряда двухколесных тележек при маневрировании на взлетно-посадочной полосе самоориентируются, а при взлете и посадке — стопорятся. Ан-225 разворачивается на полосе шириной 60 м.

Крыло Ан-225 также представляет собой модификацию крыла Ан-124. Оно дополнено новой центральной секцией, увеличен его размах. Для обеспечения возможности перевозки крупногабаритных грузов «на спине» на самолете установлено двухкилевое вертикальное оперение.

Благодаря этому на внешней подвеске могут перевозиться грузы, габариты которых превышают возможности других транспортных средств, например, ректификационные колонны диаметром 7—10 м и длиной до 70 м.

В силовой установке Ан-225 использовано шесть турбовентиляторных двигателей Д-18 Т суммарной тягой 140 400 кгс.

Двигатели установлены на пилонах по три под каждой консолю крыла.

На самолете установлено бортовое радиоэлектронное оборудование, примерно аналогичное оборудованию Ан-124. Так, электродистанционная система управления, созданная для «Руслана», использована и в «Мрии». Несмотря на то, что динамика полета «Мрии» совершенно другая, потребовалось лишь внести изменения в программное обеспечение бортовых компьютеров.

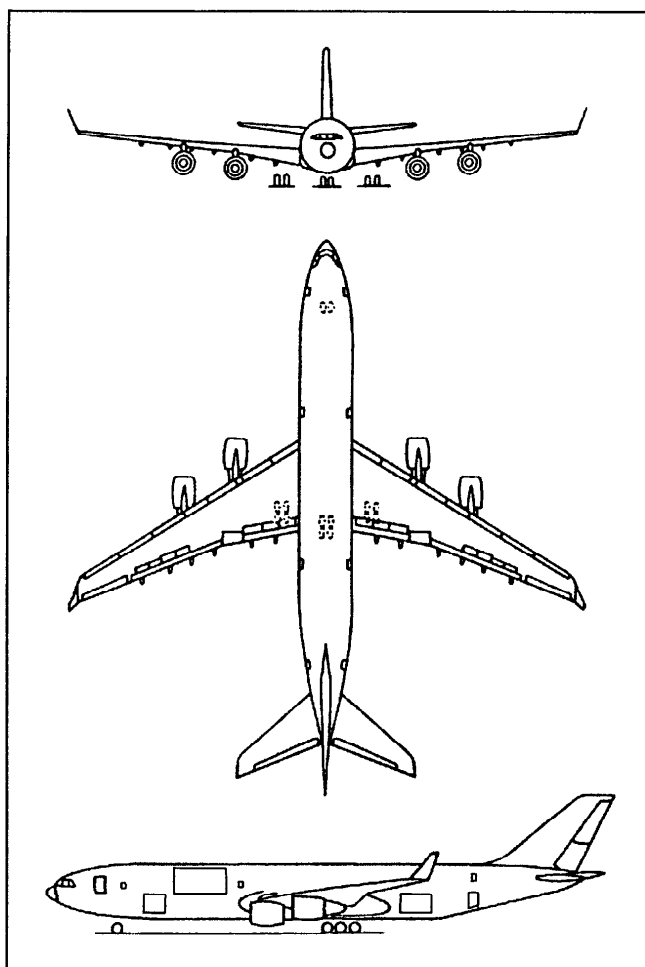
Кроме выполнения чисто транспортных операций, Ан-225 планируется использовать в качестве первой ступени космического комплекса для коммерческих запусков полезных грузов в космос в вариантах авиационного ракетно-космического комплекса «Связь», позволяющего выводить до 9 т полезного груза на низкие околоземные орбиты, и многоцелевой авиационно-космической системы МАКС, которая обеспечивает возможность вывода на низкие орбиты 2 космонавтов и 10 т груза, а в беспилотном однократном варианте — до 17 т груза. Определенный интерес представляет и проект авиационно-морского поисково-спасательного комплекса (АМПСК) «Мрия-Орленок». Этот комплекс, состоящий из самолета Ан-225 и экраноплана «Орленок», должен базироваться на гражданских или военных аэродромах. При получении сигнала об аварии на море самолет-носитель с размещенным на нем экранопланом вылетает в район аварии и осуществляет вблизи аварийного объекта сброс экраноплана с включенными двигателями. Развитое крыло экраноплана позволяет совершать планирующий спуск и посадку на воду. Экраноплан имеет специальные средства, позволяющие оказывать первую медицинскую помощь. В салонах экраноплана могут быть размещены до 70 человек.



ДАЛЬНИЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-96 Т

Самолет предназначен для перевозки грузов большой массы на дальние расстояния. Он представляет собой дальнейшее развитие пассажирского самолета Ил-96-300 и создан в соответствии с российско-американской программой. Серийный выпуск Ил-96 Т осуществляет Воронежское самолетостроительное объединение.

Самолет относится к категории широкофюзеляжных, его фюзеляж круглого поперечного сечения имеет диаметр 6,08 м и по горизонтали разделен на две палубы, почти целиком используемые в качестве грузовых кабин. Уникальный объем грузовых кабин — 776 м³, грузовой люк размером 4,85×2,87 м и два грузовых люка 2,69×1,84 м на нижней палубе в сочетании с современной легкоъемной напольной механизацией обеспечивают высокоэффективную и быструю погрузку контейне-



Тактико-технические характеристики самолета

Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	270 т
Размеры:	
длина	63,90 м
высота	15,70 м
размах крыла	60,10 м
Силовая установка:	
количество двигателей/тяга	2х17 030 кгс
Крейсерская скорость полета	870 км/час
Высота полета	до 13 100 м
Дальность полета с максимальной коммерческой нагрузкой	до 14 000 км
Максимальная масса перевозимого груза	72 000 кг

ров и поддонов. При разработке фюзеляжа в целом учитывались требования повышения его надежности и обеспечения безопасности при повреждении, уменьшения скорости роста трещин, обеспечения заданного ресурса, снижения массы, улучшения качества наружной поверхности и технологичности конструкций при изготовлении в производстве.

На самолете используется крыло большого удлинения с суперкритическими профилями и с вертикальными законцовками, повышающими его аэродинамическое качество. Крыло оснащено эффективной взлетно-посадочной механизацией.

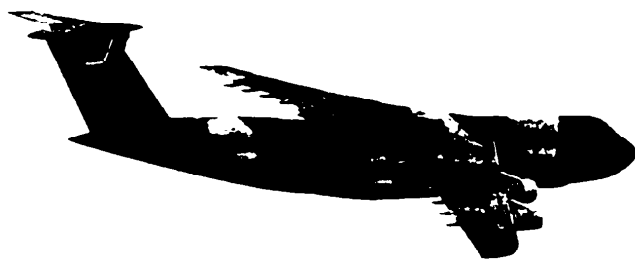
Конструкция силового кессона крыла разработана с использованием монолитно-сборных панелей с высоким уровнем расчетных напряжений при обеспечении требуемой прочности, ресурса и живучести. Для сокращения числа продольных и поперечных стыков, являющихся основным источником усталостных трещин, в конструкции планера широко используются длинномерные и широкие полуфабрикаты. Одной из особенностей крыла является большой объем применения со-

товых конструкций. Из них изготавливаются носовая и хвостовая части крыла, створки отсеков шасси, различные элементы механизма крыла: воздушные тормоза, интерцепторы, элероны, часть закрылков.

Силовая установка самолета состоит из четырех двигателей американской фирмы «Пратт-Уитни» PW2337 с максимальной тягой 17 030 кгс каждый. Двигатели размещены на пилонах под крылом самолета. Топливная система самолета выполнена отдельной для каждого из четырех двигателей. Каждый двигатель питается топливом из расходного отсека своего бака. Расходные отсеки на протяжении всего полета заполнены топливом, что обеспечивает надежную подачу топлива в двигатели на всех режимах полета. Выработка топлива из консольных баков производится с задержкой для разгрузки крыла и увеличения критической скорости флаттера.

Самолет оснащен новейшими системами автоматического управления и навигации американской фирмы «Коллинз», которые обеспечивают практически полную автоматизацию самолетовождения в сложных метеорологических условиях над любыми районами земного шара, а также выполнение автоматической посадки. Применение высокоавтоматизированных систем и наличие в экипаже всего двух человек определило особенности компоновки пилотской кабины, расположенной на верхней палубе в передней части фюзеляжа. Главной задачей при ее разработке было снизить утомляемость пилотов при длительной работе, повысить надежность, безопасность и регулярность полетов. Кроме кабины пилотов, на самолете имеется также трехместный отсек для сопровождающих груз пассажиров. Этот отсек отделен от грузовой кабины верхней палубы барьерной сетью и противодымной шторой.

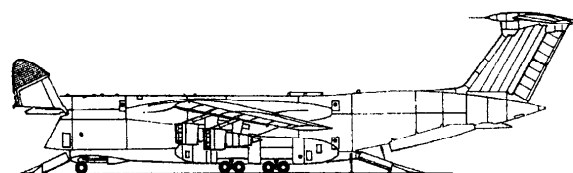
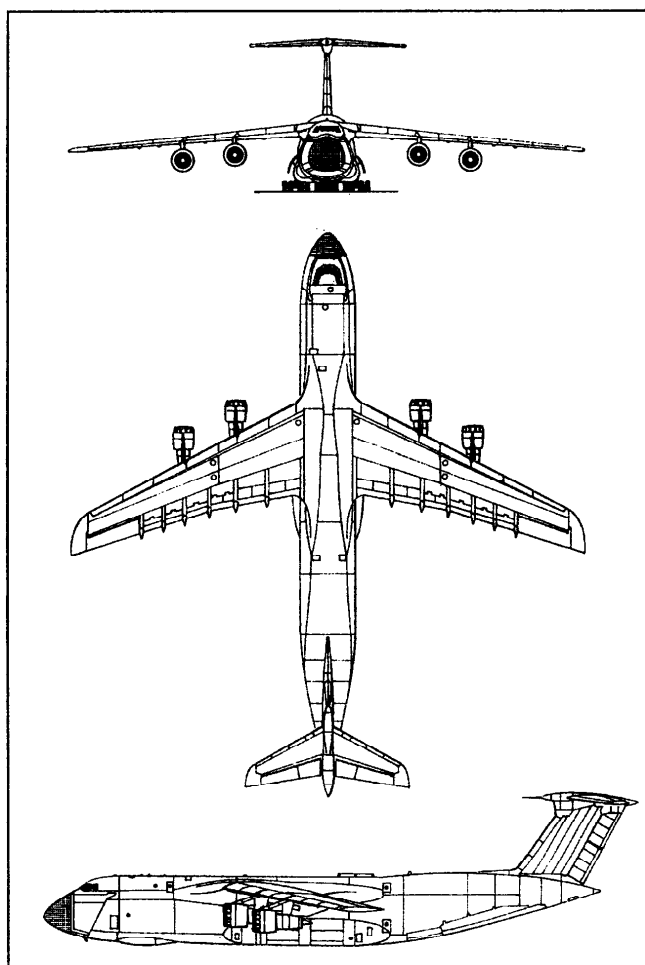
Первые самолеты Ил-96 Т будут поступать в авиакомпанию «Аэрофлот — Российские международные авиалинии» для обновления ее самолетного парка. Поставка первого Ил-96 Т запланирована на вторую половину 1997 года, на 1988 — следующие два самолета.



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-5B «ГЭЛЕКСИ»

Самолет разработан в 60-х годах в связи со стремлением руководства армии США обеспечить возможность переброски по воздуху не только воздушно-десантных, но и механизированных дивизий со всем снаряжением, включая крупногабаритные грузы. Проектирование самолета велось с 1963 года на конкурсной основе фирмами «Боинг», «Дуглас» и «Локхид». 30 сентября 1965 года фирма «Локхид» была объявлена победителем в конкурсе проектов самолета, получившего обозначение C-5A, и получила контракт на разработку и производство первой партии из 58 самолетов. Первый самолет C-5A был построен через 29 месяцев после заключения контракта, а в середине декабря 1969 года он был передан ВВС США.

Самолет имеет следующую компоновку: высокорасположенное стреловидное крыло, двигатели на пилонах под крылом, передняя и задняя грузовые двери, допускающие одновременную погрузку и разгрузку самолета. Фюзеляж двухпалубный: в передней части верхней палубы, кроме кабины экипажа, предусмотрено место для отдыха 15 человек сменного персонала, а в задней части за кессоном крыла может быть размещено 75 сидений для перевозки личного состава.



Тактико-технические характеристики

Год принятия на вооружение	1983
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	380 т
Размеры:	
длина	75,54 м
высота	19,85 м
размах крыла	67,88 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	4 × 19 500 кгс
Максимальная скорость горизонтального полета на высоте 7620 м	890—910 км/час
Крейсерская скорость полета на высоте 7600 м	830 км/час
Практический потолок	10 900 м
Дальность полета:	
— на малой высоте с грузом 118 400 кг	5480 км
— на большой высоте с грузом 44 000 кг	11 000 км
Максимальная масса перевозимого груза	118 т
Вооружение	нет

Нижняя палуба представляет собой грузовую кабину длиной 37 м, шириной 5,8 м и высотой 4,1 м. Грузовая кабина может быть переоборудована для перевозки 270 солдат с вооружением.

Свободнонесущее крыло самолета имеет угол стреловидности по $1/4$ хорд 25° , угол поперечного V равен $5^\circ 30'$. Площадь крыла составляет 576 м^2 . Средства механизации крыла включают закрылки, находящиеся перед ними пластинчатые интерцепторы, а также внутренние нещелевые и внешние щелевые предкрылки. В ходе эксплуатации самолетов С-5А было установлено, что крыло обладает недостаточной усталостной прочностью, в связи с чем в 1976—1978 гг. была разработана и реализована программа упрочнения крыла, предусматривающая создание нового кессона крыла с более низким уровнем напряжений, изготовленного из новых сплавов и повышенной стойкостью к повреждениям и антикоррозийной стойкостью.

Во время реализации этой программы на самолетах вместо первоначальных двухконтурных турбодвигателей TF 39-GE-1A со статической тягой 18600 кгс устанавливались их более совершенные модификации TF 39-GE-1C со статической тягой 19500 кгс. Были усовершенствованы также некоторые узлы и агрегаты самолета, установлено более совершенное бортовое радиоэлектронное оборудование. Модифицированный самолет получил обозначение С-5В. Хотя его максимальный взлетный вес возрос до 380 т, за счет увеличения суммарной тяги двигателей и лучшей аэродинамики крыла тактико-технические характеристики самолета были улучшены. В эту модификацию были переоборудованы серийные С-5А, выпущенные с 1969 по 1973 год (77 машин), к ней же относятся 50 самолетов, построенных с 1983 по 1989 год.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолетов «Гэлекси» обеспечивает выполнение полетов для перевозки и десантирования военных грузов в любую погоду без использования наземного авиационного оборудования. В состав комплекса бортового оборудования входят: две цифровые ЭВМ,

инерциально-доплеровская навигационная система, много-режимная двоякая РЛС, автоматическая система управления полетом, две системы воздушных данных, двоякая курсоверткаль, два радиовысотомера, два комплекта радионавигационной системы «ТАКАН» и другое оборудование.

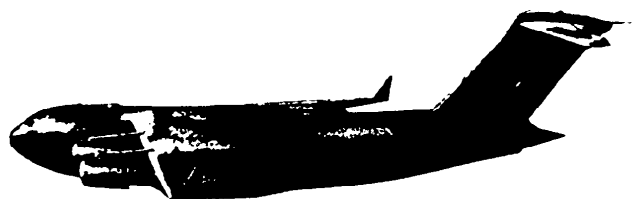
Самолет оснащен системой дозаправки топливом в воздухе, благодаря чему он может взлетать с минимальным запасом топлива, а затем принимать в воздухе порядка 90 тонн топлива. При таком варианте полета два новейших танка М1 «Абрамс» с экипажами и боекомплектom могут быть доставлены на расстояние более 12 000 км без других дозаправок. Возможны и другие варианты загрузки самолета: шесть вертолетов УН-64А «Апач», танк М1 и два вертолета УН-1 «Ирокез», пять бронетранспортеров М113, 16 автомобилей «джип» или 36 стандартных грузовых платформ грузоподъемностью 9700 кг каждая. При использовании самолета в десантных операциях сбрасывание на парашютах боевой техники и грузов осуществляется через расположенный в задней части фюзеляжа люк размером $3,15 \times 2,77 \text{ м}$, а десантирование парашютистов — через две боковые двери.

На базе конструкции самолета С-5 «Гэлекси» фирмой «Локхид» разработаны проектные предложения следующих модификаций:

- гражданский транспортный самолет L-500;
- воздушный командный пункт;
- самолет — носитель межконтинентальных баллистических ракет;
- транспортный самолет с ядерной силовой установкой;
- бомбардировщик для локальных войн малой интенсивности (типа войны во Вьетнаме);
- самолет-заправщик с уменьшенной длиной и диаметром фюзеляжа.



Военно-транспортные самолеты C-17A

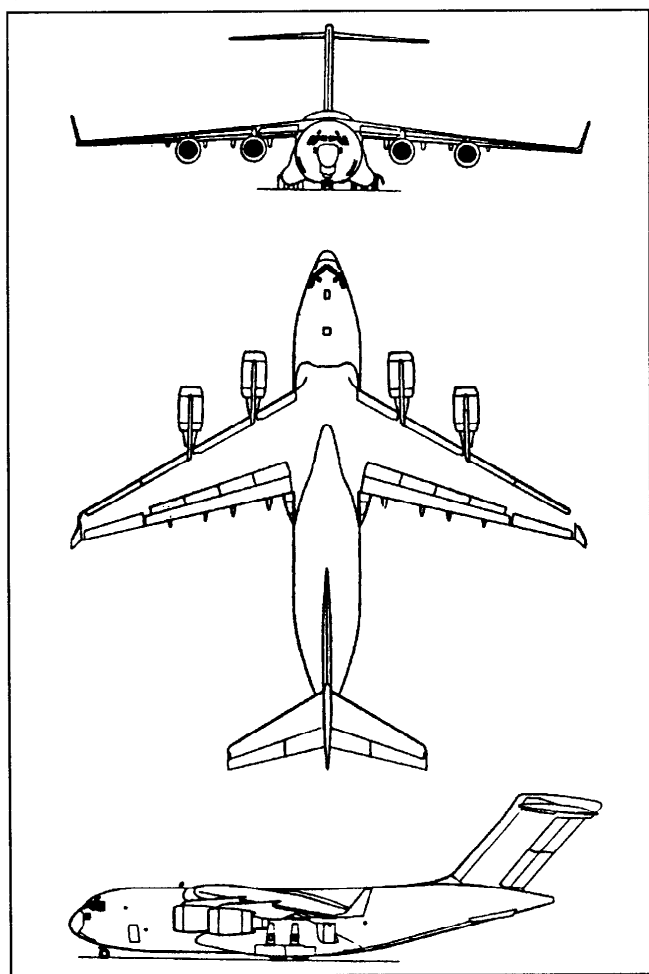


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-17A «ГЛОБМАСТЕР-III»

Самолет предназначен для стратегических перебросок по воздуху войск, оружия и большинства видов военной техники, состоящей на вооружении легких пехотных и механизированных дивизий армии США, посадочного и беспосадочного десантирования войск и военной техники, а также парашютного десантирования грузов различных типов и размеров на средних и малых высотах. Разработка самолета была начата в 1980 г. в рамках конкурсной программы ВВС США C-X. В конкурсе участвовали фирма «Боинг» и «Макдоннелл Дуглас», представившие свои проекты самолетов, а также фирма «Локхид», предложившая возобновить производство самолетов C-5 «Гэлекси». Хотя победительницей конкурса была объявлена фирма «Макдоннелл Дуглас», с которой летом 1982 года был заключен контракт на разработку рабочего проекта самолета, было принято предложение фирмы «Локхид» о дополнительном производстве в 1983—1989 гг. 50 самолетов C-5B. В связи с этим финансирование программы C-X было сокращено и возобновлено в полном объеме лишь в 1985 году.

Первый полет опытного самолета, получившего обозначение C-17A, состоялся 17 сентября 1991 года.

Самолет представляет собой моноплан с высокорасположенным стреловидным крылом (угол стреловидности по пс-



Тактико-технические характеристики

Год принятия на вооружение	1993
Экипаж	3 человека
Максимальная взлетная масса	263 т
Размеры:	
длина	53,04 м
высота	16,79 м
размах крыла	50,29 м
Силовая установка:	
количество двигателей × тяга	4 × 19 000 кгс
Крейсерская скорость полета на большой высоте	648 км/час
Практический потолок	12 000 м
Дальность полета с грузом 75,75 т	4456 км
Максимальная масса перевозимого груза	78 т
Вооружение	нет

редней кромке составляет 25°), Т-образным хвостовым оперением и убирающимся трехстоечным шасси. Значительную часть фюзеляжа самолета занимает грузовая кабина, длина которой равна 26,8 м, ширина 5,5 м, высота 4,1 м. Грузовая кабина герметизирована, в ней могут перевозиться до 144 солдат с вооружением или 48 носилочных и 54 сидячих раненых. Однако основными вариантами загрузки считаются следующие: один танк М1 «Абрамс» и две боевые машины пехоты; два автомобиля «джип» с прицепами и два 5-т грузовых автомобиля; четыре вертолета УН-60А «Блэк Хок» или 16—18 стандартных грузовых платформ грузоподъемностью до 4700 кг каждая. Благодаря большой ширине кабины армейские грузовые автомобили располагаются в ней в два ряда.

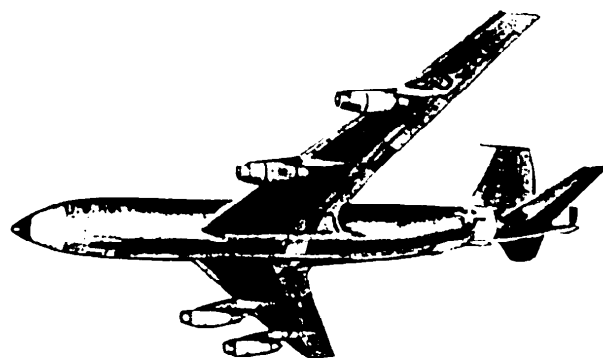
Кабина экипажа находится в передней части фюзеляжа. Здесь смонтирована большая часть бортового радиоэлект-

ронного оборудования, включающего в себя систему контроля параметров полета фирмы «Сперри» с двумя компьютерами и четырьмя многофункциональными цветными экранными индикаторами, обзорную РЛС AN/APS-133 (V) для навигации и обхода грозных районов, систему обнаружения, анализа и регистрации неисправностей фирмы «Ханиуэлл», навигационный вычислительный комплекс фирмы «Делко электроникс» и другую аппаратуру, позволяющую совершать полеты в сложных метеорологических условиях в любое время суток.

Силовая установка самолета состоит из четырех высокоэкономичных турбореактивных двухконтурных двигателей F 117-PW-100 с изменяемым вектором тяги, максимальная тяга каждого из них составляет 19 000 кгс. Запас топлива размещается в шести интегральных топливных баках, общая емкость которых равняется 102 614 литрам. Самолет оборудован системой дозаправки топливом в воздухе.

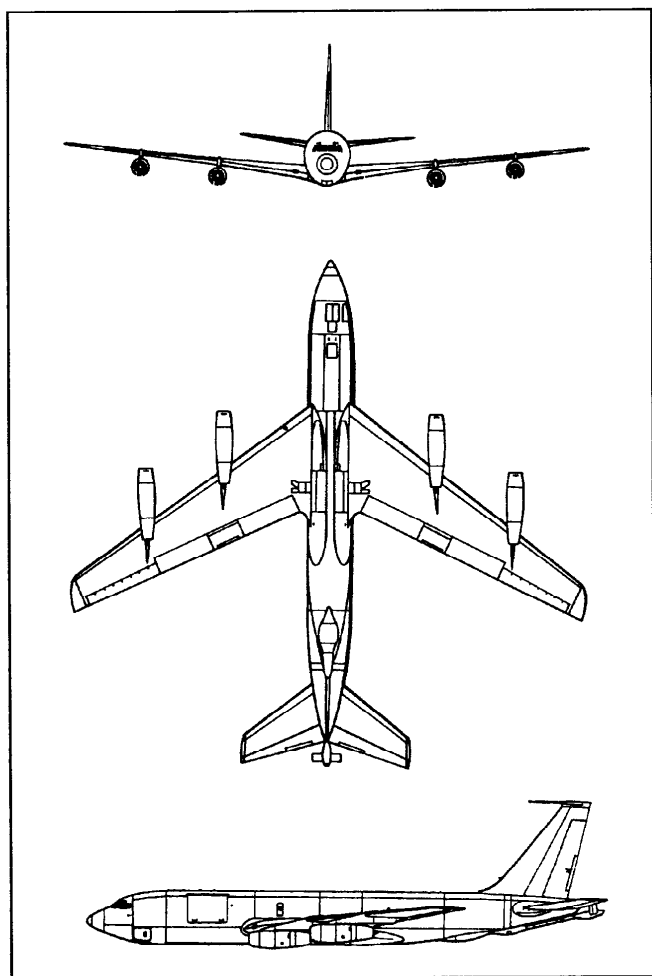
Самолет имеет трехопорное убирающееся шасси. Носовая стойка имеет два колеса, а четыре основные (расположены по схеме тандем по две с каждой стороны фюзеляжа) оборудованы трехколесными тележками.

В конструкции самолета реализованы последние достижения в области аэродинамики, электроники и материаловедения. Важнейшим преимуществом этой новой машины является возможность осуществлять как стратегические, так и тактические перевозки, в том числе доставлять тяжелые и крупногабаритные грузы непосредственно в район боевых действий с посадкой на слабооборудованных аэродромах. Всего для ВВС США планируется поставить 120—170 таких самолетов, благодаря чему потенциально реализуемый объем стратегических воздушных перевозок командования воздушных перевозок ВВС США к 2000 году возрастет почти на 45 проц. и достигнет 96 млн. тонно-километров в сутки.



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-135 «СТРАТОЛИФТЕР»

В начале 50-х годов фирма «Боинг» в инициативном порядке разработала свой первый реактивный транспортный самолет модели 367-80. Самолет предназначался для использования в качестве военного самолета-заправщика и транспортного самолета. Опытный образец, построенный в варианте самолета-заправщика, совершил первый полет 15 июля 1954 года. Самолет представлял собой цельнометаллический низкоплан с фюзеляжем овального поперечного сечения, гибким узким крылом со стреловидностью на передней кромке 35° и с четырьмя турбореактивными двигателями J-57 фирмы «Пратт и Уитни» с тягой около 4300 кгс каждый, установленными в четырех мотогондолах, выступающих на пилонах за переднюю кромку крыла. В августе 1954 года ВВС США выдали фирме «Боинг» заказ на постройку увеличенной модели этого самолета, которая получила обозначение KC-135 «Стратотанкер». Грузовой вариант самолета получил обозначение C-135 «Стратолифтер». По сравнению с опытным образцом эти самолеты



Тактико-технические характеристики самолета C-135B

Год принятия на вооружение	1962
Экипаж	4—5 человек
Максимальная взлетная масса	133 т
Размеры:	
длина	41,00 м
высота	12,70 м
размах крыла	39,88 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	4×8165 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 10 600 м	850 км/час
Практический потолок	12 000 м
Дальность полета с грузом 25 000 кг	7400 км
Максимальная масса перевозимого груза	39 т
Вооружение	нет

имеют удлиненный до 41,5 м фюзеляж овального сечения. Стреловидное крыло аналогично крылу опытного образца, оно имеет составные элероны с большой хордой, расположенные посередине консоли крыла, и цельные закрылки.

Самолет имеет убирающееся в полете трехстоечное шасси, носовая стойка снабжена двумя колесами, основные стойки — четырехколесными тележками.

Самолет выпускался в следующих основных модификациях:

C-135A — военно-транспортный самолет, первая серийная модификация с двигателями J57-P-59W с тягой 6250 кгс. Первый полет опытного образца этой модификации состоялся 19 мая 1961 г. Выпущено 15 машин;

C-135B — дальнейшее развитие военно-транспортного самолета с более мощными двигателями TF33-P-5, выпущено 30 машин;

EC-135C, H — воздушный командный пункт;

KC-135A, E, R — самолет-заправщик, выпущено 732 машины;

KC-135F — самолет-заправщик для ВВС Франции, оборудован для заправки в воздухе стратегических бомбардировщиков «Мираж» IVA, выпущено 12 машин;

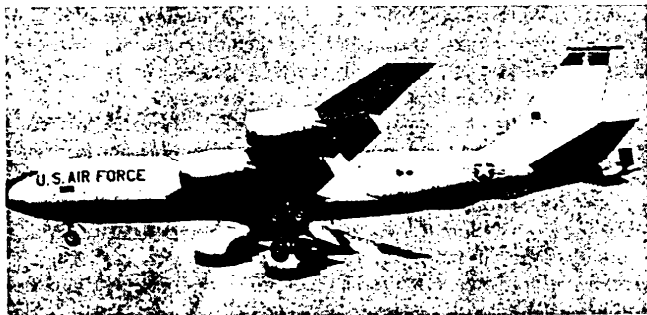
RC-135A, B, D, E, M, R, S, U, V, V/W — разведывательные самолеты с различной бортовой радиоэлектронной и аэрофотографической аппаратурой;

VC-135 (VTP) — модификация C-135B в качестве самолета для перевозки членов правительства и высшего военного командования вооруженных сил;

WC-135C, B — самолет — разведчик погоды.

В грузовых кабинах военно-транспортных самолетов C-135A и B могут быть размещены 126 полностью вооруженных солдат или 44 носилочных и 54 сидячих раненых. Максимальная масса перевозимого груза составляет 39 т.

Самолеты имеют современное радиоэлектронное оборудование и могут совершать полеты в сложных метеорологических условиях.



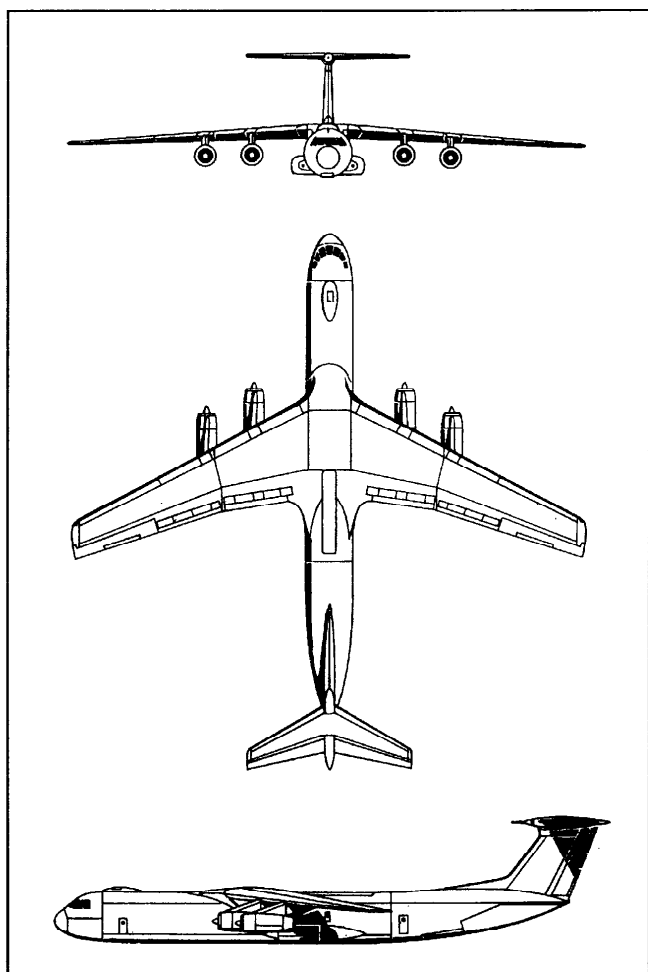
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-141B «СТАРЛИФТЕР»

Самолет предназначен для стратегических перевозок войск, оружия, военной техники и грузов, а также для их десантирования посадочным и парашютным способами. Наряду с C-5B «Гэлекси» он является основным самолетом командования воздушных перевозок ВВС США.

Разработка самолета была начата в 1960 году в соответствии с тактико-техническими требованиями SOR.182. В конкурсе проектов нового самолета принимали участие фирмы «Локхид», «Боинг», «Дуглас» и «Конвэр». В результате оценки проектов, предложенных этими фирмами, победительницей конкурса была признана фирма «Локхид», которой в марте 1961 года был выдан заказ на разработку и постройку пяти опытных самолетов, получивших обозначение C-141A. Опытный самолет C-141A совершил первый полет в декабре 1963 года. Первый серийный самолет был передан ВВС США в апреле 1965 г., а поставка всех заказанных ВВС США 294 самолетов была завершена в феврале 1968 года.

Конструктивно самолет C-141A выполнен по нормальной схеме с высокорасположенным стреловидным крылом, Т-образным хвостовым оперением и четырьмя турбореактивными двигателями, установленными на пилонах под крылом.

Фюзеляж самолета спроектирован по принципу безопасной повреждаемой конструкции и выполнен с применением

**Тактико-технические характеристики**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1979
<i>Экипаж</i>	5 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	156 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	51,3 м
<i>высота</i>	12,0 м
<i>размах крыла</i>	48,74 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	4×9525 кгс
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 10 000 м</i>	800 км/час
<i>Практический потолок</i>	12 200 м
<i>Дальность полета:</i>	
<i>— на малой высоте с грузом 42 000 кг</i>	4730 км
<i>— на большой высоте с грузом 18 000 кг</i>	9500 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	42 т
<i>Вооружение</i>	нет

алюминиевого сплава с высокой трещиностойкостью. Имеются ограничители трещин в виде накладок из титана. В передней части фюзеляжа находится кабина экипажа, под полом которой имеется дополнительное помещение для кухни, гардероба и туалета, а также отсек электронного оборудования. Вся остальная часть фюзеляжа занята герметизированной грузовой кабиной.

Крыло имеет кессонную конструкцию с двумя основными лонжеронами, ферменными нервюрами и обшивкой из механически обработанных панелей. Механизация крыла состоит из закрылков Фаулера общей площадью 49,15 м².

Силовая установка состоит из четырех турбореактивных

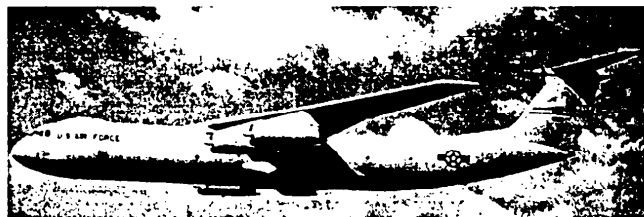
двухконтурных двигателей TF33-P-7 с максимальной тягой по 9525 кгс каждый. Общая вместимость топливных баков составляет 89300 литров.

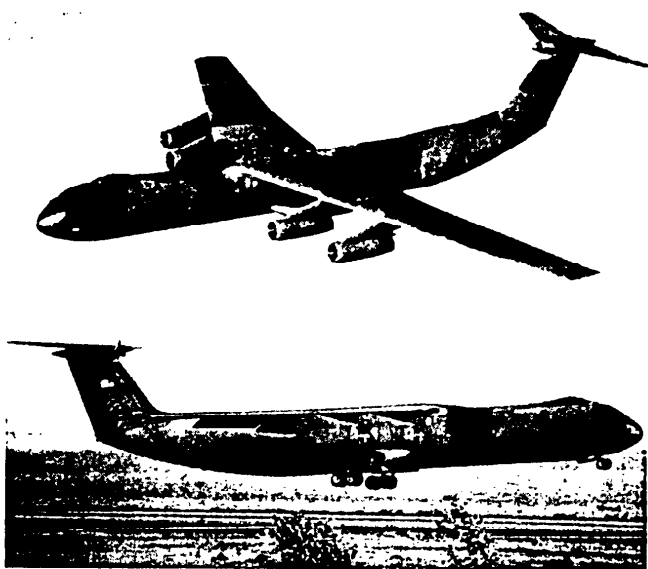
В ходе эксплуатации самолета C-141A и особенно во время военного конфликта между Египтом и Израилем в конце 1973 г., когда США, оказывая поддержку Израилю, перевезли на самолетах C-141A, выполнивших 421 полет, более 9100 т боевой техники и снаряжения, выявилось, что фактором, ограничивающим возможности переброски грузов на этом самолете, является не его грузоподъемность, а объем грузовой кабины. Ограниченная прочностью конструкции перевозимая нагрузка превышала 30 т, в то время как грузовая кабина могла вместить только 10 стандартных платформ со средней массой размещаемых на них грузов, равной лишь 21 т.

По этой причине в период с 1979 по 1982 год была проведена модернизация самолета, заключавшаяся главным образом в удлинении фюзеляжа путем установки дополнительных секций длиной 4,06 м перед крылом и 3,05 м за ним. В ходе модернизации самолет был оснащен также универсальной системой дозаправки топливом в воздухе, на нем было установлено более современное пилотажно-навигационное оборудование. Эта модификация самолета получила обозначение C-141B. Грузовая кабина этой модификации имеет длину 28,44 м, ширину 3,10 м и высоту 2,80 м. Объем грузовой кабины увеличен таким образом на 30 проц., вследствие чего самолет способен перевозить (варианты): 154 солдата с личным оружием; 123 десантника; 80 носилочных раненых с восемью сопровождающими; 13 стандартных грузовых платформ 463L, один легкий танк, две 155-мм буксируемые гаубицы; два 5-т грузовых автомобиля с 1,5-т прицепами; по два вертолета AH-64A «Апач», UH-60A «Блэк Хок», AH-1S «Кобра-Тоу» или UH-1 «Ирокез»; шесть разведывательных вертолетов OH-58 «Кайова». Погрузка, выгрузка и сбрасывание грузов осуществляется через грузовой люк в хвостовой части фюзеляжа размером 3,15×2,77 м, десантирование парашютистов — в два потока через боковые двери.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета позволяет совершать полеты в сложных метеорологических условиях и точно выходить в заданную точку. Основой комплексной навигационной системы является цифровая ЭВМ AN/ASN-24, которая быстро и точно выдает географические координаты места самолета, его курс и расстояние до заданного пункта и командную информацию для управления самолетом. Она позволяет также автоматизировать работу таких вспомогательных навигационных устройств, как система Лоран С и астропеленгатор. Установленная на самолете доплеровская РЛС с ЭВМ AN/ASN-35 аналогична РЛС, которой оснащены другие военно-транспортные самолеты ВВС США. Она имеет хорошие характеристики в полете самолета на малой высоте и при выполнении им маневров. Самолет оснащен также обзорной РЛС AN/APN-59B, предназначенной для навигации и обхода грозовых районов, гиромагнитным компасом, радиовысотомером, астронавигационным оборудованием, включая стандартное для военно-транспортных самолетов ВВС США связанное оборудование.

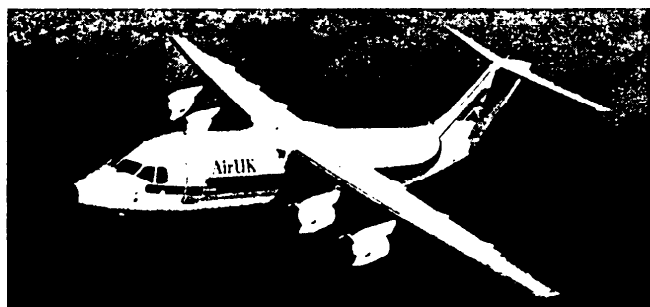
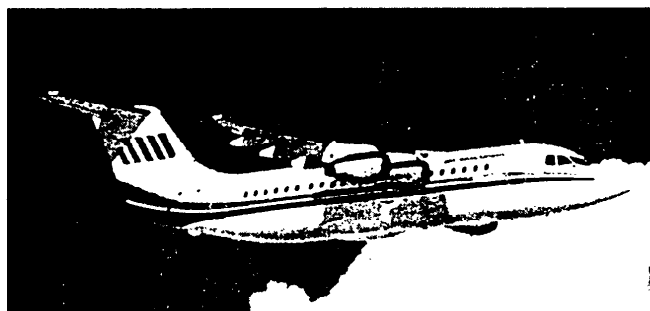
Начиная со второй половины 90-х годов на самолетах устанавливаются новые автопилоты, цветные многофункциональные индикаторы (размер экрана 100×150 мм) и системы предупреждения об опасной близости земли.



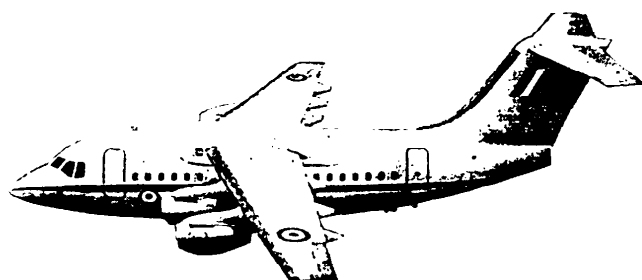


Военно-транспортные самолеты С-141

ВОЕННО- ТРАНСПОРТНЫЕ САМОЛЕТЫ ОПЕРАТИВНОГО И ТАКТИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ



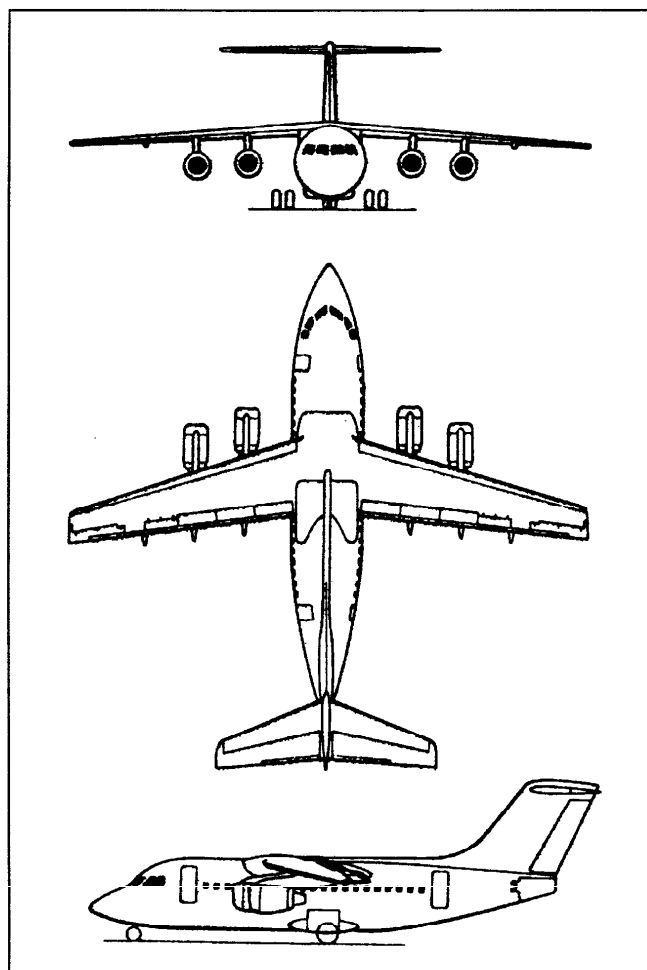
Пассажирские и транспортные самолеты BAe-146



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ BAe-146 STA

Самолет предназначен для воздушных перевозок личного состава и грузов, посадочного и парашютного десантирования войск и боевой техники. Он разработан фирмой «Бритиш азроспейс» в конце 80-х годов на базе серийно выпускаемого пассажирского самолета. Первый полет BAe-146 STA состоялся в августе 1988 года. Впервые самолет был продемонстрирован в 1988 году на авиасалоне в Фарнборо (Великобритания).

Самолет имеет высокорасположенное стреловидное крыло, на пилонах которого смонтированы четыре турбовентиляторных двигателя ALF502 английской фирмы «Лайкоминг», отличающиеся высокой экономичностью и малой тепловой и шумовой сигнатурой. В ходе перепроектирования пассажирского самолета в военно-транспортный, в центральной части фюзеляжа оборудована грузовая кабина с размерами 16,08×3,23 м, в которой могут разместиться 60 парашютистов или до 6 стандартных грузовых платформ-поддонов. Для погрузки крупногабаритных грузов в задней части фюзеляжа слева по борту имеется грузовой люк размером 3,33×1,95 м, однако фирма намечает выпустить и модификацию с люком и погрузочной рампой, что значи-



Тактико-технические характеристики самолета BAe-146 STA

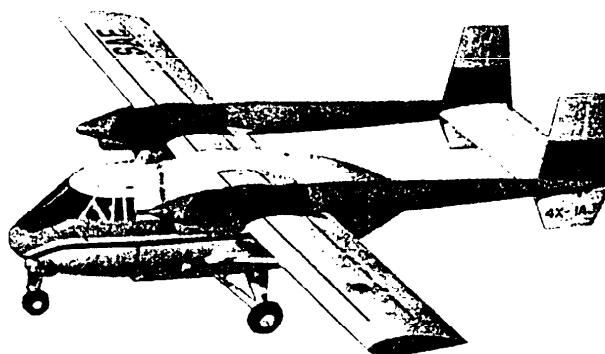
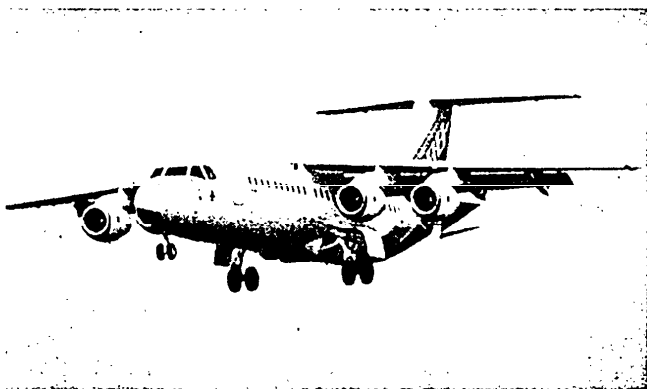
Год принятия на вооружение	1989
Экипаж	4—5 человек
Максимальная взлетная масса	42,18 т
Размеры:	
длина	26,16 м
высота	8,51 м
размах крыла	26,37 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	4×3185 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 9100 м	709 км/час
Практический потолок	9500 м
Дальность полета с 45-минутным остатком топлива	2800 км
Дальность полета с максимальной нагрузкой	1733 км
Максимальная масса перевозимого груза	11 000 кг
Вооружение	нет

тельно облегчит погрузку в самолет колесной и гусеничной техники. Для десантирования парашютистов в фюзеляже имеются боковые двери. Десантирование производится при скорости полета 200 км/час. Трехстоечное шасси с пневматиками низкого давления позволяет эксплуатировать самолет на необорудованных взлетно-посадочных площадках.

Для расширения возможностей использования самолета фирма «Бритиш аэроспейс» создала несколько разновидностей функциональных модулей, которые могут устанавливаться в грузовой кабине как по одиночке, так и собранными в блоки. Это позволяет за короткий срок переоборудовать са-

молет в воздушный командный пункт, госпиталь с операционным отделением, транспортный самолет для перевозки личного состава или членов высшего военного руководства.

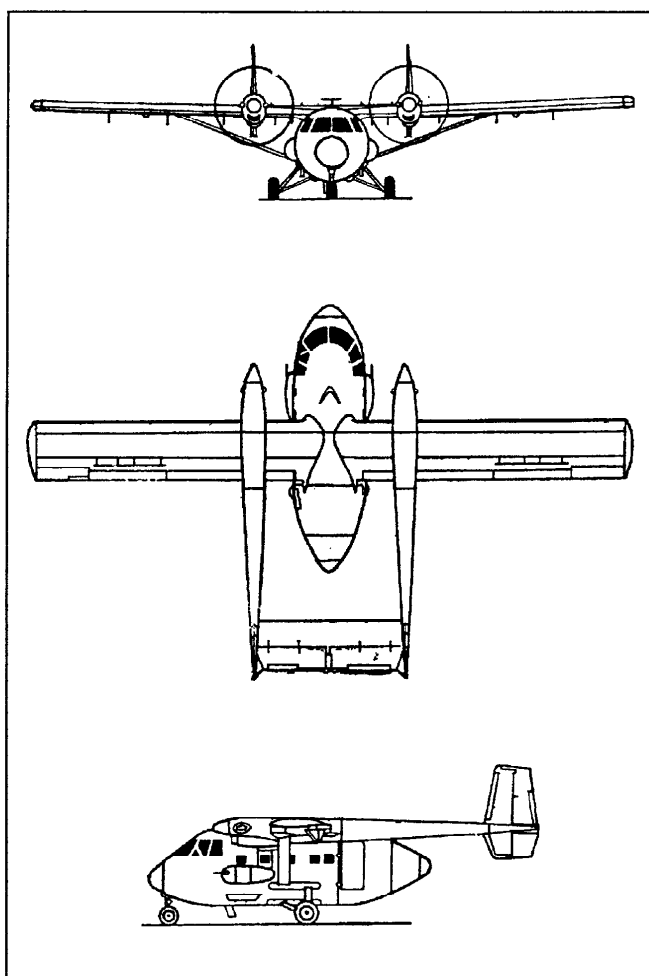
На базе самолета BAe-146 STA разрабатываются также модификации самолета-заправщика и базового патрульного самолета.



ЛЕГКИЙ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ IAI «АРАВА»

Самолет может использоваться не только в качестве транспортного, но и как санитарный, противолодочный, воздушный ретрансляционный пункт, самолет для борьбы с повстанцами и т. д. Разработка самолета была начата израильской фирмой «IAI» в 1966 году. Опытный образец самолета совершил первый полет 27 ноября 1969 года.

Самолет «Арава» представляет собой высокоплан с фюзеляжем-гондолой и двумя балками, на передних концах которых установлены двигатели, а на задних — разнесенное вертикальное хвостовое оперение и стабилизатор. Цельнометаллический фюзеляж самолета имеет полумонококовую конструкцию. Передняя часть фюзеляжа занята двухместной кабиной экипажа, а центральная часть — грузовой кабиной с размерами 3,9×2,3×1,7 м. Для доступа в кабину экипажа и в грузовую кабину по обе стороны фюзеляжа предусмотрены двери и, кроме того, для облегчения загрузки и разгрузки самолета хвостовая часть отклоняется в сто-

**Тактико-технические характеристики самолета IAI-201**

Год принятия на вооружение	1972
Экипаж	1—2 человека
Максимальная взлетная масса	6,8 т
Размеры:	
длина	13,0 м
высота	5,2 м
размах крыла	20,9 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 780 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	310 км/час
Максимальная скорость полета	326 км/час
Практический потолок	8100 м
Дальность полета с грузом 2530 кг	320 км
Максимальная масса перевозимого груза	2530 кг
Вооружение:	
пулеметы	3 × 12,7 мм
пусковые установки неуправляемых ракет калибром 82 мм	2

рону на 90°. При этом пол грузовая кабина располагается на уровне пола кузова грузового автомобиля.

Самолет имеет высокорасположенное прямое крыло двухлонжеронной кессонной конструкции. Средства механизации крыла включают простые двухсекционные закрылки, занимающие 61,4 проц. размаха, а также предкрылки, элероны и выдвижные интерцепторы.

Трехстоечное колесное шасси самолета рассчитано на восприятие ударов при жесткой посадке и выполнено неубирающимся. Оно снабжено масляно-воздушными амортизато-

рами и пневматиками низкого давления, что позволяет эксплуатировать самолет с неподготовленных взлетно-посадочных площадок.

Длина разбега самолета при взлете составляет 220 м, длина пробега при посадке — 120 м.

В состав силовой установки самолета входят два турбовинтовых двигателя американской фирмы «Пратт-Уитни» РТ6А-34 с максимальной мощностью 780 л. с. Запас топлива находится в четырех топливных баках, смонтированных в крыле самолета. Общая емкость баков составляет 1440 л.

Бортовое радиоэлектронное оборудование позволяет совершать полеты на самолете «Арава» в сложных метеорологических условиях. Он оборудован РЛС разведки погоды, маркерным радиоприемным устройством, автоматическим указателем курса, связным радиооборудованием с другой аппаратурой.

Были разработаны и выпускались следующие модификации самолета:

IAI-101B — транспортный самолет, предназначенный для поставок авиакомпаниям США;

IAI-102 — гражданский транспортный самолет;

IAI-201 — военно-транспортный самолет. Первый полет опытного образца состоялся в марте 1972 г.

В грузовой кабине самолета могут размещаться 24 вооруженных солдата или 16 парашютистов и 2 выпускающих. Через люк в задней части фюзеляжа в кабину может быть загружен автомобиль-вездеход с безоткатным орудием. При использовании этого самолета в качестве противолодочного, он оснащается комплектом специального электронного оборудования и вооружается 12 гидроакустическими буями и 4 противолодочными торпедами Mk44.

Стандартное вооружение самолета IAI-201 состоит из трех 12,7 мм пулеметов, два из которых установлены в обтекателях по обе стороны фюзеляжа, а третий — на турели в хвостовом конусе фюзеляжа.

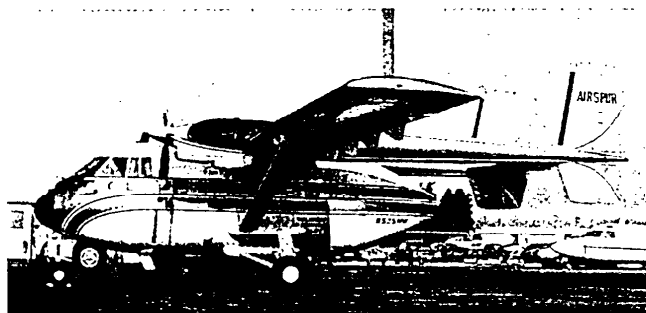
При использовании самолета в качестве санитарного в гру-

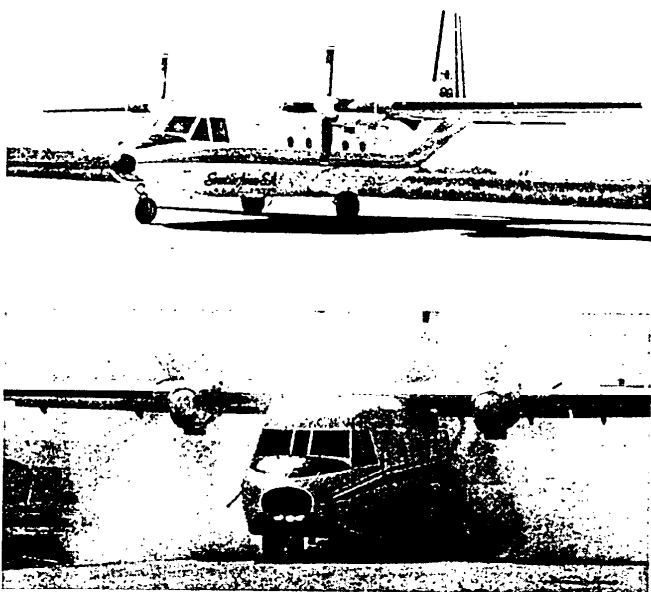
зовой кабине размещаются в три яруса 12 носилок и двое сопровождающих.

Самолет может быть использован в качестве топливозаправщика для перевозки 1900 л топлива и заправки самолетов и вертолетов на передовых посадочных площадках. При применении сго в качестве воздушного ретрансляционного пункта в грузовой кабине оборудуются рабочие места для двух операторов и устанавливается радиоаппаратура весом 250 кг.

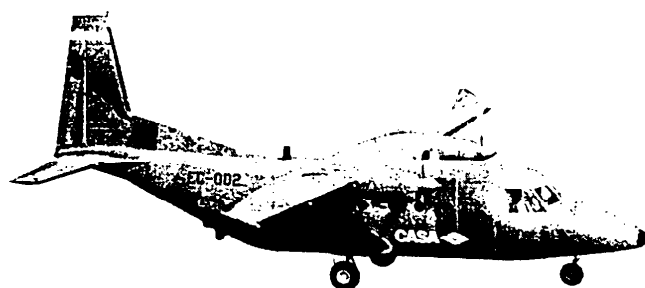
Наиболее совершенной модификацией является IAI-202 с более экономичными двигателями РТ6А-36 и с большим запасом топлива.

В вооруженных силах 14 стран мира в настоящее время эксплуатируется около 100 самолетов типа «Арава».





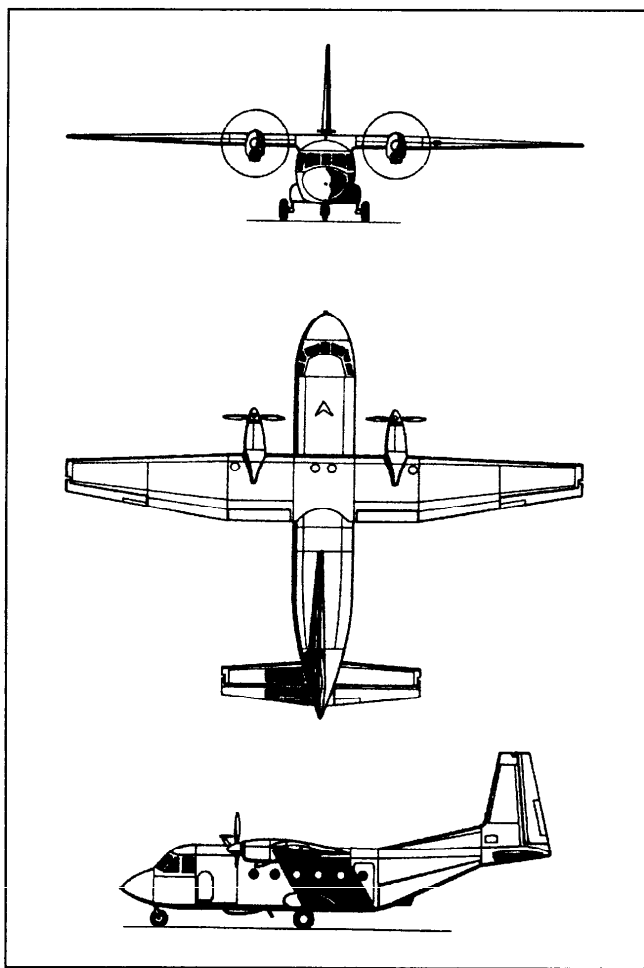
Военно-транспортные самолеты С-212 «Авиокар»



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-212 «АВИОКАР»

Разработка самолета была начата испанской фирмой «CASA» в сотрудничестве с германской фирмой «MBB» в конце 60-х годов с целью замены устаревших транспортных самолетов ДС-3, Ю-52/3М и «CASA»-207, состоявших на вооружении испанских ВВС. Первый полет опытного образца самолета состоялся 26 марта 1971 г., а первый предназначенный для испанских ВВС серийный образец поднялся в воздух 12 мая 1974 года. Самолет представляет собой цельнометаллический двухдвигательный высокоплан с однокилевым хвостовым оперением. В грузовой кабине самолета может быть размещен груз массой до 2000 кг. Благодаря наличию большого грузового люка и ramпы в хвостовой части самолета, на нем можно перевозить и такие грузы, как автомобили, артиллерийские орудия и т.д. При использовании самолета в десантной операции он может принять на борт 16 парашютистов. Десантирование производится через дверь, расположенную с левой стороны фюзеляжа.

Самолет имеет простое неубирающееся в полете трехстоечное шасси, каждая из стоек снабжена одним пневматиком низкого давления. Взлетно-посадочные характеристики



Тактико-технические характеристики самолета С-212 серии 300

Год принятия на вооружение	1987
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	8 т
Размеры:	
длина	16,15 м
высота	6,60 м
размах крыла	20,28 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 900 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3050 м	354 км/час
Максимальная скорость полета	370 км/час
Практический потолок	7620 м
Дальность полета с максимальной нагрузкой	430 км
Перегоночная дальность полета	1500 км
Максимальная масса перевозимого груза	2770 кг
Вооружение	нет

самолета позволяют эксплуатировать его с грунтовых площадок длиной 400 м.

Силовая установка первых 164 самолетов, отнесенных к серии 100, состоит из двух турбовинтовых двигателей фирмы «Гарретт» мощностью 750 л. с. Запас топлива в четырех интегральных топливных баках составляет 2040 л.

В 1979 году начался выпуск самолетов серии 200 с более мощными двигателями, а в 1987 году их сменили в производстве самолеты серии 300 (военная модификация имеет обозначение 300М). По сравнению с самолетами предыдущих серий, новые самолеты имеют более длинный

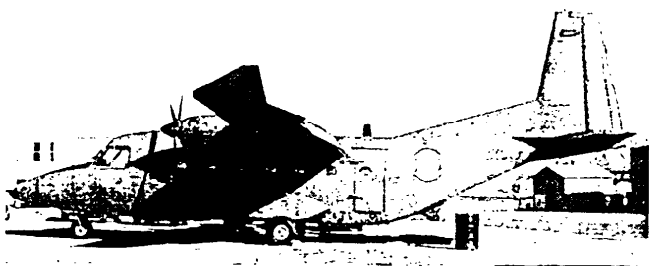
фюзеляж, крыло большого размаха, более мощные двигатели той же фирмы «Гарретт» ТРЕ-331-10R-513С и более совершенное радиоэлектронное оборудование. Полезная нагрузка возросла до 2770 кг, самолет может перевозить 24 солдата с оружием или 23 парашютиста.

Радиоэлектронное оборудование состоит из автоматического указателя курса, радиовысотомера, радиолокатора, УКВ радиостанции и других приборов.

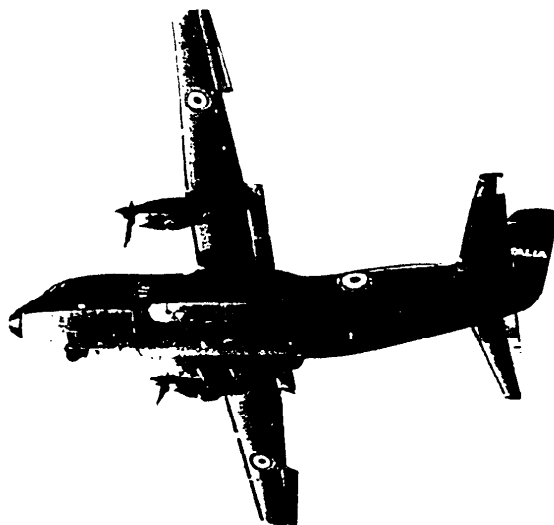
Кроме военно-транспортного самолета, разработана также его модификация для борьбы с подводными лодками С-212 ASW, патрульно-спасательная модификация С-212 Maritime Patrol и самолет радиоэлектронной борьбы С-212 De.

Встроенное вооружение на самолете отсутствует, но по желанию заказчика на фюзеляже могут быть смонтированы два узла подвески вооружения, на каждом из которых можно разместить до 250 кг такого оружия, как подвесные пулеметные установки, пусковые установки неуправляемых ракет и т.д.

Кроме ВВС Испании, военные и гражданские версии самолета С-212 используются в 28 странах мира. Всего изготовлено около 400 машин этого типа.



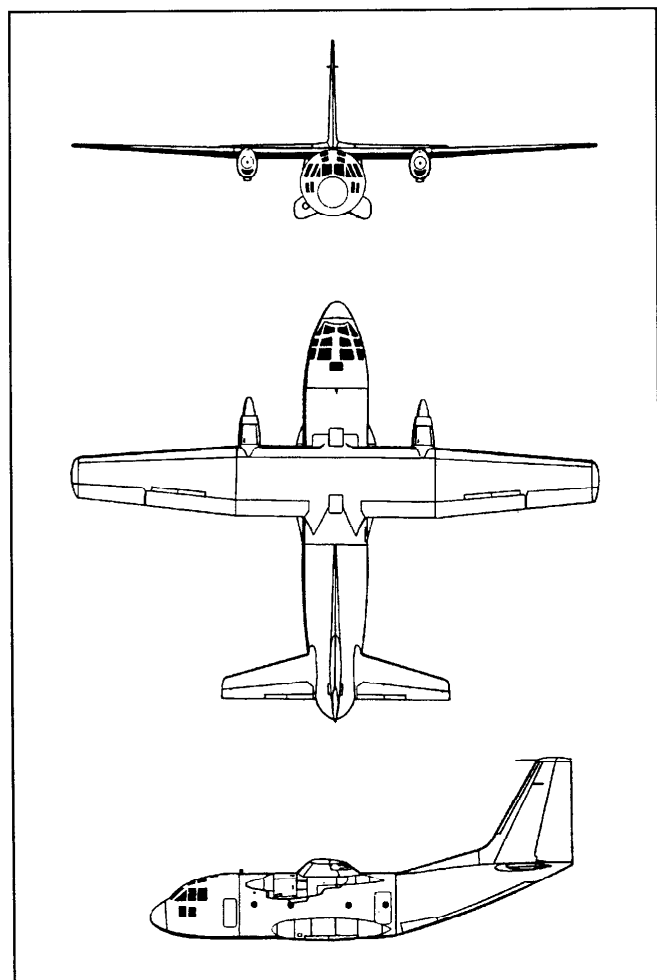
Военно-транспортный самолет С-212 «Авиокар» серии 300



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ G-222

Самолет разрабатывался итальянской фирмой «Аэриталия» с 1960 года сразу в четырех вариантах: гражданский транспортный самолет, транспортный самолет с вертикальным или коротким взлетом и посадкой, противолодочный самолет и военно-транспортный самолет среднего радиуса действия. В связи с тем, что заказчики проявили интерес только к последнему варианту самолета, первый опытный образец, совершивший первый полет 18 июля 1970 года, был оборудован именно как военно-транспортный самолет. ВВС Италии заказали 32 таких самолета. Поставки были выполнены в период с 1978 по 1983 г.

Конструктивно G-222 выполнен по обычной для современных военно-транспортных самолетов схеме высокоплана с рас-

**Тактико-технические характеристики самолета**

Год принятия на вооружение	1976
Экипаж	3 человека
Максимальная взлетная масса	28 т
Размеры:	
длина	22,7 м
высота	9,8 м
размах крыла	28,8 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 3400 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м	440 км/час
Практический потолок	7600 м
Дальность полета:	
с грузом массой 9000 кг	1370 км
с грузом массой 5000 кг	2950 км
Максимальная масса перевозимого груза	9 т
Вооружение	нет

положенным в хвостовой части фюзеляжа большим люком с рампой для загрузки и выгрузки военной техники и грузов. Десантирование парашютистов может осуществляться также через этот люк или через боковые двери, имеющиеся в задней части фюзеляжа. Самолет может принять на борт 42 парашютиста или 53 солдата с полным вооружением. Типовыми для итальянской армии вариантами загрузки самолета являются: два грузовых автомобиля, один грузовой автомобиль и 105-мм гаубица, броневый автомобиль, пять стандартных контейнеров.

Самолет оснащен двумя турбовинтовыми двигателями Т-64-GE-P4 американской фирмы «Дженерал электрик». Двигатели производятся по лицензии фирмой «Фиат», мощность каждого из них составляет 3400 л.с. Запас топлива (12 000 л) размещается в четырех крыльевых топливных баках.

В состав радиоэлектронного оборудования самолета входят: радиолокационная станция, аппаратура навигационной системы ТАКАН, автоматический указатель курса, радиовысотомер, автопилот, аппаратура радиолокационного опознавания, УКВ и КВ радиостанции и другая аппаратура.

На базе конструкции G-222 созданы следующие модификации:

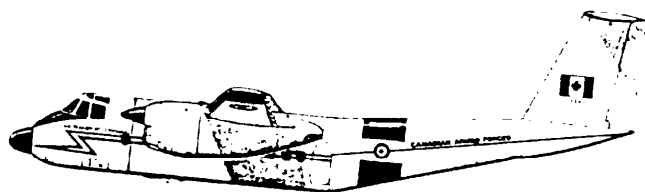
G-222RM — модификация для контроля и калибровки аэродромного радионавигационного оборудования, выпускаемого итальянскими фирмами. Выпущено 4 самолета этой модификации;

G-222T — военно-транспортный самолет с более мощными турбовинтовыми двигателями фирмы «Роллс-Ройс». 20 самолетов этой модификации поставлены Ливии.

G-222AA — модернизированная модификация для ВВС Италии. Выпущено 9 самолетов.

G-222VS — модификация для ведения радиоэлектронной борьбы. Для ВВС Италии выпущено 2 таких самолета.

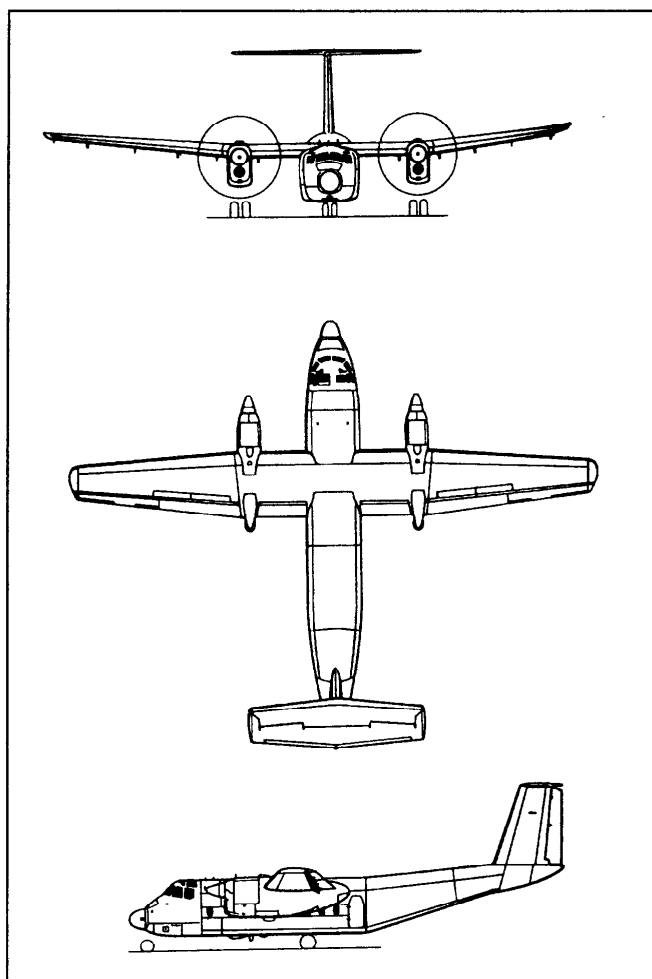
C-27A — военно-транспортный самолет для ВВС США, американской фирмой «СТАС» выпущено 18 самолетов.



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДНС-5 «БУФФАЛО»

Самолет ДНС-5 разработан фирмой «Де Хэвилленд оф Канада» в 1962 г. в соответствии с условиями объявленного армией США конкурса на создание легкого военно-транспортного самолета с коротким взлетом и посадкой. Первый полет опытного образца самолета состоялся 9 апреля 1964 года. По результатам испытаний самолет был принят на вооружение армейской авиации США под обозначением C-8A, в канадских вооруженных силах он имеет обозначение CC-115.

Самолет представляет собой дальнейшее развитие хорошо зарекомендовавшего себя пассажирского самолета ДНС-4 «Карибу». (Из 307 выпущенных ДНС-4 машин 160 использовались в вооруженных силах США под обозначением C-7A и C-7B.) По сравнению с базовым самолетом «Буффало» имеет более длинный фюзеляж, крыло новой конструкции, силовую установку с двумя турбовинтовыми двигателями вместо поршневых и новое Т-образное хвостовое оперение. В задней части фюзеляжа имеется грузовой люк с рампой для загрузки крупногабаритных грузов. Для облегчения погрузочно-разгрузочных работ грузовая кабина оборудована подъемно-транспортными механизмами. В грузовой кабине могут разместиться 34 парашютиста или 41 солдат с оружием. Десантирование парашютистов осуществляется через грузовой люк или боковую дверь.

**Тактико-технические характеристики самолета ДНС-5Д**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1974
<i>Экипаж</i>	3 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	22,3 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	24,80 м
<i>высота</i>	8,73 м
<i>размах крыла</i>	29,26 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 3135 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м</i>	330 км/час
<i>Максимальная скорость полета на высоте 10 000 м</i>	465 км/час
<i>Практический потолок</i>	9600 м
<i>Дальность полета с максимальной полезной нагрузкой</i>	650 км
<i>Дальность полета перегоночная</i>	3280 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	8200 кг
<i>Вооружение</i>	нет

Самолет оснащен трехстоечным колесным шасси с передней стойкой. В полете основные стойки шасси убираются в мотогондолы двигателей, а передняя стойка — в фюзеляж. В случае необходимости шасси может быть заменено комбинированным колесно-лыжным шасси.

Запас топлива для силовой установки находится в крыльевых топливных баках. Самолет оборудован системой заправки топливом под давлением. Максимальная емкость топливных баков составляет 7978 л.

Самолет выпускался в нескольких модификациях, отличающихся друг от друга в основном двигателями силовой установки:

ДНС-5 — первая серийная модификация с двумя американскими турбовинтовыми Т64-GE-10 мощностью 2850 л. с. каждый. Самолет поставлялся вооруженным силам США под обозначением С-8А.

ДНС-5А — модификация с более мощными двигателями GT64-820-1. 55 машин этого типа поставлено вооруженным силам Канады под обозначением СС-115. Кроме того, самолеты поставлялись также для ВВС Бразилии и Перу.

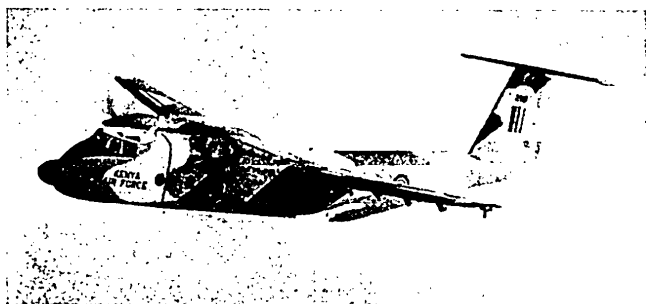
ДНС-5В — модификация с двигателями GT-64-P4C, выпускавшаяся с 1974 года.

ДНС-5С — модификация с двигателями фирмы «Роллс-Ройс» «Dart RDa. 12», выпускалась с 1974 г.

ДНС-5Д — ставшая стандартной модификация с двигателями СТ6А-820-4 мощностью 3135 л. с.

ДНС-5Е — гражданский вариант ДНС-50 с пассажирским салоном, рассчитанным на 44 пассажира. Имеется также вариант с 19-местным салоном типа «люкс».

Серийное производство самолетов ДНС-5 было прекращено в декабре 1986 года. Всего было выпущено 123 машины этого типа.

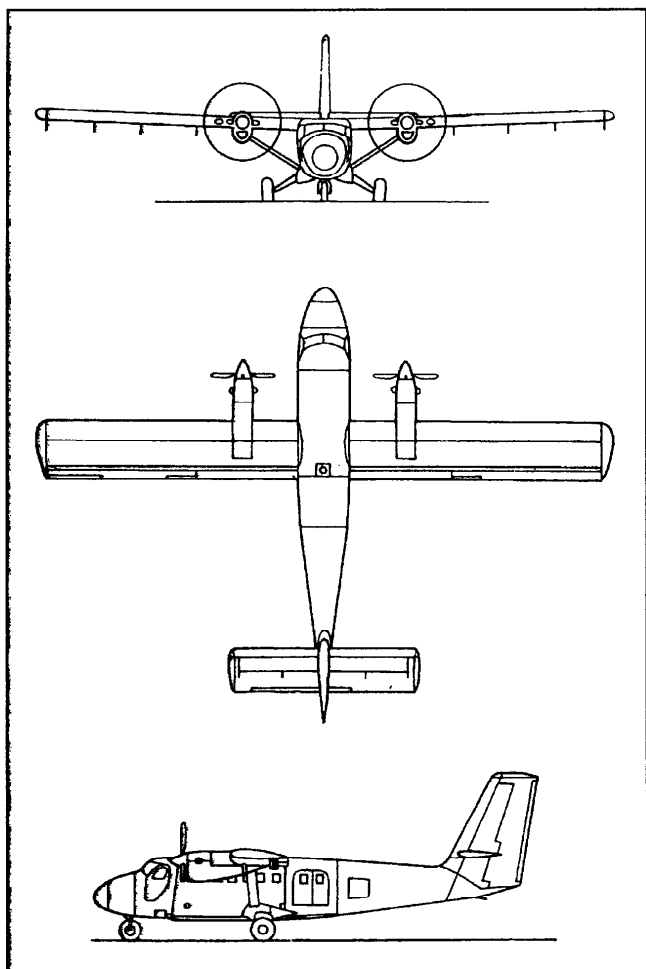


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДНС-6 «ТВИН ОТТЕР»

ДНС-6 канадской фирмы «Де Хэвилленд оф Канада» относится к классу самолетов с коротким взлетом и посадкой. Более 800 машин этого типа используются в вооруженных силах и гражданских авиакомпаниях 74 стран мира для перевозки пассажиров и грузов на короткие расстояния. Самолет может использоваться также в качестве санитарного, пожарного и спасательного.

Первый полет опытного образца самолета состоялся 20 мая 1965 года, в этом же году было начато серийное производство, которое завершилось в начале 1990 года.

Фюзеляж самолета имеет обычную полумонококовую конструкцию, в его передней части находится двухместная кабина экипажа. Центральную часть фюзеляжа занимает грузовая кабина. В транспортно-десантном варианте грузовая кабина оборудуется 20 сиденьями для 20 солдат с оружием. Сиденья могут быть повернуты к стенкам фюзеляжа, а образовавшееся в результате свободное пространство может быть использовано для размещения 9 носилочных и 3 сидячих больных или груза массой до 1940 кг. Кабина экипажа имеет двери с обеих сторон фюзеляжа, доступ в грузовую

**Тактико-технические характеристики самолета ДНС-6-300**

Год принятия на вооружение	1973
Экипаж	1—2 человека
Максимальная взлетная масса	5,67 т
Размеры:	
длина	15,77 м
высота	5,66 м
размах крыла	19,81 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 650 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	340 км/час
Максимальная скорость полета на высоте 3000 м	428 км/час
Практический потолок	8140 м
Дальность полета с полезной нагрузкой 1134 кг	1297 км
Максимальная масса перевозимого груза	1940 кг
Вооружение	нет

кабину обеспечивается через двустворчатую дверь, находящуюся с левой стороны фюзеляжа. Для использования самолета в качестве пожарного под фюзеляжем может быть установлен бак, вмещающий 2273 л огнегасящей жидкости.

Шасси неубирающееся в полете, трехстоечное с передней стойкой. Оно может быть заменено на поплавки, лыжи или на комбинированное колесно-лыжное шасси.

Прямое высокорасположенное крыло большого размаха оборудовано эффективными средствами механизации и снабжено профилированными подкосами. Под крылом в мотогондолах установлены два турбовинтовых двигателя силовой установки. В зависимости от модификации на са-

молете устанавливались различные варианты двигателя РТ6А фирмы «Пратт-Уитни». Два топливных бака, установленных под полом грузовой кабины, вмещают 1446 л топлива.

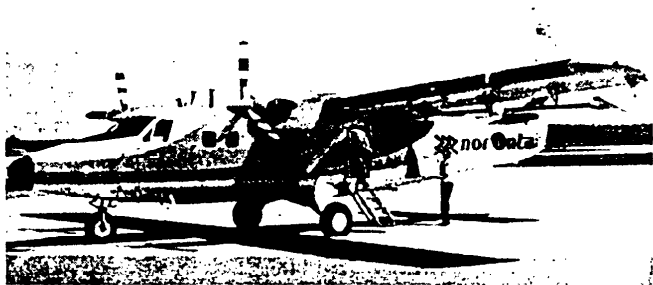
Самолет производился следующими тремя сериями:

Серия 100 — выпущенная в количестве 115 машин модификация с двигателями РТ6А20 мощностью по 570 л.с. Производство самолетов этой серии было завершено в апреле 1968 г.

Серия 200 — модификация с удлиненной носовой частью фюзеляжа и с багажным отсеком позади пассажирской кабины. Эта серия была выпущена также в количестве 115 машин.

Серия 300 — производившаяся с 1973 года модификация с двигателями РТ6А-27 мощностью 650 л. с. Самолеты этой модификации отличаются улучшенными взлетно-посадочными характеристиками и большей грузоподъемностью. Эти самолеты используются в ВВС США под обозначением UV-18А, в вооруженных силах Канады они имеют обозначение СС-138.

Начиная с 1982 года выпускались самолеты модернизированной серии 300М.



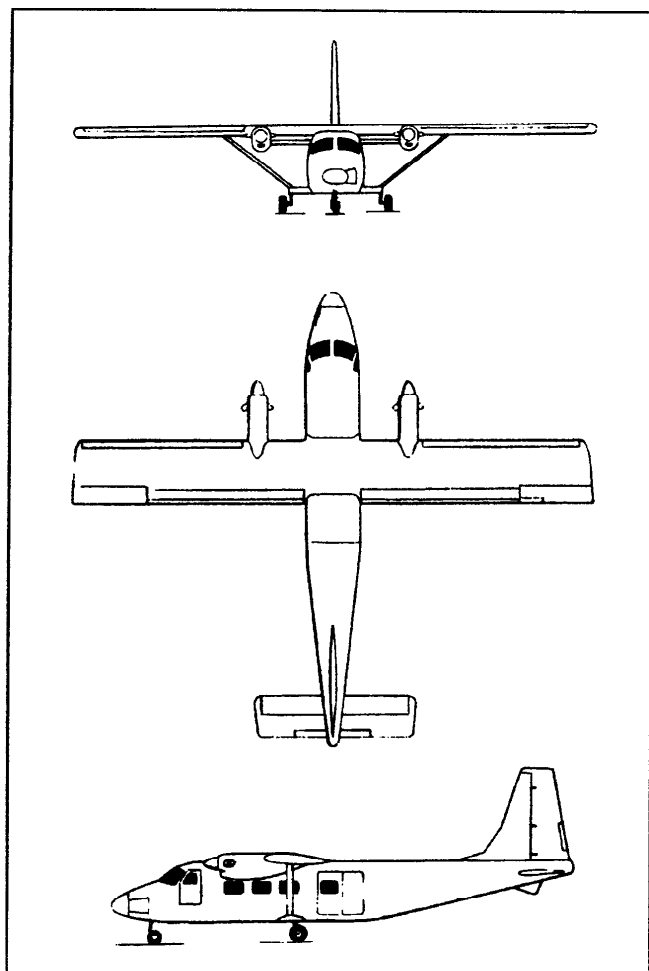
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ Y-11/12 «ПАНДА»

Самолет относится к классу легких транспортных машин и предназначен для воздушных перевозок пассажиров и небольших грузов. Он может использоваться также в качестве санитарного, связного и патрульного.

Серийное производство самолета было начато в 1977 году. Он является цельнометаллическим монопланом с высокорасположенным прямым крылом и однокилевым хвостовым оперением. Фюзеляж типа полумонокок. В передней его части находится кабина экипажа, состоящего из двух человек, а в средней части — грузопассажирская кабина длиной 3,58 м, шириной 1,53 м и высотой 1,37 м. Кабина рассчитана на перевозку восьми пассажиров или 800 кг груза.

Крыло снабжено средствами механизации, позволяющими наряду с трехстоечными неубирающимся колесным шасси эксплуатировать самолет на грунтовых аэродромах.

Самолет Y-11 оснащен двумя поршневыми двигателями «Huosai» 6, являющимися копией советских двигателей АИ-14Р (мощность каждого двигателя 300 л. с.). Запас топлива в объе-

**Тактико-технические характеристики самолета Y-12-II**

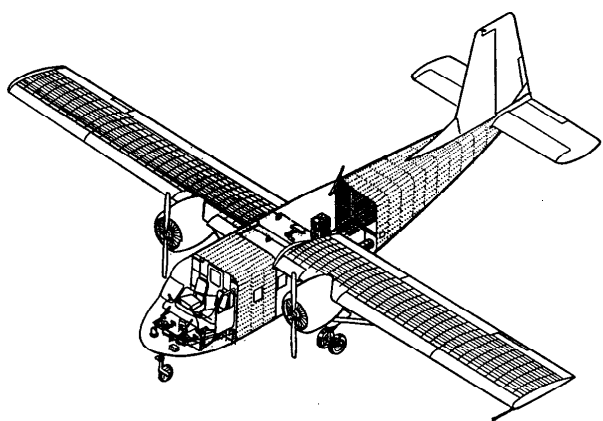
<i>Год принятия на вооружение</i>	1985
<i>Экипаж</i>	2 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	5,3 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	14,80 м
<i>высота</i>	5,50 м
<i>размах крыла</i>	17,20 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 680 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	250 км/час
<i>Практический потолок</i>	7000 м
<i>Дальность полета с максимальной полезной нагрузкой</i>	1340 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	1700 кг
<i>Вооружение</i>	нет

ме 530 л размещается в четырех металлических баках — двух крыльевых и двух в гондолах двигателей.

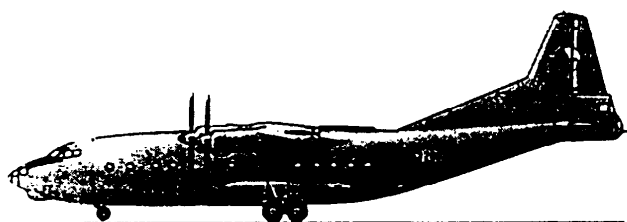
При максимальной взлетной массе 3500 кг самолет развивает скорость 220 км/час и имеет дальность полета 400 км.

Дальнейшим развитием этого самолета является Y-12-I, который отличается более длинным фюзеляжем, вмещающим 17 пассажиров, крылом большего размаха и новыми турбовинтовыми двигателями фирмы «Пратт-Уитни Канада» PT6A. Опытный самолет этого типа совершил первый полет 14 июля 1982 года. После выпуска первой серии в 30 самолетов была разработана новая модификация — Y-12-II с более мощными двигателями PT6A-27 той же фирмы. Опытный самолет этой модификации совершил первый полет 16 августа 1984 г., в декабре 1985 года он получил местный сертификат летной годности, а 20 июня 1990 г. —

одобрение Управления гражданской авиации Великобритании, открывшее ему выход на международный рынок авиатехники. Кроме ВВС и гражданских авиалиний Китая, самолет используется в ВВС Шри-Ланки.



Компоновочная схема
военно-транспортного самолета Y-12 «Панда»

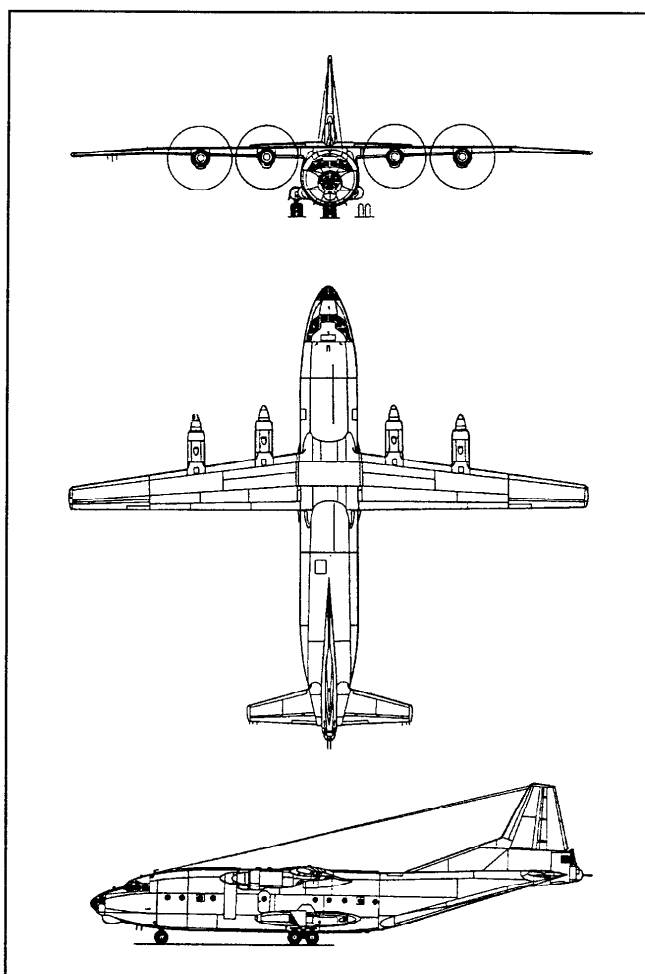


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-12

Самолеты этого типа в течение длительного периода составляли основу авиационного парка военно-транспортной авиации СССР и применялись для посадочного и парашютного десантирования личного состава войск и различных грузов, а также для перевозки раненых и крупногабаритных народнохозяйственных грузов. Некоторое количество самолетов Ан-12 различных модификаций продолжают использоваться и сегодня в составе ВВС и гражданских авиакомпаний многих стран мира.

Первый полет опытного образца состоялся 16 декабря 1957 года, на вооружение военно-транспортной авиации СССР самолет был принят в 1959 году, серийное производство осуществлялось с 1961 года на авиазаводах в г. г. Воронеже и Ташкенте. В течение 1957—62 гг. самолет находился в производстве и на Иркутском авиазаводе. Всего было выпущено 1253 машины разных модификаций, из них около 190 единиц было экспортировано.

Фюзеляж самолета имеет полумонококовую конструкцию и включает в себя герметичные кабины экипажа и сопровождающего грузы персонала, а также стрелку кормовой пушечной установки и негерметичную грузовую кабину. В грузовой кабине с размерами 13,5×2,6×3,5 м могут перевозиться до 58 парашютистов или 82 солдата с оружием, максимальная же

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-12БП**

Год принятия на вооружение	1964
Экипаж	6 человек
Максимальная взлетная масса	61 т
Размеры:	
длина	33,11 м
высота	11,44 м
размах крыла	38,03 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	4 × 4250 л. с.
Крейсерская скорость полета	535—550 км/час
Максимальная скорость полета	780 км/час
Практический потолок	9300 м
Дальность полета	
с максимальной полезной нагрузкой	3000 км
Дальность полета перегоночная	6200 км
Максимальная масса перевозимого груза	20 000 кг
Вооружение:	
пушка (боезапас 700 патронов)	2 × 23 мм
Бомбы фугасные	2 (калибром 50—100 кг)
Бомбы осветительные и ориентирно-сигнальные	

вместимость пассажиров при полете на высотах до 4000 м без использования кислородных приборов достигает 90 человек. На самолете может перевозиться также широкая номенклатура боевой техники, для погрузки и выгрузки которой в хвостовой части фюзеляжа имеется грузовой люк, закрывающийся двумя боковыми и одной задней створками. Доступ в грузовую кабину может осуществляться также через дверь размером 1480×800 мм, выполненную по левому борту в центральной части фюзеляжа. Грузовая кабина оборудована кран-балкой грузоподъемностью 3000 кг, лебедкой и транспортером.

Самолет имеет высокорасположенное двухлонжеронное крыло с характерными отклоненными вниз на угол 3° консолями. Крыло оборудовано двухщелевыми закрылками, отклоняемыми на угол до 25° при взлете и до 45° при посадке. В однокилевое хвостовое оперение встроена герметичная кабина воздушного стрелка с установкой Д5-65У, укомплектованной двумя 23-мм пушками АМ-23 (боезапас по 350 патронов на ствол) с соответствующим прицельным оборудованием.

Все стойки трехстоечного колесного шасси в полете убираются в фюзеляж. Передняя стойка комплектуется двумя колесами, основные — четырьмя. Шасси самолета позволяет эксплуатировать его на грунтовых аэродромах.

Четыре турбовинтовых двигателя силовой установки АИ-20 взлетной мощностью по 4000 л. с. установлены в мотогондолах под крылом самолета. Максимальный запас топлива в крыльевых и фюзеляжных топливных баках последних модификаций самолета составляет 22 066 кг.

Самолет выпускался во многих модификациях:

Ан-12А — первая серийная модификация с увеличенным до 16 600 л запасом топлива и усовершенствованными двигателями АИ-12А.

Ан-12Б — модификация с усиленным центропланом и увеличенным до 19 500 л запасом топлива. Эта модификация выпускалась с 1963 года и послужила основой для других модификаций.

Ан-12П — модификация с усовершенствованным радиоэлектронным оборудованием и с дополнительными топливными баками, установленными под полом грузовой кабины. Запас топлива таким образом был доведен до 28 470 л. После установки таких же баков в самолетах модификаций А и Б они получили индексы АП и БП соответственно. На базе Ан-12БП создан китайский вариант этого самолета Y-8, выпущенный в количестве 60 машин.

Ан-12БК — выпускавшаяся с 1966 года модификация с обновленным радиоэлектронным оборудованием и двигателями АИ-20М мощностью 4250 л. с.

Ан-12Б-ПП, Ан-12БК-ПП, Ан-12БК-ИС, Ан-12-БК-ППС — самолеты-постановщики помех и десантно-транспортные самолеты со средствами индивидуальной радиотехнической защиты.

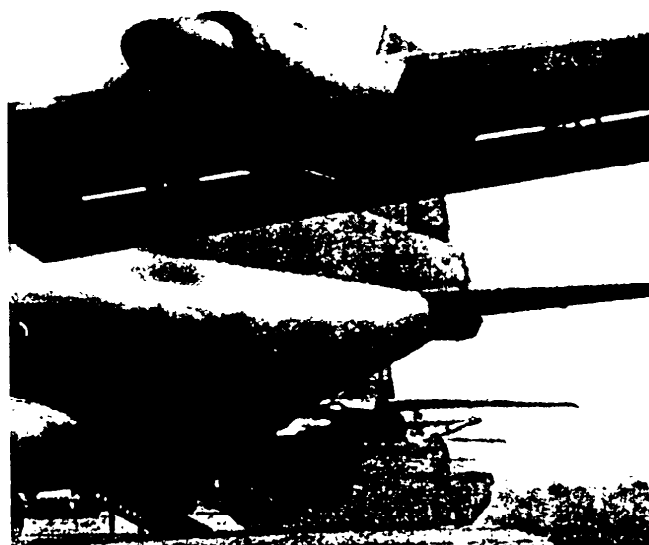
Ан-12Т и Ан-12БКТ — самолеты-топливозаправщики.

Ан-12ПС — поисково-спасательный самолет.

Ан-12ПЛ — самолет с лыжным шасси для использования в арктических условиях,

Ан-12БКВ — бомбардировщик и постановщик мин.

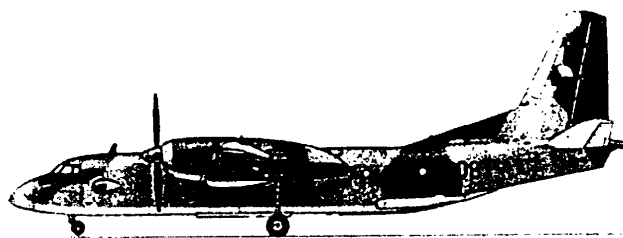
Учитывая то, что основным предназначением Ан-12 является перевозка и десантирование войск и техники, самолет имеет как броневую защиту, так и необходимое вооружение.



Выгрузка боевой техники с самолетов Ан-12

Под сиденьями летчиков установлены броневые листы толщиной 8 мм, кресла летчиков снабжены бронеспинками и бронезаголовками. Стрелок кормовой пушечной установки защищен бронестеклом толщиной 112 мм и съемной бронеплитой.

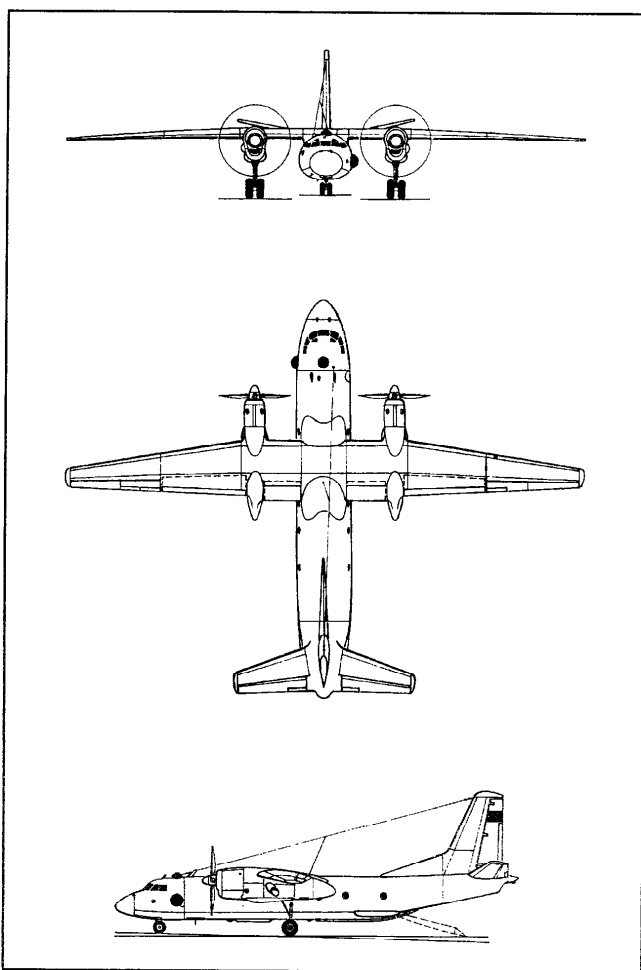
Кроме пушечной установки, самолет имеет и бомбардировочное вооружение: на правой стороне фюзеляжа имеется отсек с люком для двух фугасных авиабомб калибром от 50 до 100 кг или для осветительных бомб. Кроме того, в кормовой части фюзеляжа размещен бомбовый отсек для ориентирно-сигнальных авиабомб.



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-26

Находящиеся на вооружении ВВС многих стран мира самолеты Ан-26 используются для воздушных перевозок войск, боевой техники и грузов, посадочного или парашютного десантирования войск, а также для перевозки раненых. Самолет широко применяется также гражданскими авиакомпаниями для грузопассажирских перевозок на местных линиях.

Самолет создан в конце пятидесятих годов на базе пассажирского самолета Ан-24РТ. Он является цельнометаллическим свободнонесущим монопланом с высоко-расположенным крылом, однокилевым вертикальным оперением с форкилем и двумя противошторными подфюзеляжными гребнями. Фюзеляж конструкции «полумонокок» набран из нескольких усиленных шпангоутов, большого числа вспомогательных шпангоутов, стрингеров и мощной листовой обшивки. Грузовая кабина длиной 11,10 м, шириной 2,78 м и высотой 1,91 м позволяет перевозить 39 солдат с полным вооружением или 30 парашютистов, для размещения которых по правому и левому бортам имеются откидные сиденья. Самолет может принять на борт также 24 носилочных раненых с сопровождающим медицинским персоналом или груз общей массой 5500 кг. (При необходимости допускается масса полезной

**Тактико-технические характеристики**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1968
<i>Экипаж</i>	4 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	24 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	23,80 м
<i>высота</i>	8,58 м
<i>размах крыла</i>	29,20 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 2820 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	435 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	500 км/час
<i>Практический потолок</i>	8100 м
<i>Дальность полета при максимальной полезной нагрузке</i>	1200 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	5500 кг
<i>Вооружение</i>	на четырех фюзеляжных узлах подвески могут быть подвешены авиабомбы различного назначения

нагрузки 6300 кг в пределах допустимой массы загруженного самолета без топлива 22 000 кг.)

Для погрузочно-разгрузочных работ на земле и для десантирования парашютистов и грузов в полете в хвостовой части фюзеляжа имеется грузовой люк с размерами 2,34×3,3 м. Люк закрывается рампой, которая используется как трап для погрузки и разгрузки техники и грузов. Откат рампы под фюзеляж обеспечивает подъезд автомобиля к порогу грузовой кабины для загрузки самолета непосредственно с борта автомобиля. В грузовой кабине установлен транспортер П157, предназначенный для механизированного сброса груза в парашютно-десантных упаковках общей массой до 4550 кг.

Транспортер позволяет производить механизированную загрузку самолета на земле. Сброс грузов осуществляется автоматически от прибора ПГС-24 заранее заданным количеством групп и серий. Прибор ПГС-24 расположен на рабочем месте штурмана.

Наблюдение за ходом десантирования штурман может осуществлять через блистер, смонтированный в левом борту кабины экипажа.

Кабина экипажа находится в передней части фюзеляжа. Установленное здесь пилотажно-навигационное и радиоэлектронное оборудование позволяет эксплуатировать самолет в простых и сложных метеоусловиях.

Самолет имеет нестреловидное свободнонесущее кессонной конструкции крыло. Крылу придан небольшой угол обратного поперечного V — около 2° , вследствие чего концы крыла несколько опущены относительно центроплана. Крыло снабжено мощной механизацией, состоящей из щелевого закрылка со сдвижной осью вращения, отклоняющегося в два положения — взлетное на 15° и посадочное на 38° . Закрылок каждого полукрыла разделен по размаху на две части в месте расположения мотогондол. В мотогондолах установлены два турбовинтовых двигателя АИ-24ВТ взлетной мощностью 2820 л. с. и один турбореактивный двигатель РУ19А-300 со статической тягой 800 кгс. Двигатель РУ19А-300 используется для создания дополнительной тяги на взлете, при наборе высоты, посадке и при необходимости — в горизонтальном полете, а также для запуска основных двигателей и для питания бортовой электросети при отказе генераторов постоянного тока.

Модификацией серийного самолета Ан-26 является самолет Ан-26Б, который оборудован бортовыми средствами механизации погрузочно-разгрузочных и швартовочных работ. Самолет Ан-26Б имеет более высокую по сравнению с Ан-26 весовую отдачу за счет снятия и упрощения конструкции ряда агрегатов оборудования. Лётно-технические данные самолетов Ан-26 и Ан-26Б одинаковые.

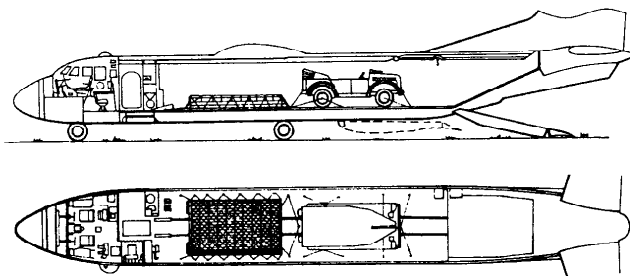


Схема размещения грузов в кабине самолета Ан-26

Кроме того, были разработаны следующие модификации Ан-26:

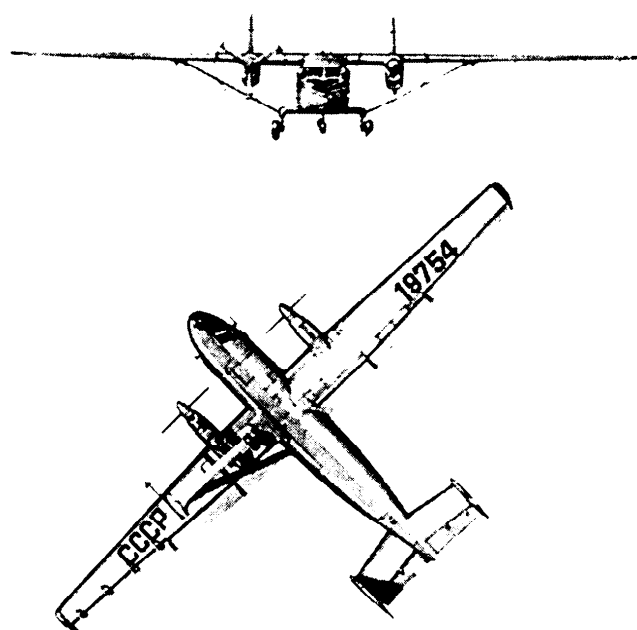
Ан-26М «Спасатель» — модификация с грузовой кабиной, оснащенной реанимационно-хирургическим оборудованием, использовалась в ходе войны в Афганистане.

Ан-26Ш — самолет для обучения штурманов.

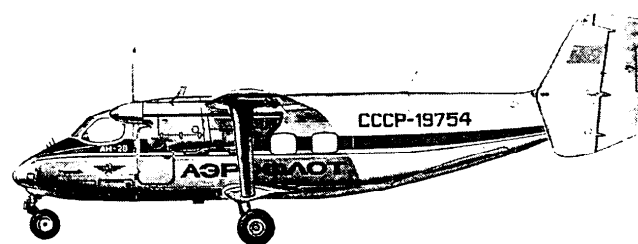
Ан-26РТ — самолет-ретранслятор для увеличения дальности радиосвязи.

Самолет Ан-26 эксплуатируется в более чем 30 странах мира, в КНР он производится серийно под обозначением Y-7Н-500.





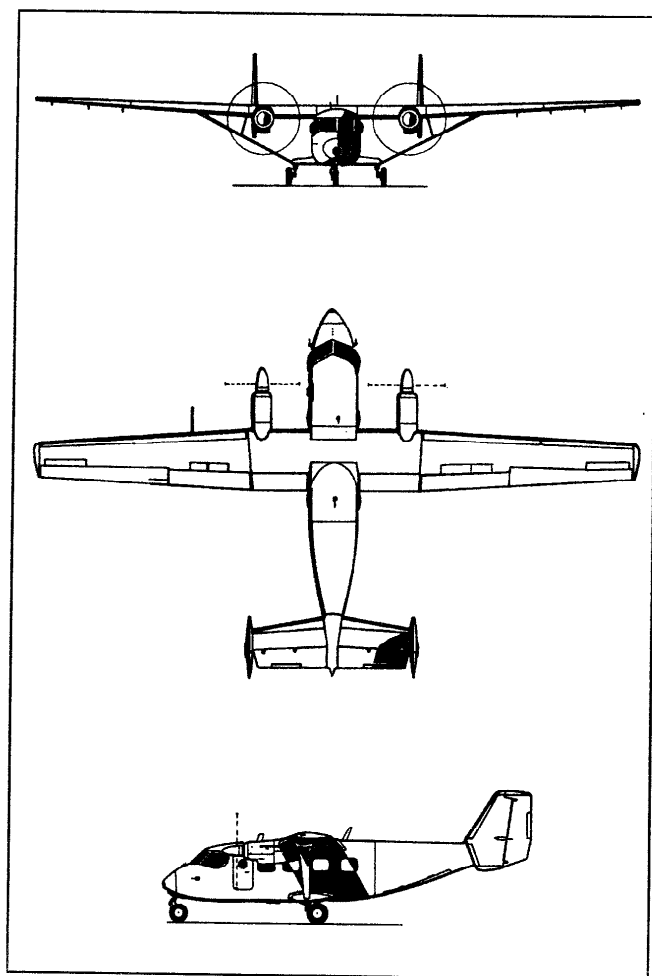
Военно-транспортный самолет Ан-28



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-28

Самолет представляет собой дальнейшее развитие легко-го многоцелевого самолета Ан-14 «Пчелка», разработанного ОКБ О.К. Антонова в 1958 году. При сохранении схемы подкосного двухдвигательного моноплана, новый самолет отличается от своего предшественника прежде всего более длинным фюзеляжем, силовой установкой и газотурбинными двигателями вместо поршневых, крылом и разнесенным двухкилевым хвостовым оперением новой конструкции. Самолет предназначен для воздушных перевозок на короткие расстояния личного состава или грузов общей массой до 1750 кг. Первый полет опытного образца самолета состоялся в сентябре 1969 года, первый предсерийный образец был поднят в воздух в апреле 1975 года, серийное производство было начато в 1983 году по лицензии на польском заводе «PZL».

Самолет имеет цельнометаллическую конструкцию, фюзеляж — типа полумонокок. В передней части фюзеляжа находится двухместная кабина экипажа, доступ в которую обеспечивается через дверь, находящуюся слева по борту. Доступ в расположенную за кабиной экипажа грузовую кабину возможен через двухстворчатую дверь, открываемую наружу и размещенную в заданной части фюзеляжа. В грузовой кабине грузопассажирского варианта самолета смон-

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-28**

Год принятия на вооружение	—
Экипаж	1—2 человека
Максимальная взлетная масса	6,5 т
Размеры:	
длина	13,10 м
высота	4,90 м
размах крыла	22,07 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 960 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	335 км/час
Максимальная скорость полета на высоте 3000 м	350 км/час
Практический потолок	9000 м
Дальность полета с максимальной полезной нагрузкой	560 км
Дальность полета с грузом 1000 кг	1365 км
Максимальная масса перевозимого груза	2000 кг
Вооружение	нет

тированы откидные сиденья, на которых могут разместиться 15—18 человек. Кабина легко переоборудуется в грузовую, в ней могут быть установлены носилки с ранеными или смонтирована специальная аппаратура.

Особенностью самолета является двухлонжеронное крыло большого размаха, которое размещено в верхней части фюзеляжа и укреплено профилированными подкосами. Оно оборудовано автоматическими и управляемыми закрылками и элеронами. Крыло такой конструкции обеспечивает самолету крутую траекторию взлета и посадки, устойчивое планирование на малых скоростях и больших углах атаки. Благодаря

наличию усиленного трехстоечного шасси самолет с этим крылом может эксплуатироваться на грунтовых взлетно-посадочных площадках. Длина разбега при взлете самолета с максимальной взлетной массой составляет 260 м, длина пробега при посадке — 170 м. Колесное шасси может быть заменено на лыжное.

Под крылом самолета в мотогондолах установлены газотурбинные двигатели ТВД-10С со взлетной мощностью 950 л. с. Запас топлива в двух интегральных крыльевых топливных баках составляет 1812 л.

Транспортно-десантная модификация самолета имеет обозначение Ан-28Б1. В начале 90-х годов польскими конструкторами разработана модификация морского патрульного самолета Ан-28В1R, оборудованная РЛС польского производства. Антенна РЛС установлена в обтекателе под фюзеляжем.

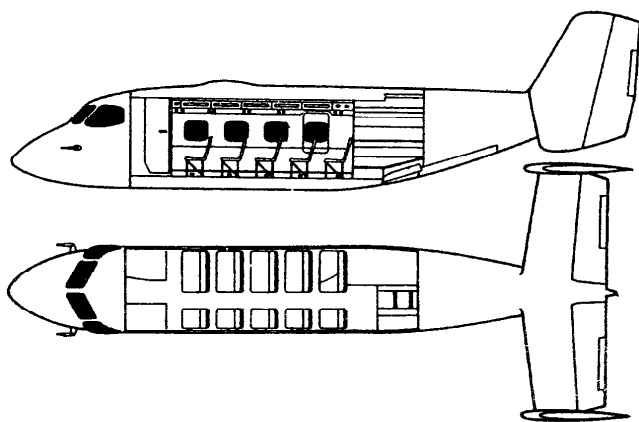


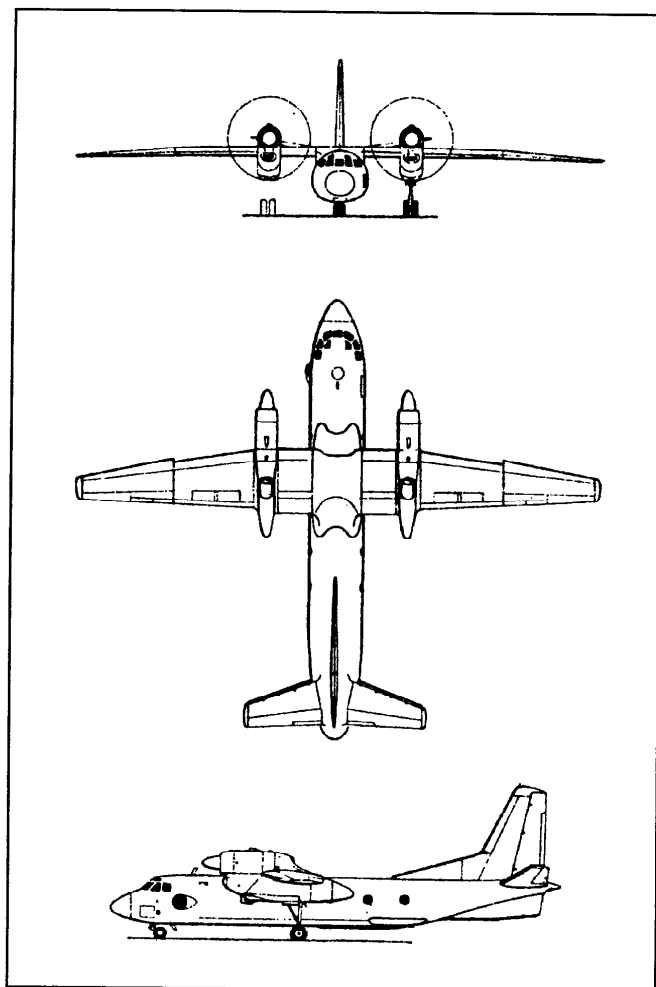
Схема размещения кресел
в салоне пассажирского варианта самолета Ан-28



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-32

Эксплуатация военно-транспортных самолетов Ан-26 показала, что использование их в местностях с жарким климатом и в высокогорных районах затруднено вследствие недостаточной мощности установленных на них двигателей АИ-24ВТ (взлетная мощность 2820 л. с.). В связи с этим в конце 70-х годов в конструкторском бюро А.И. Антонова была проведена работа по установке на самолете Ан-26 двигателей АИ-20Д, развивающих вдвое большую взлетную мощность (5180 л.с.). Заводские летные испытания опытного образца самолета были начаты в 1976 году, в 1977 году самолет демонстрировался на Парижском аэрокосмическом салоне. Первый серийный самолет поднялся в воздух 23 июня 1983 года.

По сравнению с базовой моделью планер самолета Ан-32 усилен. Это объясняется в первую очередь тем, что благодаря более мощным двигателям максимальная масса полезной нагрузки возросла до 6,7 т, а максимальная взлетная масса — до 27 т. В свою очередь, усиление планера вызвало смещение центровки назад. По этой причине для обеспечения требуемых характеристик продольной и путевой устойчивости на самолете увеличена площадь горизонтального оперения и площадь кормовых подфюзеляжных килей. Размеры грузовой кабины остались неизменными, однако в ней уже могут быть размещены до 50 солдат с вооружением или 42 парашютиста.

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-32**

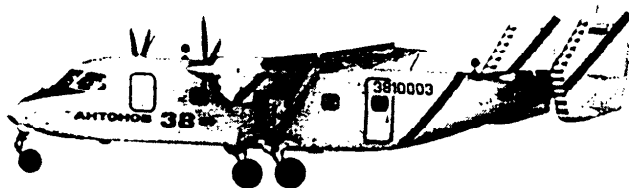
<i>Год принятия на вооружение</i>	1982
<i>Экипаж</i>	3—4 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	27 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	23,68 м
<i>высота</i>	8,75 м
<i>размах крыла</i>	29,20 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 5180 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	470 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	530 км/час
<i>Практический потолок</i>	9400 м
<i>Дальность полета</i>	
<i>при максимальной полезной нагрузке</i>	800 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	6700 кг
<i>Вооружение</i>	на четырех фюзеляжных узлах подвески могут быть подвешены авиабомбы различного назначения

Кроме основной силовой установки в составе двух турбовинтовых двигателей АИ-20Д 5-й серии или АИ-20М, самолет оборудован вспомогательной силовой установкой ТГ-16М, использующейся прежде всего для запуска двигателей основной силовой установки на необорудованных взлетно-посадочных площадках. Возможность эксплуатации самолета на таких площадках обеспечивается также конструкцией трехстоечного шасси с пневматиками низкого давления, высокой энерговооруженностью, мощными средствами механизации крыла и высоким расположением двигателей, что предотвращает попадание камней и других посторонних предметов в воздухозаборники.

Ан-32 обладает качествами самолета с коротким взлетом и посадкой. Длина его разбега при взлете составляет 760 м, длина пробега при посадке — 470 м.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета позволяет совершать полеты в любое время суток и в сложных метеорологических условиях. В его состав входят навигационная система, радиокompас, доплеровский измеритель скорости и угла сноса и связная радиоаппаратура. Для точного десантирования войск и грузов самолет оборудован прицелом НКПБ-7, установленным в блистере по левому борту. Этот же прицел используется при сбросе парашютных контейнеров или авиабомб, подвешиваемых на внешних фюзеляжных узлах подвески.

Кроме основной модификации Ан-32, разработаны также модификация Ан-32Б с усовершенствованной силовой установкой и самолет для тушения лесных пожаров Ан-32П, способный принять на борт 8 тонн огнегасящей жидкости.

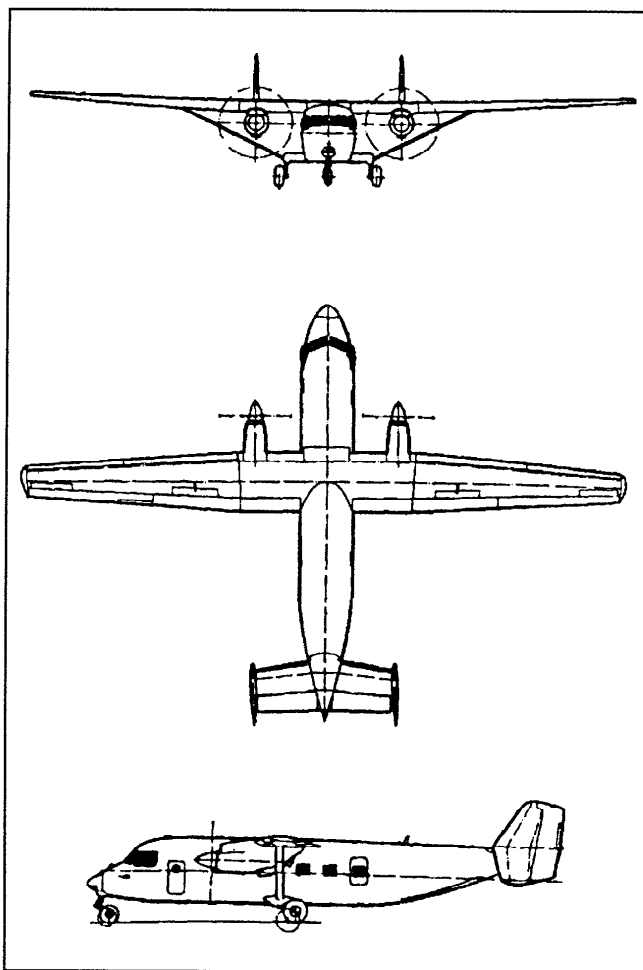


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-38

Самолет предназначен для транспортировки грузов, личного состава, раненых и больных, десантирования и обучения парашютистов. На его базе разработаны также варианты грузопассажирского, патрульно-транспортного, административного самолетов, а также самолетов для разведки ледовой обстановки и проведения крупномасштабных аэрофотосъемок местности и геофизических поисковых работ.

Первый полет опытного образца состоялся 24 июня 1994 года. Серийное производство организовано на Новосибирском авиационном производственном объединении имени В.П. Чкалова. Поставка первых серийных самолетов запланирована на вторую половину 1997 года.

Самолет Ан-38 создан как глубокая модификация серийного самолета Ан-28 и, сохраняя все его лучшие качества, отличается увеличенной длиной фюзеляжа, более современным бортовым радиоэлектронным оборудованием, двигателями большей мощности, улучшенным комфортом кабины экипажа и пассажирской кабины. В базовом варианте в пассажирской кабине имеется 26—27 пассажирских кресел, конструкция которых позволяет откидывать их к бортам, освобождая тем самым место для груза с максимальной массой 2500 кг. Такое переоборудование кабины занимает примерно 45 минут. Для обеспечения погрузочно-разгрузочных работ на потолке кабины устанавливается монорельсо-

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-38-100**

<i>Год принятия на вооружение</i>	—
<i>Экипаж</i>	2 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	—
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	15,54 м
<i>высота</i>	4,30 м
<i>размах крыла</i>	22,06 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 1500 л. с.
<i>Крейсерская скорость</i>	340 — 380 км/час
<i>Практический потолок</i>	9000 м
<i>Крейсерская высота полета</i>	3000 — 4200 м
<i>Дальность полета с полной нагрузкой</i>	800 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	2500 кг

вая кран-балка грузоподъемностью 500 кг. В задней части фюзеляжа имеются багажный отсек и туалет.

Как и Ан-28, самолет снабжен крылом кессонного типа с большим удлинением. Часть кессона центроплана и консоли крыла используются в качестве интегральных топливных баков. Хвостовое оперение двухкилевое, кили находятся в воздушных струях от винтов, что повышает их эффективность на малых скоростях полета.

Высокие взлетно-посадочные характеристики самолета обеспечиваются двигателями большой мощности, высокой степенью механизации крыла и неубирающимся трехстоечным колесным шасси с пневматиками низкого давления. Ан-38 может эксплуатироваться на небольших аэродромах, в том числе на грунтовых, ледовых и заснеженных. Колесное шасси самолета может быть заменено лыжным.

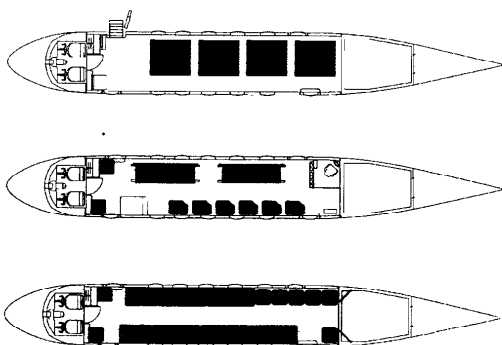
В зависимости от устанавливаемых на самолете двигателей разработаны следующие две модификации:

Ан-38-100 с двигателями американской фирмы «Эллайд Сигнал» ТРЕ 331-14GR-801Е мощностью 1500 л.с. и Ан-38-200 с отечественными двигателями ТВД-20Б такой же мощности.

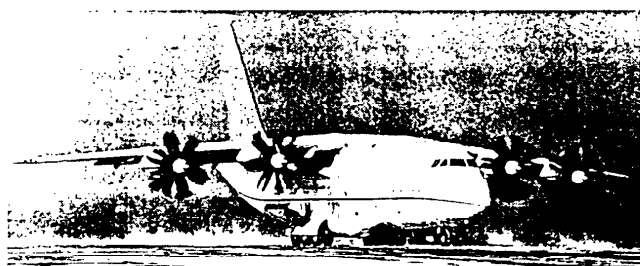
Разработана также модификация Ан-38К с увеличенной до 3200 кг грузоподъемностью. Этот самолет предназначен для перевозки грузов в 4 стандартных контейнерах LD-3, на поддонах и груза «навалом».

Пилотажно-навигационное оборудование также может устанавливаться как отечественного производства, так и зарубежного. В частности, возможно оснащение самолета авионикой фирмы «Бендикс-Кинг».

27 апреля 1997 года АНТК им. О. К. Антонова был получен сертификат типа на самолет Ан-38-100 транспортной категории по сертификационному базису, разработанному на основе Авиационных Правил, часть 25. По прогнозам АНТК им. О.К. Антонова за период до 2007 года потребность в самолетах Ан-38 будет составлять примерно 590 машин.



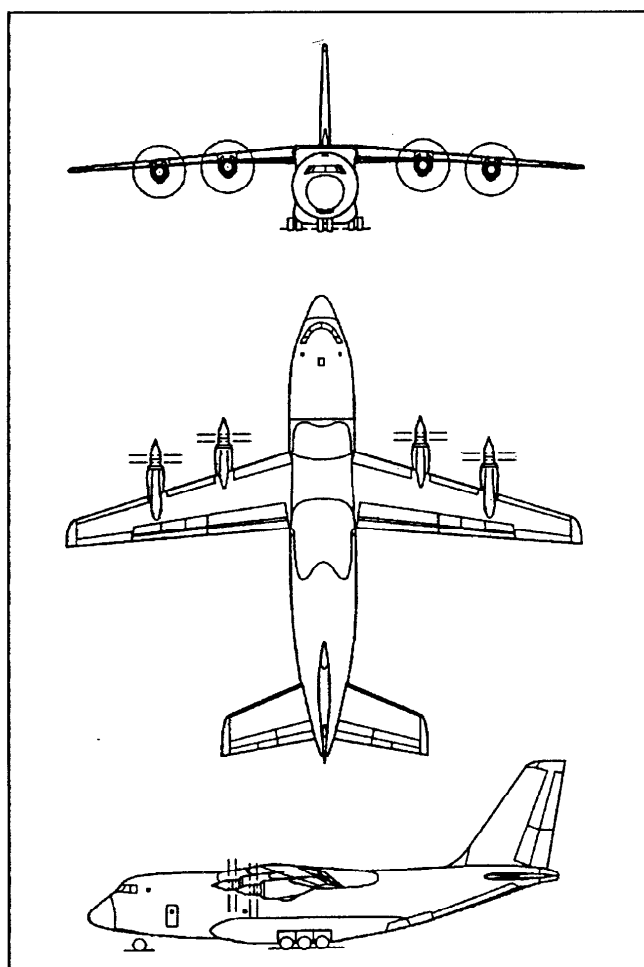
Варианты компоновки грузовой кабины Ан-38



ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-70

Ан-70 принадлежит к новому поколению оперативно-тактических военно-транспортных самолетов короткого взлета и посадки. Он обеспечивает доставку практически всей номенклатуры вооружения и военной техники мотострелковой дивизии. С самолета возможно парашютное десантирование личного состава и техники, в том числе и моногрузов массой до 20 т с больших и малых высот, грузовая кабина самолета рассчитана на перевозку 300 солдат с личным оружием или 206 раненых и больных.

Первый полет самолета Ан-70 состоялся 16 декабря 1994 года, 24 апреля 1997 года поднялся в воздух второй экземпляр этого самолета, который проходил летные испытания. Конструктивно самолет представляет собой четырехдвигательный высокоплан с крылом небольшой стреловидности и колесным убирающимся в полете шасси. Герметизированный грузовой отсек занимает почти весь фюзеляж самолета. Он почти на 30 проц. просторнее, чем у транспортного Ил-76, что позволяет, например, размещать перевозимые колесные машины в два ряда. Использование внутреннего пространства отсека повышается благодаря тому, что на откидывающемся люке-рампе может быть размещен груз массой до 5000 кг.

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-70**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>проходит испытания</i>
<i>Экипаж</i>	3—5 человек
<i>Максимальная взлетная масса</i>	130 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	40,73 м
<i>высота</i>	16,38 м
<i>размах крыла</i>	44,06 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	4 × 14 000 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	750—800 км/час
<i>Практический потолок</i>	—
<i>Крейсерская высота полета</i>	9000—12 000 м
<i>Дальность полета:</i>	
<i>с максимальной нагрузкой</i>	1350 км
<i>с грузом 20 000 кг</i>	7400 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	47 000 кг

Внутреннее десантно-транспортное оборудование обеспечивает оперативность и автономность погрузки и выгрузки грузов и их воздушное десантирование. Комплекс погрузочного оборудования включает четыре электротельфера суммарной грузоподъемностью 12 тонн, две бортовые электролебедки с тяговым усилием по 1,5 т. По желанию заказчика самолет может быть укомплектован легкоосъемной второй палубой или рольганговым оборудованием для автоматизации операций с контейнерами. В носовой части фюзеляжа находится оборудованная цветными многофункциональными индикаторами трехместная кабина экипажа и двухпалубный отсек для сопровождающих груз на борту.

В зависимости от способа применения и взлетной массы Ан-70 его многоколесное шасси обеспечивает возмож-

ность эксплуатации как с бетонных взлетных посадочных площадок длиной 1800 м с невысокой прочностью покрытия, так и с грунтовых площадок длиной 600—800 м с низкой прочностью грунта. В режиме короткого взлета и посадки при применении с грунтовых площадок длиной 600—900 м Ан-70 обеспечивает перевозку 20—36 т груза на дальность 1450—3000 км.

Силовая установка самолета состоит из установленных в мотогондолах под крылом четырех двигателей Д-27 с винтовентиляторами СВ-27. Эта силовая установка обеспечивает получение высокой крейсерской скорости при 20—30 проц. экономии топлива по сравнению с современными самолетами с турбореактивными двигателями.

Ан-70 оснащен современным бортовым радиоэлектронным оборудованием, объединенным в цифровой интегральный комплекс. Это оборудование обеспечивает эксплуатацию самолета на всех широтах в любое время суток в простых и сложных метеорологических условиях, полеты над лишенной ориентиров местностью, взлет и посадку на необорудованных грунтовых аэродромах. Эксплуатация на необорудованных аэродромах обеспечивается и благодаря наличию бортовых средств контроля и диагностики. Техническое обслуживание самолета основано на применении стратегии технической эксплуатации по состоянию.

На базе самолета Ан-70 возможно создание самолета дальнего радиолокационного обнаружения и наведения, летающего командного пункта, топливозаправщика, поисково-спасательного самолета и т.д. Уже разработаны следующие модификации:

Ан-70Т — транспортный самолет с четырьмя двигателями Д-27 для применения в гражданской авиации. Самолет обеспечивает перевозку 35 т груза на дальность 3800 км, а 20 т — на 7400 км. Возможность эксплуатации с бетонных и грунтовых взлетно-посадочных площадок длиной 1300 м позволяет эксплуатировать его на всей аэродромной сети СНГ.

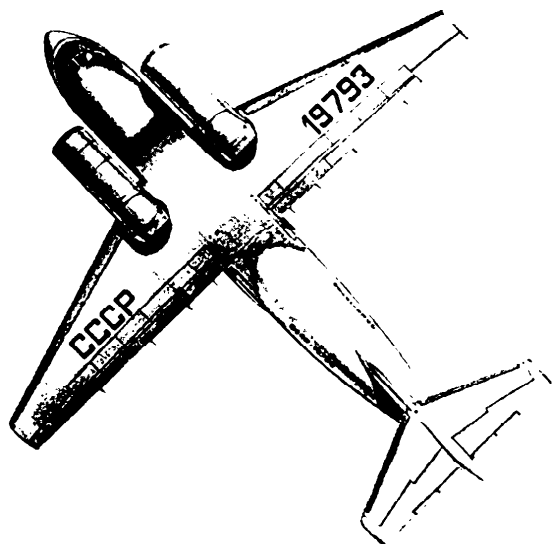
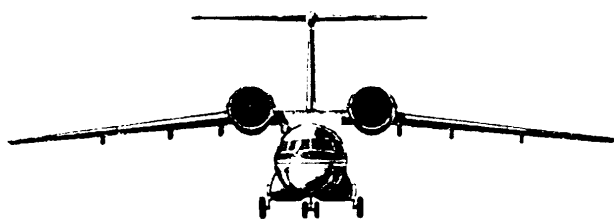
Ан-70ТК — вариант Ан-70Т с грузопассажирской кабиной.

Ан-70-100 — модификация самолета с двумя двигателями Д-27. Самолет имеет меньшую взлетную массу и упрощенное шасси, на нем изменен ряд систем и агрегатов. При применении со взлетно-посадочных площадок длиной 2500 м он способен перевозить груз массой 30 т на дальность 1000 км или 20 т — на 4300 км с исключительно высокой топливной эффективностью.

Ан-77 — модификация с четырьмя двигателями CFM56-5A1 и авионикой западного производства.



Военно-транспортный самолет Ан-70



Военно транспортный самолет Ан-72

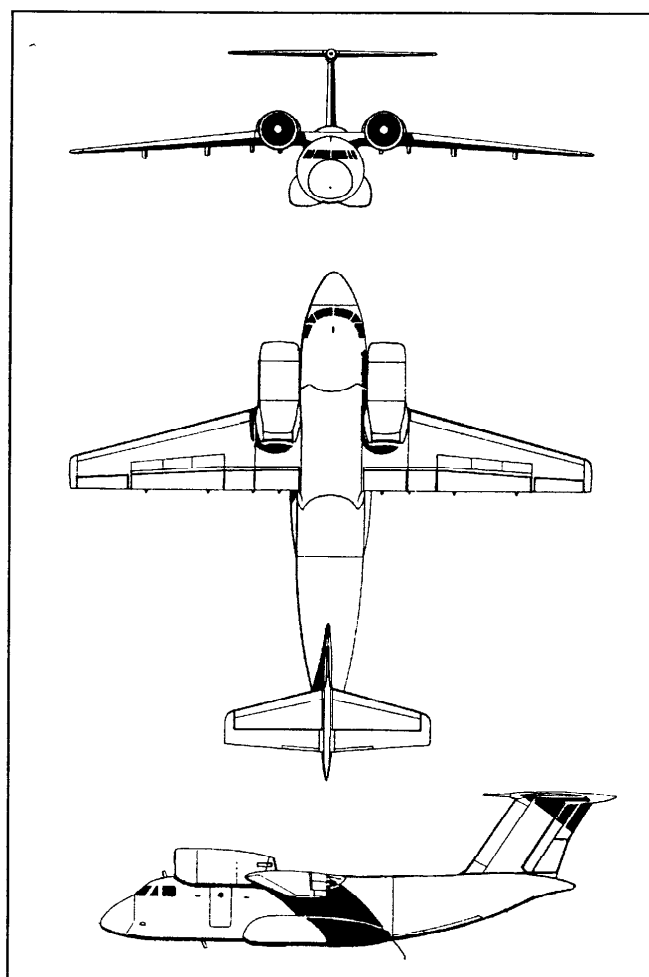


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-72

Самолет был разработан с целью замены транспортного самолета Ан-26 в вооруженных силах и гражданских авиакомпаниях. Имея со своим предшественником примерно одинаковые размеры, новый самолет превосходит его по грузоподъемности в 1,8 раза и в 1,6 раза — по скорости полета.

Первый полет опытного образца состоялся 22 декабря 1971 года. Самолет является первым в СССР реактивным транспортным самолетом с коротким взлетом и посадкой. Одной из главных особенностей Ан-72, обеспечившей сокращение разбега при взлете, является расположение двигателей над крылом. Это обусловлено стремлением конструкторов использовать так называемый «эффект Коанда», когда при отклоненных предкрылках и закрылках выхлопная струя двигателя, установленного на крыле в выдвинутой вперед мотогондоле, обтекает без отрыва верхнюю поверхность крыла и закрылка и отклоняется вниз, обеспечивая увеличение подъемной силы и сокращение взлетной дистанции. Определенный интерес представляет и конструкция шасси: каждая из основных стоек фактически состоит из двух отдельных самостоятельных тележек. Такая конструкция шасси оптимально приспособлена к посадке на неровные грунтовые взлетно-посадочные площадки. В полете основные стойки убираются в обтекатели, а передняя — в фюзеляж.

Для уменьшения длины пробега при посадке используется реверс тяги, когда струя выхлопных газов двигателя направляется

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-72**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1985
<i>Экипаж</i>	3 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	34,5 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	28,07 м
<i>высота</i>	8,65 м
<i>размах крыла</i>	31,89 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × тяга</i>	2 × 6500 кгс
<i>Крейсерская скорость</i>	550 — 600 км/час
<i>Максимальная скорость</i>	705 км/час
<i>Практический потолок</i>	11 800 м
<i>Дальность полета с максимальной нагрузкой</i>	800 км
<i>Дальность полета перегоночная</i>	4800 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	10 000 кг

ется в сторону, совпадающую с движением самолета. Герметизированная грузовая кабина самолета (10,50×2,15×2,20 м) рассчитана на размещение 68 солдат с оружием, 57 парашютистов или 24 носилочных раненых. Благодаря наличию в задней части фюзеляжа большого грузового люка с аппарелью, на самолете может перевозиться колесная и гусеничная техника или крупногабаритные грузы. Грузовая кабина оборудована средствами механизации погрузочно-разгрузочных работ. Десантирование войск и грузов может осуществляться через грузовой люк и дверь, расположенную по левому борту самолета.

Основная силовая установка самолета состоит из двух двухконтурных турбореактивных двигателей с системой реверса тяги Д-36 (тяга 6500 кгс) или Д-436 (тяга 7500 кгс). Вспо-

могательная силовая установка обеспечивает запуск двигателей на необорудованных взлетно-посадочных площадках и делает возможной автономную эксплуатацию самолета в течение длительного периода.

Максимальный запас топлива составляет 12 950 кг.

Ан-72 имеет современное бортовое радиоэлектронное оборудование, позволяющее выполнять полеты днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях.

Были разработаны следующие модификации самолета:

Ан-72А и Т — военно-транспортные самолеты.

Ан-72АТ — модификация для перевозки стандартных авиационных контейнеров.

Ан-72С — административный самолет.

Ан-72В — экспортная модификация, разработанная по заказу ВВС Перу.

Ан-72П — самолет для несения патрульной службы в прилегающей к побережью 200-мильной морской зоне. Прицельно-навигационное и пилотажное оборудование обеспечивает автоматическое самолетовождение на всех этапах полета, вывод самолета в заданную точку, аппаратурный поиск, определение координат надводных судов, их скоростей и курсов движения.

Для пресечения действий судов-нарушителей Ан-72П вооружен пушкой ГШ-23Л с 250 патронами, двумя блоками неуправляемых ракет и четырьмя бомбами калибром 100 кг.

Фотооборудование, установленное на самолете, обеспечивает аэрофотосъемку целей в дневное время и с помощью осветительных патронов СФП-2А — в ночное время.

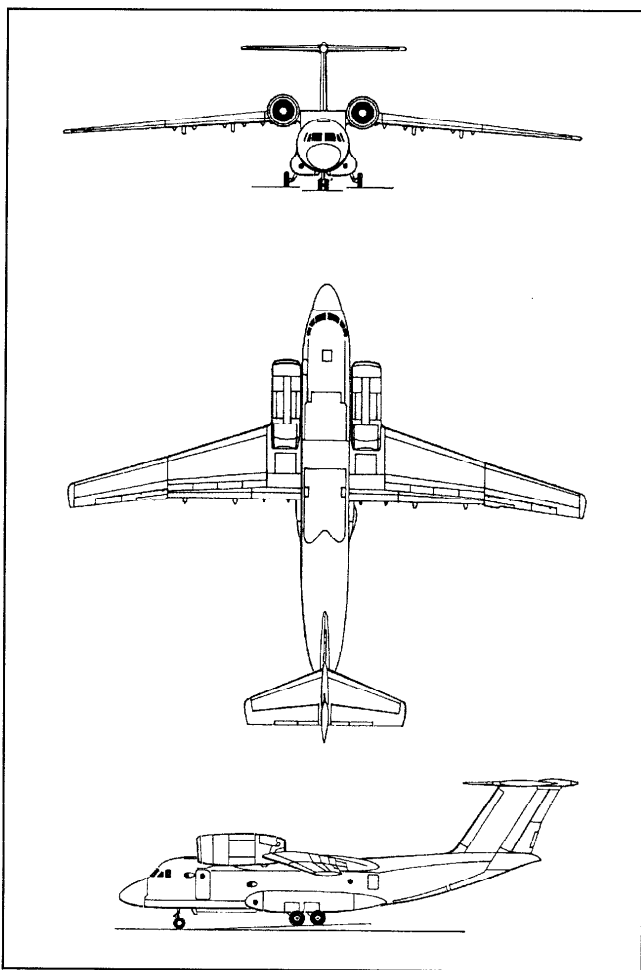


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ АН-74

Самолет разработан на базе Ан-72 в начале 80-х годов для выполнения транспортных операций в условиях крайнего севера (прототип самолета имел обозначение Ан-72А, А=арктический). Серийный выпуск самолетов Ан-74 был начат в 1989 году.

По сравнению с базовой моделью самолет имеет более совершенное бортовое радиоэлектронное оборудование, в частности — более мощный радиолокатор. На нем установлена новая эффективная противообледенительная система, усовершенствованная система обогрева и вентиляции кабин, в соответствии с новыми задачами изменена компоновка кабины пилотов и грузовой кабины, появилась возможность замены колесного шасси лыжами. Ан-74 успешно прошел сертификацию, о его высоких эксплуатационных характеристиках свидетельствует, например, факт посадки самолета этого типа под управлением С. Горбика на подготовленную на льдине взлетно-посадочную площадку длиной 600 м. При этом полярникам был доставлен груз массой 2000 кг.

Удачная конструкция Ан-74 послужила основанием для разработки транспортных самолетов Ан-74Т-100 и Ан-74Т-200А, предназначенных для перевозок 10 т груза (в том числе на рампе — 1 т) со скоростью 600—700 км/час на дальность 1350 км. С грузом 3 т дальность полета составляет 4200 км. Самолеты могут систематически эксплуатироваться на аэродромах как с бетонным, так и с грунтовым галеч-



Тактико-технические характеристики самолета Ан-74ТК

Год принятия на вооружение	данных нет
Экипаж	2—4 человека
Максимальная взлетная масса	—
Размеры:	
длина	28,07 м
высота	8,65 м
размах крыла	31,89 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	2×6500 кгс
Крейсерская скорость	600 км/час
Максимальная скорость	700 км/час
Практический потолок	11 800 м
Дальность полета с 52 пассажирами	2800 км
Дальность полета перегоночная	4300 км
Максимальная масса перевозимого груза	10 000 кг

ным покрытием. В отличие от Ан-74Т-200А, экипаж которого состоит из двух человек, самолет Ан-74Т-100 имеет увеличенный до 4 человек экипаж и предназначен для выполнения полетов повышенной сложности. Оба самолета имеют сертификаты летной годности.

Проведенный АНТК «Антонов» анализ грузоперевозок показал, что экономически выгодно грузовые и пассажирские перевозки осуществлять одним самолетом, который в короткое время может быть переоборудован (конвертирован) из пассажирского в транспортный и наоборот. Исходя из этого, на базе транспортного самолета Ан-74 были созданы конвертируемые варианты Ан-74ТК-100 и Ан-74ТК-200.

По желанию заказчика кабина экипажа может оборудоваться:

- на четыре человека: командир, второй пилот, штурман, борттехник (вариант Ан-74ТК-100) и
- на два человека: командир и второй пилот (вариант Ан-74).

В пассажирской кабине самолетов обоих вариантов размещены складывающиеся пассажирские кресла. Вдоль бортов установлены также складывающиеся закрытые багажные полки с осветительным и кислородным оборудованием, динамиками, кнопками вызова проводника. В передней части кабины предусмотрено место для бортпроводника, здесь же находится и небольшая кухня. На самолете имеется также стационарный туалет с необходимым набором сантехнического оборудования. Для обеспечения аварийной эвакуации пассажиров самолет имеет четыре аварийных выхода. Вход и выход пассажиров в нормальном режиме осуществляется через грузовую рампу, дополненную откидным трапом. В хвостовом отсеке фюзеляжа размещены вместительные багажные полки для ручной клади. Багажный отсек отделен от пассажирской кабины жесткой легкоъемной перегородкой.

Конвертируемость самолета достигается благодаря установленному на нем комбинированному комплексу транспортного и пассажирского оборудования, позволяющему в короткое время переходить от одного варианта к другому.

При перевозке груза:

- кресла складываются и пристегиваются к бортам самолета;
- багажные полки складываются и закрепляются на бортах фюзеляжа в потолочной части пассажирской кабины;
- перегородки и багажные полки демонтируются с рампы и закладываются в специально отведенные для них места на самолете.

При подготовке к перевозке пассажиров эти операции выполняются в обратной последовательности.

Передняя часть пассажирской кабины ограничена силовой перегородкой, выполняющей роль барьерной стенки для защиты экипажа при аварийной посадке с грузом.

Самолет оснащен бортовым погрузочным устройством и лебедкой.

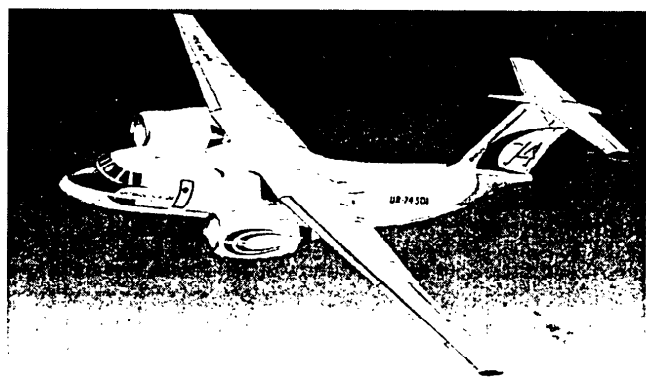
На линиях с постоянным грузопотоком самолет может быть оснащен рольганговым оборудованием для загрузки и швартовки поддонов и контейнеров. Перевозка грузов возможна в контейнерах LD-3, LD-6 или спакетированными на поддонах 2L3P и LD-3 pallet.

На самолетах Ан-74ТК-100 и Ан-74ТК-200 установлены двухконтурные турбореактивные двигатели Д-36 серии 3А, обеспечивающие сохранение постоянного значения взлетной тяги до температуры наружного воздуха +33° С.

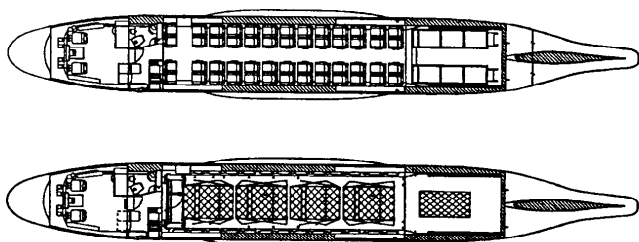
Наличие вспомогательной силовой установки, бортовых средств погрузки-выгрузки грузов, шасси с пневматиками низкого давления обеспечивают автономную эксплуатацию самолета как на взлетно-посадочных площадках с искусственным покрытием, так и грунтовых аэродромах.

Высокое расположение двигателей исключает попадание в воздухозаборники посторонних предметов при взлете и посадке даже при эксплуатации на галечных аэродромах.

Другой модификацией Ан-74 является вновь разработанный Ан-74ТК-300, главным отличием которого от существующих образцов является перенос двигателей под крыло на пилоны. По информации АНТК «Антонов», на этой модификации достигнуто увеличение в 1,5–2 раза транспортных возможностей и существенное улучшение его экономической эффективности.



Самолет Ан-74ТК-300



Варианты применения самолета Ан-74ТК-300

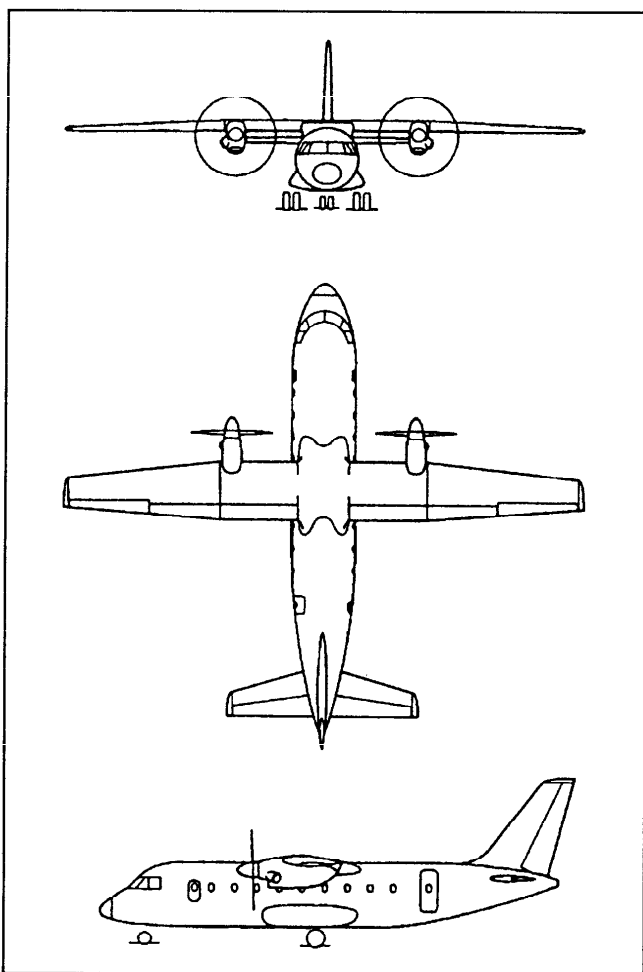


ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ И ПАССАЖИРСКИЙ САМОЛЕТ АН-140

Самолет предназначен для пассажирских и смешанных грузопассажирских перевозок на расстояние до 3700 км. Он может быть использован также в военных целях для воздушных перевозок личного состава и грузов, посадочного и парашютного десантирования войск.

Серийное производство самолета подготовлено на Харьковском авиационном производственном предприятии и Кислевском авиационном заводе «АВИАНТ». Параллельно ведется подготовка серийного производства Международной корпорацией «АВИАКОР» в г. Самаре.

Цельнометаллический Ан-140 — двухдвигательный моноплан с высокорасположенным нестреловидным крылом и трехстоечным убирающимся в полете колесным шасси. Фюзеляж самолета имеет поперечное сечение в форме круга и разделен на кабину экипажа, пассажирскую (грузовую) кабину, рассчитанную на перевозку 46—52 пассажиров, и расположенный в хвосте задний багажный отсек объемом 6 м³. Для размещения грузов может быть использован также подпольный грузовой отсек объемом 3 м³, находящийся под полом грузовой кабины.

**Тактико-технические характеристики самолета Ан-140**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>проходит испытания</i>
<i>Экипаж</i>	<i>2—3 человека</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>сведений нет</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>22,46 м</i>
<i>высота</i>	<i>8,04 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>24,25 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	<i>2 × 2500 л. с.</i>
<i>Крейсерская скорость</i>	<i>575 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>около 9000 м</i>
<i>Крейсерская высота полета</i>	<i>7200 м</i>
<i>Дальность полета:</i>	
<i>— с 52 пассажирами</i>	<i>2100 км</i>
<i>— с максимальным запасом топлива и 33 пассажирами</i>	<i>3700 км</i>
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	<i>6000 кг</i>

Самолет имеет шасси повышенной проходимости с пневматиками низкого давления. В полете передняя стойка шасси убирается в фюзеляж, а основные стойки — в обтекатели, расположенные по обе стороны фюзеляжа.

Двигатели силовой установки устанавливаются в мотогондолах под крылом. Предусматривается оснащение самолета двумя турбовинтовыми двигателями ТВ3-117 ВМА-СБ2М мощностью 2500 л. с. каждый, разработанными НПП им. В.Я. Климова (Российская Федерация) и выпускаемыми ПО «Мотор-Січ» (Украина), или двигателями американской фирмы «Пратт-Уитни» PW-127A примерно такой же мощности.

Самолет имеет также вспомогательную силовую установку, расположенную в хвостовой части фюзеляжа и обеспе-

чивающую автономную эксплуатацию самолета на необорудованных аэродромах.

Разработаны следующие модификации самолета:

Ан-140Т — военно-транспортный самолет для перевозки и десантирования боевой техники, грузов и парашютистов, а также для перевозки грузов в контейнерах или спакетированных на поддонах

Ан-140ТК — конвертируемый грузопассажирский самолет, предназначенный для пассажирских, грузовых и грузопассажирских перевозок на региональных авиалиниях

Ан-140-100 — пассажирский самолет для перевозки 68 пассажиров или одновременной перевозки пассажиров и грузов в различных сочетаниях на авиалиниях протяженностью 1700 — 3600 км. Эта модификация отличается увеличенной на 30 проц. пассажировместимостью, достигнутой за счет удлинения фюзеляжа на 3,8 м, установки более мощных двигателей и некоторого увеличения площади крыла.

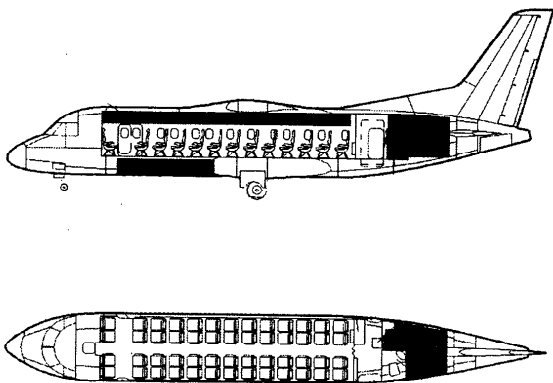
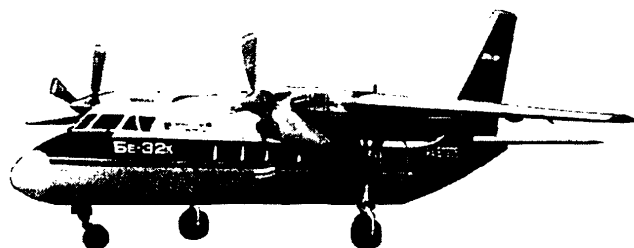


Схема размещения кресел в салоне самолета Ан-140

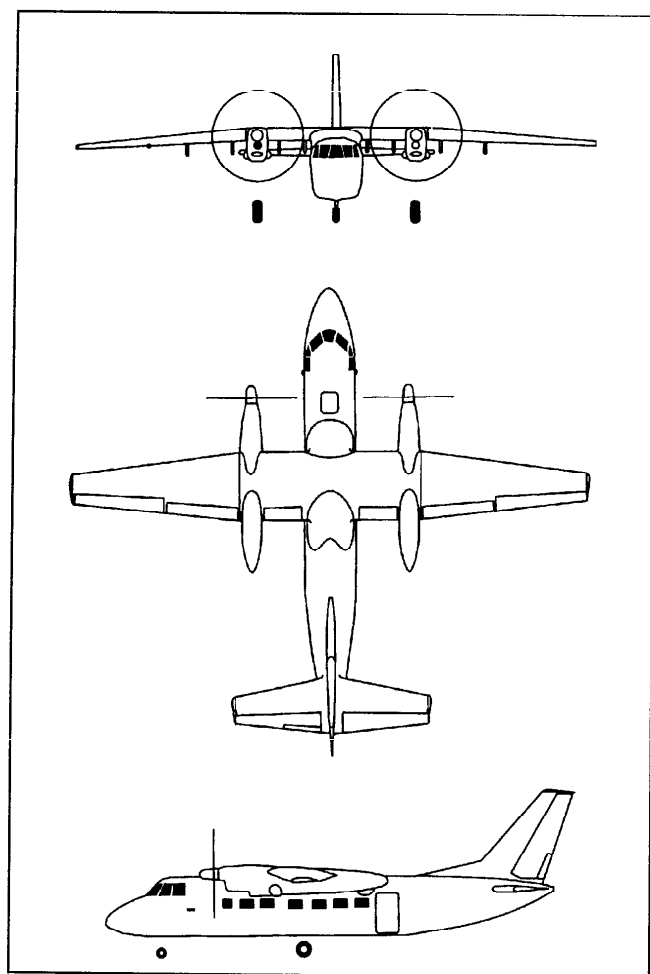


МНОГОЦЕЛЕВОЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ БЕ-32

Самолет предназначен для выполнения широкого круга задач при использовании его в пассажирском, транспортном, санитарном и административном вариантах. Разработаны также варианты самолета для обучения парашютистов и для охраны лесных массивов.

Бе-32 представляет собой глубокую модернизацию пассажирского и транспортного самолета Бе-30, созданного в ОКБ Г.М. Бериева во второй половине 60-х годов (первый полет опытного образца этого самолета состоялся 3 марта 1967 года). В конструкции Бе-30 были реализованы такие новейшие для того времени разработки, как система кондиционирования воздуха, оборудование для полетов вслепую, включавшее в себя автопилот и систему автоматического захода на посадку. Однако серийно самолет не выпускался, так как было принято политическое решение в пользу закупки чехословацких L-410.

Бе-32, как и его предшественник, является цельнометаллическим монопланом с высокорасположенным крылом и однокильевым хвостовым оперением. Двухместная кабина экипажа оборудована комплексом современного пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования, обеспечивающего полеты днем и ночью, в сложных метеорологических условиях.

**Тактико-технические характеристики самолета Бе-32**

Год принятия на вооружение	данных нет
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	7,3 т
Размеры:	
длина	15,70 м
высота	5,52 м
размах крыла	17,00 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 1375 л. с.
Крейсерская скорость полета	480 км/час
Дальность полета:	
с 17 пассажирами на борту	650 км
с 7 пассажирами на борту	1780 км
Максимальная масса перевозимого груза	1900 кг
Вооружение	нет

Грузовая кабина может быть выполнена в одном из следующих вариантов:

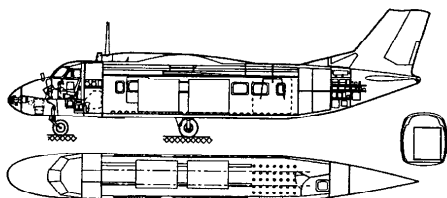
- пассажирская кабина на 14 или 16 пассажиров;
- грузовая кабина для размещения груза общей массой 1900 кг и объемом до 17 м³;
- кабина санитарного самолета для перевозки 6 носилочных и 10 сидячих раненых;
- кабина для перевозки и десантирования 15 парашютистов;
- кабина административного самолета для перевозки 7 пассажиров на расстояние 1780 км;
- вариант кабины патрульного самолета для визуального наблюдения за состоянием лесных массивов.

Самолет имеет трехстоечное колесное шасси (передняя стойка убирается в фюзеляж, основные — в продолжения мотогондол двигателей), которое может быть заменено на

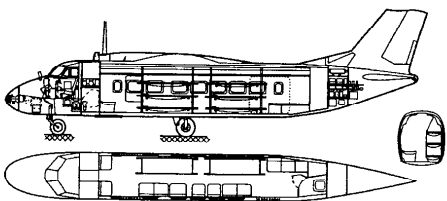
лыжное шасси или на поплавки, что значительно расширяет возможность применения самолета в районах с большим количеством водоемов, северных районах и в условиях Арктики.

Силовая установка самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей ТВД-20 взлетной мощностью 1375 л. с., установленных в мотогондолах под крылом.

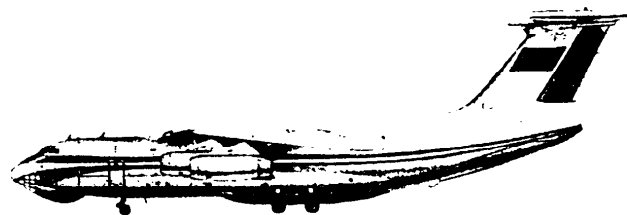
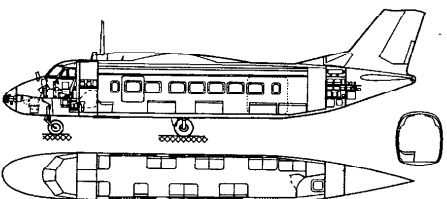
Грузовой вариант
самолета Бе-32



Санитарный вариант
самолета Бе-32



Десантно-
транспортный
вариант
самолета Бе-32



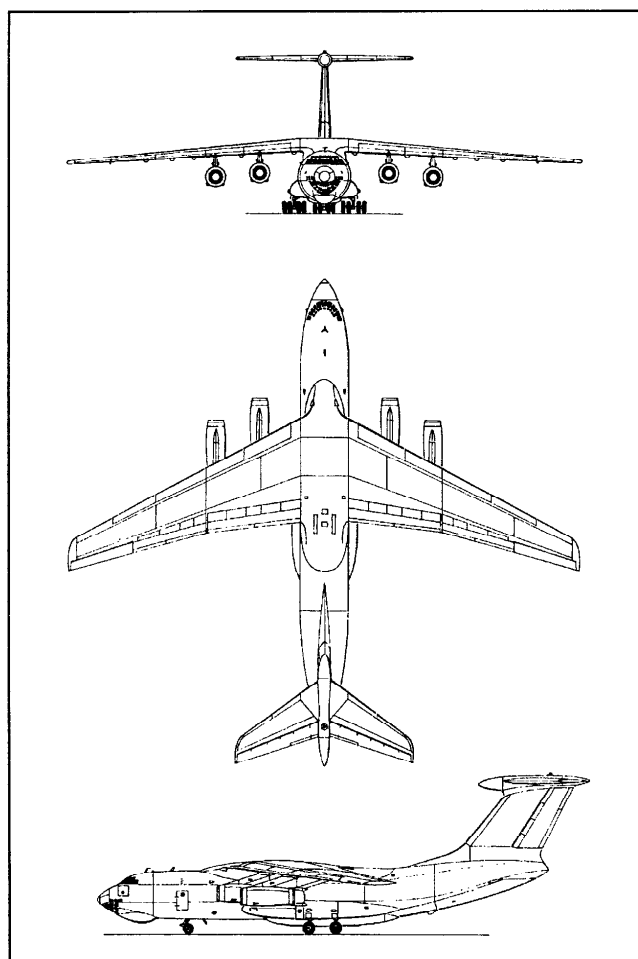
ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-76

Ил-76 является первым советским серийным реактивным военно-транспортным самолетом. Он способен перевозить все виды боевой техники воздушно-десантной дивизии и более девяноста процентов техники мотострелковой дивизии.

Первая опытная машина была поднята в воздух 25 марта 1971 года, серийное производство было начато в 1975 году на Ташкентском авиационном производственном объединении им В.П. Чкалова. Всего было выпущено более 900 самолетов всех модификаций.

Самолет представляет собой свободнонесущий моноплан с высокорасположенным стреловидным крылом и четырьмя турбореактивными двигателями.

В фюзеляже самолета размещены три герметичные, независимые одна от другой, кабины: кабина экипажа, грузовая и кормовая кабины. Кабина экипажа представляет собой двухпалубный отсек. На верхней палубе находятся рабочие места летчиков, на нижней — штурмана. Герметичная грузовая кабина имеет длину 24,5 м (без ramпы — 20,0 м), ширину 3,45 и высоту 3,40 м. Здесь могут быть размещены 126 парашютистов или 167 — 245 солдат с личным оружием. Кабина оборудована двумя тяговыми грузовыми лебедками, установленными у передней стенки кабины четырьмя электротельферами (по два с каждого борта, задние тельферы могут выдвигаться на 5 м за порог ramпы).

**Тактико-технические характеристики самолета Ил-76МД**

Год принятия на вооружение	1981
Экипаж	7 человек
Максимальная взлетная масса	180 т
Размеры:	
длина	46,60 м
высота	14,76 м
размах крыла	50,50 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	4×12 000 кгс
Крейсерская скорость полета	750—780 км/час
Высота крейсерского полета	9000—12 000 м
Дальность полета с максимальной нагрузкой	4200 км
Максимальная масса перевозимого груза	50 000 кг
Вооружение:	
пушки	2×23 мм (двухствольные)

и четырьмя переставляемыми по ширине рампы подтрапниками. В задней части кабины находится грузовой люк, представляющий собой систему, состоящую из герметичной створки, рампы и трех створок — средней и двух боковых. При открытии грузового люка рампа опускается вниз и занимает горизонтальное положение, средняя створка поднимается вверх, а боковые открываются наружу. Десантирование парашютистов осуществляется в два потока через грузовой люк, а также через две двери в бортах фюзеляжа. В задней части фюзеляжа находится кормовая пушечная установка с двумя двухствольными пушками ГШ-23Л калибром 23 мм.

Крыло самолета стреловидное кессонное, трапециевидной формы с переломом контура по задней кромке. Основной конструкции крыла являются трехлонжеронные, а кон-

соли — двухлонжеронные кессоны, образованные лонжеронами, средними частями нервюр, верхними и нижними панелями. Кессоны разделены на 12 топливных и 2 дренажных бака. Для изменения аэродинамических характеристик крыла в полете на каждом полукрыле установлены подвижные поверхности управления: пятисекционный предкрылок, два трехщелевых закрылка, четыре секции тормозных щитков спойлеров, двухсекционный элерон.

Самолет имеет шасси оригинальной пятиопорной схемы. Оно состоит из четырех основных и передней опор. Каждая из основных опор представляет собой четырехколесную тележку, у которой колеса располагаются не вдоль, а поперек, что повышает взлетно-посадочные характеристики при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах. Ниши шасси во время взлета и посадки закрыты, благодаря чему предотвращается попадание в них грязи и посторонних предметов.

На первых модификациях самолета под крылом на пилонах установлены четыре турбореактивных двигателя Д-30КП с тягой на 12 000 кгс каждый. На более поздних модификациях используются более мощные и экономичные двигатели ПС-90 с тягой 14 500—16 000 кгс. Двигатели оснащены устройством для реверсирования тяги при пробеге на посадке.

Самолет выпускался в следующих модификациях:

Ил-76М — производившаяся с 1977 года модификация с усиленной конструкцией фюзеляжа. Масса полезной нагрузки увеличена с 33 т до 47 т.

Ил-76Т — гражданский вариант Ил-76М без специального десантного оборудования и кормовой пушечной установки.

Ил-76МД — модификация с усиленной конструкцией крыла, в кессонах которого появилась возможность разместить большой запас топлива. Дальность полета с нагрузкой 20 т увеличилась с 6500 км до 7300—7500 км. Самолеты этой модификации выпускались с 1981 года.

Ил-76ТД — гражданский вариант Ил-76МД.

Ил-76ТП — противопожарный самолет, может брать на борт до 44 т огнегасящей жидкости.

Ил-76МДПС — поисково-спасательный комплекс для спасения экипажей самолетов и судов, терпящих бедствие в открытом океане.

Ил-76 «Скальпель» — самолет-госпиталь, в фюзеляже которого размещены три медицинских модуля контейнерного типа — операционный, предоперационный и палата интенсивной терапии.

Ил-76МФ — модификация с удлиненной грузовой кабиной, современным радиоэлектронным оборудованием и с более мощными двигателями ПС-90А.

А-50 — самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления.

Кроме того, в единичных экземплярах были созданы тренажеры для космонавтов Ил-76К и МДК, летающая лаборатория для испытания авиационных двигателей, воздушный командный пункт Ил-76 ВКП и т. д.

На военных модификациях самолета в кормовой части фюзеляжа имеется пушечная установка, предназначенная для отражения атак с задней полусферы. Самолет оборудован средствами постановки активных и пассивных помех. Был разработан ударный вариант самолета, предназначенный для сбрасывания парашютным способом авиационных бомб сверхбольшой мощности — до 10 000 кг.

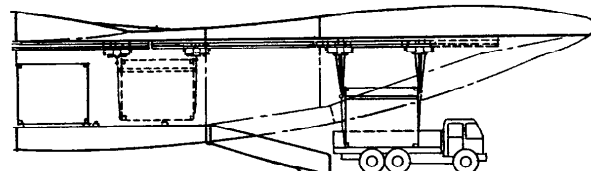
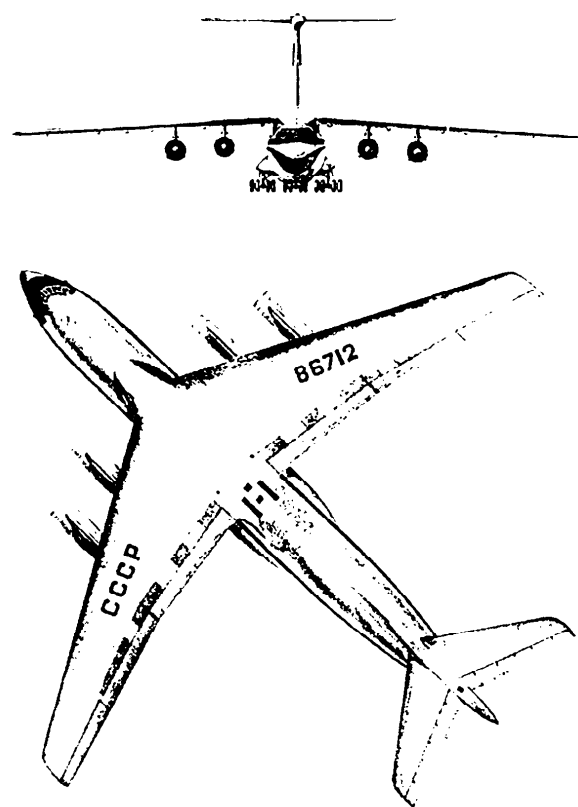


Схема погрузки крупногабаритных грузов на самолет Ил-76



Военно-транспортный самолет Ил-76



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-76МФ

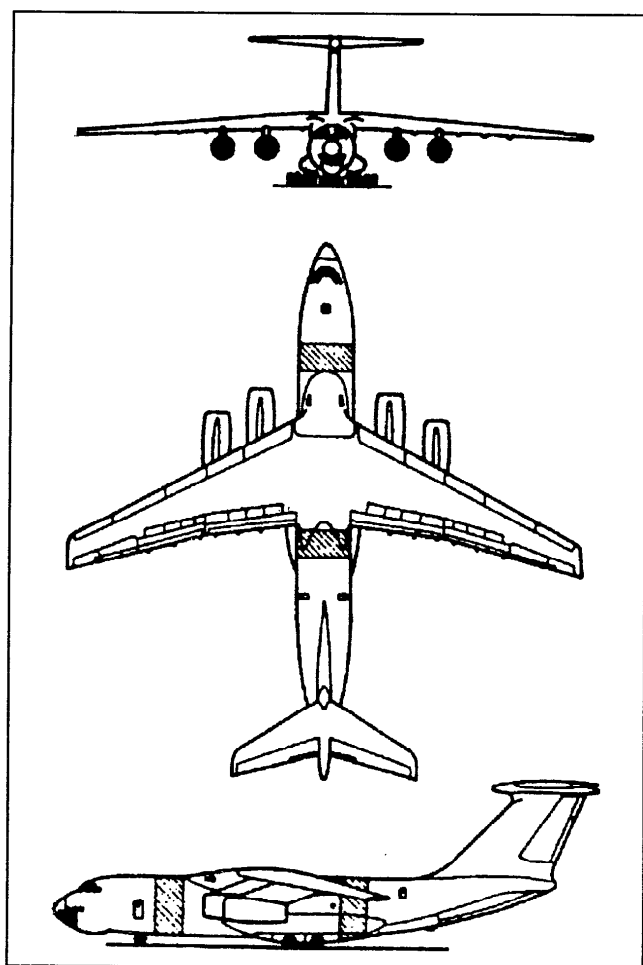
Самолет предназначен для воздушных перевозок различного рода грузов и техники как в интересах вооруженных сил, так и в коммерческих целях. Самолет создан в результате глубокой модернизации хорошо зарекомендовавшего себя самолета Ил-76 МД.

Первый полет опытного образца самолета состоялся 2 августа 1995 года.

На самолете установлены новые турбореактивные двухконтурные двигатели ПС-90А со взлетной тягой 16000 кгс. Эти двигатели соответствуют требованиям норм ИКАО в части шума и эмиссии. Установка более мощных двигателей сделала возможной увеличение коммерческой нагрузки, однако размеры фюзеляжа в ряде случаев не позволяли оптимально использовать мощность двигателей. Поэтому фюзеляж (и грузовая кабина) был удлинен на 6,6 м за счет двух секций, установленных перед крылом и за ним.

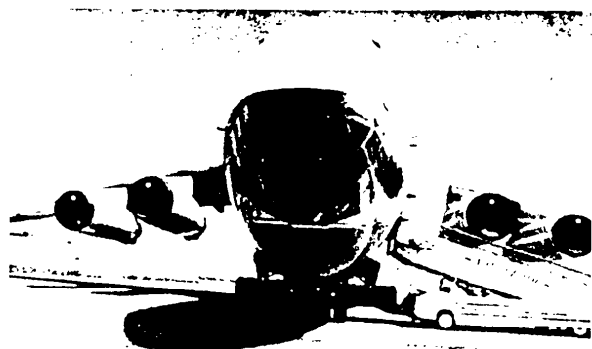
Бортовое электронное оборудование самолета также модернизировано, в частности — установлена новая пилотажно-навигационная система «Купол»-3-76МФ, система автоматического управления САУ-76С и бортовая система контроля БАСК-124, аналогичная той, которая используется на самолете Ан-124 «Руслан».

Внесенные в конструкцию базовой машины изменения позволили получить следующие результаты:

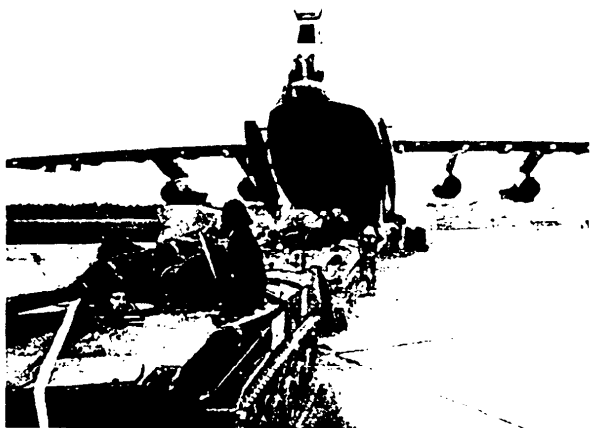
**Тактико-технические характеристики самолета Ил-76 МФ**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>сведений нет</i>
<i>Экипаж</i>	<i>6 человек</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>210 т</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>53,20 м</i>
<i>высота</i>	<i>14,76 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>50,50 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × тяга</i>	<i>4 × 16 000 кгс</i>
<i>Крейсерская скорость полета</i>	<i>750—780 км/час</i>
<i>Высота крейсерского полета</i>	<i>9000—12 000 м</i>
<i>Дальность полета перегоночная (с резервом топлива на 1 час крейсерского полета)</i>	<i>4600—8600 км</i>
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	<i>52 000 кг</i>
<i>Вооружение:</i>	<i>нет</i>

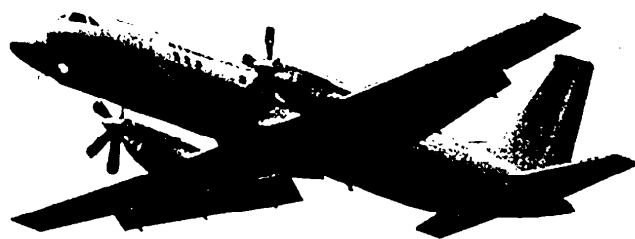
- вместимость грузовой кабины увеличилась на 30—50 проц.;
- топливная эффективность повысилась на 12 проц.;
- дальность полета при средней типовой загрузке увеличилась на 15—20 проц.



Вид спереди военно-транспортного самолета



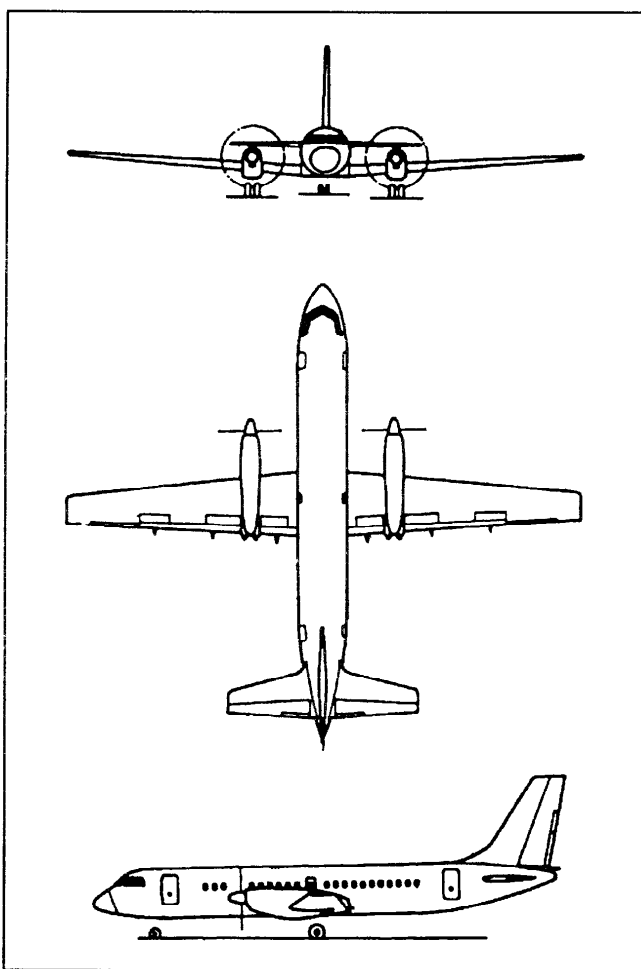
Погрузка боевой техники на военно-транспортный самолет Ил-76



ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ИЛ-114 Т

Ил-114Т предназначен для перевозки грузов массой до 7 т на линиях протяженностью 1000 — 4800 км. Самолет создан на базе пассажирского Ил-114 и представляет собой новое поколение транспортных самолетов в своем классе.

Первый полет образца состоялся 14 сентября 1996 года. Самолет выполнен по схеме свободносущего моноплана с низкорасположенным крылом и обычным однокилевым хвостовым оперением. В конструкции планера широко используются детали из композиционных материалов. Герметичный фюзеляж круглого поперечного сечения диаметром 2,86 м позволяет перевозить до 8 стандартных грузовых контейнеров, для загрузки которых в задней части фюзеляжа по левому борту имеется большая откидывающаяся вверх грузовая дверь (3,250×1,715 м). Быстрое выполнение погрузочно-разгрузочных работ обеспечивается за счет использования быстротъемной напольной механизации. В передней части фюзеляжа находится оснащенная цифровым электронным оборудованием с цветными приборными индикаторами двухместная кабина пилотов, за которой расположен отсек для сопровождающих груз пассажиров. Этот отсек рассчитан на двух пассажиров и отделен от грузовой кабины противодымной шторой. В случае необходимости противодымная штора может быть смещена вглубь грузовой кабины, при этом в отсеке для сопровождающих можно установить 16

**Тактико-технические характеристики самолета Ил-114**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>проходит испытания</i>
<i>Экипаж</i>	2 чел.
<i>Максимальная взлетная масса</i>	23,5 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	26,80 м
<i>высота</i>	9,10 м
<i>размах крыла</i>	30,00 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 2500 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	500 км/час
<i>Высота крейсерского полета</i>	7600 м
<i>Дальность полета с резервом топлива:</i>	
— с полезной нагрузкой 6 т	1000 км
— с полезной нагрузкой 1,5 т	4800 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	7000 кг
<i>Вооружение</i>	нет

кресел. Кроме грузовой двери, в передней части фюзеляжа по левому борту имеется дверь со встроенным трапом, а в задней части фюзеляжа по правому борту — аварийная дверь.

Крыло самолета оснащено эффективной взлетно-посадочной механизацией, состоящей из выдвижных двухщелевых закрылков с фиксированным дефлектором, которые отклоняются на углы 10, 20 и 40°. На крыле установлены также органы поперечного управления самолетом и четыре секции тормозных щитков, которые отклоняются вверх на угол 50° в момент касания колесами шасси поверхности взлетно-посадочной полосы, что позволяет с самого начала послепосадочного пробега эффективно использовать тормоза колес шасси и тем самым значительно сократить послепосадочный пробег самолета.

Шасси самолета состоит из передней стойки с двумя колесами и двух основных стоек с двумя тормозными колесами на каждой стойке.

Конструкция шасси наряду с мощной механизацией крыла и наличием на самолете вспомогательной силовой установки позволяет эксплуатировать самолет автономно на необорудованных взлетно-посадочных площадках.

Основная силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей с низким расходом топлива ТВ-7-117С мощностью 2500 л. с. каждый. Двигатели оснащены малошумными шестилопастными воздушными винтами диаметром 3,6 м с автоматическим флюгированием лопастей в полете. Расположение мотогондол по размаху крыла выбрано с учетом сохранения в минимально возможных пределах моментов крена и разворота, возникающих в случае отказа одного из двигателей. Топливо размещается в двух баках — кессонах, расположенных в левой и правой частях крыла. Емкость каждого бака составляет 4180 л.

Крыло, хвостовое оперение, силовая установка и лобовые стекла кабины экипажа защищаются от обледенения специальной противообледенительной системой.

Установленный на самолете современный цифровой пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает автоматизированное и ручное самолетовождение по оборудованным и малооборудованным трассам в любое время суток и года, а также заход на посадку и посадку в условиях метеоминимума I и II категорий ИКАО. Это позволяет осуществлять управление самолетом летным экипажем из двух человек: командиром воздушного корабля и вторым пилотом.

Высокие аэродинамические качества нового самолета в сочетании с низким расходом топлива турбовинтовыми двигателями, а также низкая стоимость технического обслуживания делают Ил-114Т высокоэкономичным в эксплуатации. Считается, что стоимость грузоперевозок на Ил-114Т будет в два раза меньше, чем на Ан-26.

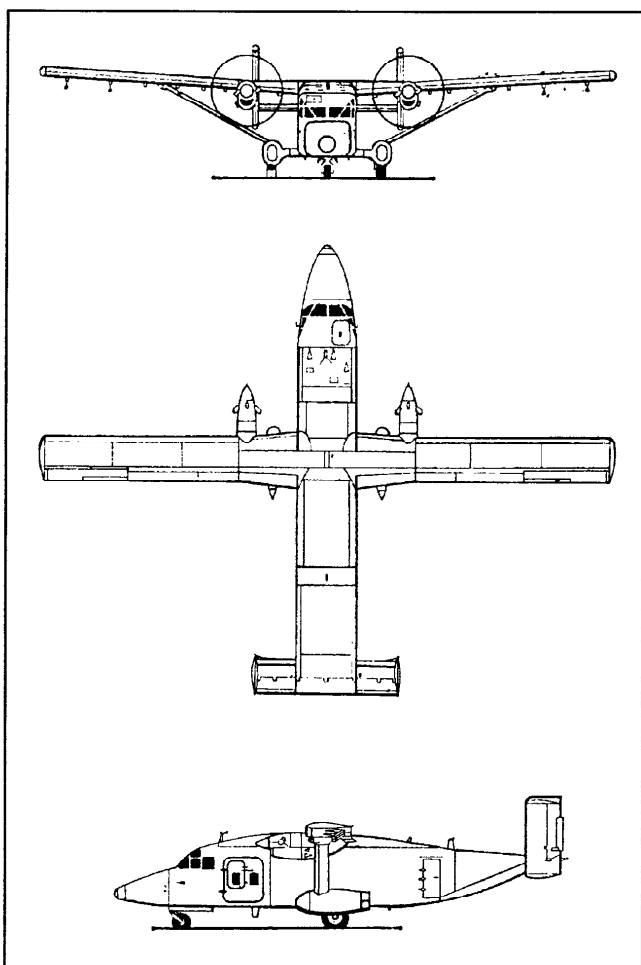


ЛЕГКИЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-23А «ШЕРПА»

Самолет является одним из компонентов развернутой на Европейском театре военных действий американской системы оперативного снабжения авиации запасными частями и авиадвигателями (EDSA). Он предназначен для перевозки по воздуху необходимых запасных частей и оборудования со складов на аэродромы базирования тактической авиации США. Необходимость в создании такой системы обусловлена тем, что в условиях группировки тактической авиации ВВС США в Европейской зоне перебои в снабжении равноценны ежесуточному невыполнению около 800 боевых вылетов, что эквивалентно сокращению этой группировки на 300 самолетов.

Самолет С-23А «Шерпа» создан в результате модификации грузового самолета «Шерпа» английской фирмы «Шорт бразерс» и представляет собой цельнометаллический моноплан с высокорасположенным прямым крылом, двухкилевым хвостовым оперением и трехстоечным шасси с носовым колесом.

Фюзеляж самолета имеет квадратное сечение, в передней его части находится кабина экипажа, а за ней — грузовая кабина длиной 9,09 м, шириной 1,98 м и высотой 1,98 м. Объем грузовой кабины равен 35,64 м³. На ее полу и на открывающейся рампе в хвостовой части фюзеляжа установлены три роликовые направляющие, облегчающие процесс погрузки и разгрузки. Экипаж самолета 3 человека: два

**Тактико-технические характеристики**

Год принятия на вооружение	1984
Экипаж	3 человека
Максимальная взлетная масса	10 390 кг
Размеры:	
длина	17,69 м
высота	4,95 м
размах крыла	22,76 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 1200 л. с.
Крейсерская скорость на высоте 3000 м при полетной массе 9525 кг	350 км/час
Практический потолок	
— с двумя работающими двигателями	6000 м
— с одним работающим двигателем	3900 м
Дальность полета с грузом 3175 кг	360 км
Максимальная масса перевозимого груза	3175 кг
Вооружение	нет

летчика и бортмеханик. В обязанности последнего входит контроль за проведением погрузочно-разгрузочных работ при перевозке грузов, а также проведение необходимого технического обслуживания машины и ее систем при полетах по маршруту.

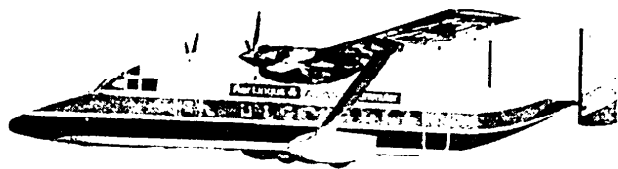
Силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей PT6A-45R фирмы «Пратт-Уитни» максимальной мощностью по 1200 л. с. каждый. Имеется модификация этого самолета C-23B с двигателями PT6A-65AR. Винты пятилопастные диаметром 2,82 м. Запас топлива во внутренних баках составляет 2180 л.

Трехстоечное шасси самолета, убирающееся в полете, позволяет эксплуатировать его со слабоподготовленных аэродромов с укороченными взлетно-посадочными полосами. Взлетная дистанция самолета составляет 1040 м, посадочная дистанция — 1225 м.

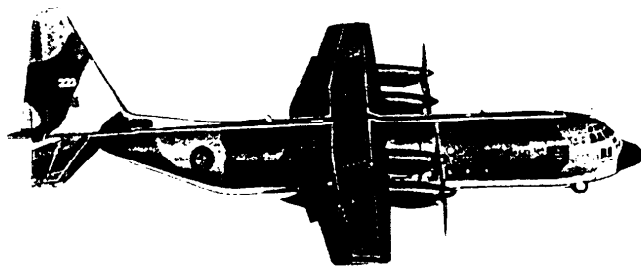
Бортовое радиоэлектронное оборудование позволяет самолету совершать полеты в сложных метеорологических условиях в любое время суток.

Для ВВС США поставлено 28 таких самолетов.

PS: Во время второй мировой войны в ВВС Красной Армии использовался легкий военно-транспортный самолет Ще-2, выполнявший те же функции, что и C-23A: воздушные перевозки двигателей и запасных частей для ремонта самолетов в условиях постоянного перемещения ремонтных баз в ходе наступления. Интересно, что даже внешне эти самолеты похожи друг на друга: Ще-2 также был небольшим двухдвигательным высокопланом с разнесенным двухкилевым хвостовым оперением.



Самолет «Щерпа»,
на базе которого разработан самолет C-23A



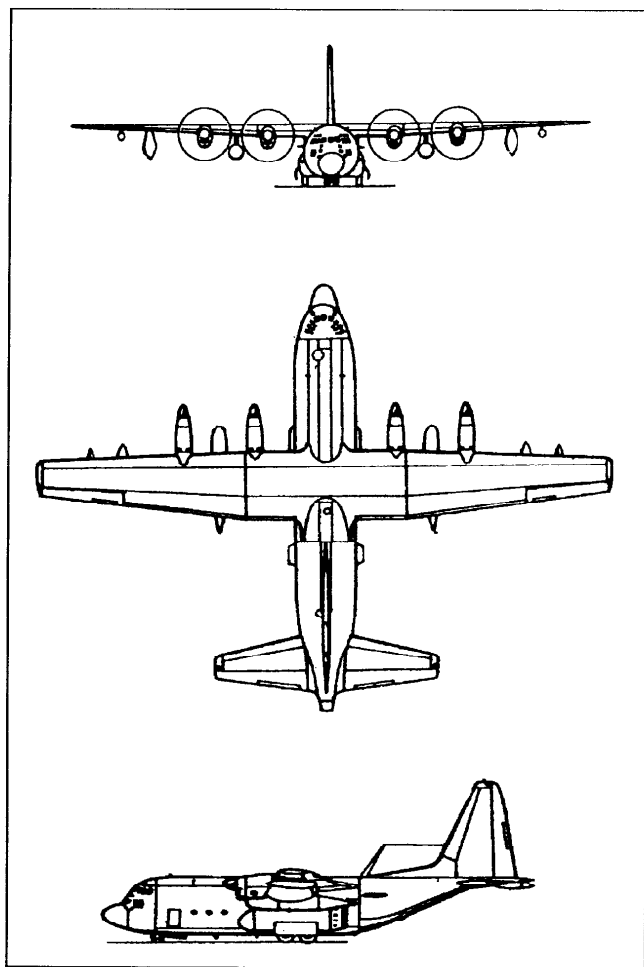
Самолет «Геркулес»-С3 ВВС Великобритании

ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-130 «ГЕРКУЛЕС»

Разработанный фирмой «Локхид» в начале 50-х годов, этот самолет является основным тактическим транспортным самолетом не только ВВС США, но и многих других стран. Он предназначен для тактических перевозок, а также для десантирования посадочным и парашютным способами войск и боевой техники.

Первый полет опытного образца самолета состоялся 23 августа 1954 года, серийное производство было начато в конце 1956 года после устранения недостатков, выявленных в ходе испытаний.

Самолет имеет высокорасположенное нестреловидное крыло большого удлинения, фюзеляж круглого сечения с высокоподнятым хвостовым оперением и трехстоечное шасси, основные стойки которого имеют по два расположенных tandemно колеса и убираются в большие обтекатели, падающие по бокам фюзеляжа. В задней части фюзеляжа имеется большой грузовой люк, позволяющий производить быструю погрузку крупногабаритных грузов. В качестве силовой установки используются четыре турбовинтовых двигателя.

**Тактико-технические характеристики самолета С-130Н**

Год принятия на вооружение	1975
Экипаж	5 человек
Максимальная взлетная масса	79,4 т
Размеры:	
длина	29,79 м
высота	11,66 м
размах крыла	40,20 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	4 × 4500 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м	520 км/час
Практический потолок	10 000 м
Дальность полета:	
— на малой высоте с грузом 19700 кг	4000 км
— на большой высоте с грузом 7300 кг	7600 км
Максимальная масса перевозимого груза	19,7 т
Вооружение	нет

За прошедшие более чем 40 лет со времени начала серийного производства было выпущено более 2000 машин в более чем 70 модификациях, основными из которых являются:

С-130А — первая серийная модификация. Первый полет самолета этой модификации состоялся 7 апреля 1955 г.;

С-130В — улучшенное исполнение с более мощными двигателями, большей емкостью топливных баков и с усиленным шасси. Самолеты этой модификации выпускались с июня 1959 года. Всего был выпущен 461 самолет модификаций А и В;

С-130Д — вариант модификации С-130А с комбинированным колесно-лыжным шасси для использования в Арктике;

С-130Е — вариант модификации С-130В с дополнительными топливными баками под крыльями. Самолеты этой модификации выпускались с апреля 1962 года, всего было изготовлено более 504 машин этой модификации;

С-130Н — стандартный военно-транспортный самолет для перевозки 92 солдат с полным вооружением. Самолеты этой модификации поставлялись в более чем 20 стран мира;

АС-130А, Е и Н — вооруженный военно-транспортный самолет, оборудованный для уничтожения незащищенных площадных целей и живой силы с помощью бортового стрелково-пушечного вооружения;

DC-130А, Е и Н — самолет для запуска и управления беспилотными летательными аппаратами;

ЕС-130Е — самолет радиоразведки и радиоэлектронной борьбы;

ЕС-130 G и Q — самолет связи системы ТАКАМО;

НС-130 В, Е, G, Н и N — поисково-спасательный самолет;

НС-130 Р — самолет-заправщик вертолетов;

JS-130А, В и Н — самолет сопровождения управляемых ракет и спасения спутников;

КС-130F, Н и R — транспортный заправочный;

МС-130Е и Н — самолет для проведения диверсионных операций;

RC-130А, В и S — самолет наблюдения и фоторазведки;

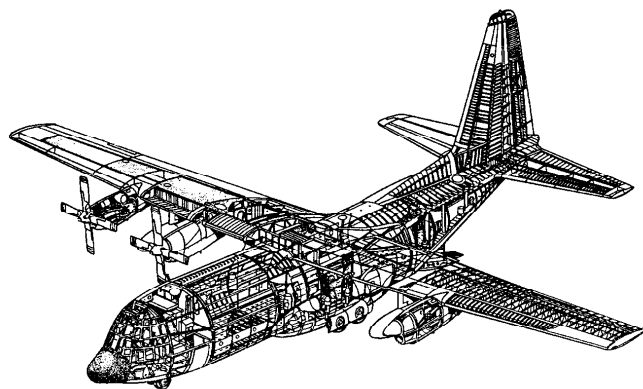
WC-130В, Е и Н — самолет-разведчик погоды;

С-130К — вариант С-130Н для поставки в Великобританию. Оснащен оборудованием английского производства. В Великобритании имеет обозначение «Геркулес» С1. В середине 80-х годов у 30 из 66 самолетов «Геркулес»-С1 были удлинены фюзеляжи. Эта модификация имеет обозначение «Геркулес»-С3.

С-130 J — выпускаемая в настоящее время модификация с новыми двигателями и усовершенствованным радиоэлектронным оборудованием.

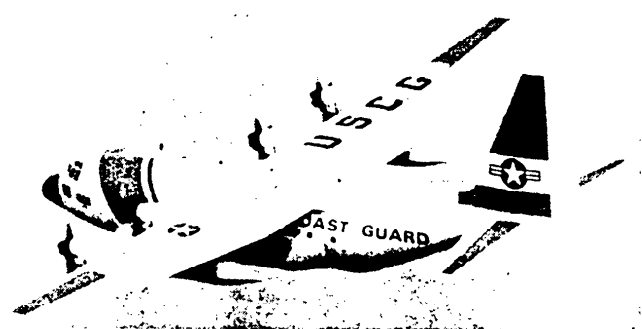
Самолеты модификации С-130Н наиболее широко используются во многих странах мира. От самолетов предыду-

щих модификаций они отличаются более мощными турбовинтовыми двигателями Т56-А-15, усовершенствованным крылом и современным бортовым радиоэлектронным оборудованием. Экипаж состоит из четырех-пяти человек, включая двух летчиков, штурмана, борттехника и (при необходимости) — техника по загрузке. Внутренний запас топлива 26340 л, размещаемый в шести крыльевых баках, может быть увеличен на 10290 л путем подвески под крылом двух дополнительных топливных баков. Имется система дозаправки в воздухе. Грузовая кабина самолета С-130Н имеет длину без рампы 12,22 м и 15,77 с рампой, ширину 3,13 м и высоту 2,81 м. Ее можно оборудовать для перевозки 92 солдат с полным вооружением, 64 парашютистов-десантников или 74 носилочных раненых с двумя сопровождающими. Самолет может перевозить пять стандартных грузовых платформ 463L; одну 155-мм гаубицу с тягачом, один вертолет АН-64А или УН-60А «Блэк Хок». Погрузка, выгрузка и сбрасывание грузов осуществляется через грузовой люк размером 3,05х2,74 м, парашютисты десантируются через две двери, расположенные в хвостовой части фюзеляжа.





Самолет-заправщик вертолетов HC-130P



Поисково-спасательный самолет HC-130N береговой охраны США



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ C-130 J «ГЕРКУЛЕС»-2

Успешная эксплуатация военно-транспортных самолетов C-130 всех модификаций во многих странах мира побудила американскую фирму «Локхид» к созданию его наиболее совершенной модификации C-130 J «Геркулес»-2. Также как и большинство предыдущих модификаций, самолет предназначен для переброски и посадочного или парашютного десантирования войск, боевой техники и грузов. Самолет разработан в двух вариантах: C-130J для американских ВВС со стандартным фюзеляжем и C-130J-30 для ВВС Великобритании с

Тактико-технические характеристики самолета C-130J

<i>Год принятия на вооружение</i>	1997
<i>Экипаж</i>	2 — 3 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	79,3 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	28,80 м
<i>высота</i>	11,70 м
<i>размах крыла</i>	40,41 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей</i> × <i>мощность</i>	4 × 6000 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 6000 м</i>	680 км/час
<i>Практический потолок</i>	8800 м
<i>Высота крейсерского полета</i>	7600 м
<i>Дальность полета с максимальной нагрузкой</i>	5400 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	19 300 кг
<i>Вооружение</i>	нет

фюзеляжем, удлиненным за счет двух дополнительных секций, смонтированных за кабиной экипажа и перед грузовой рампой (длина вставок соответственно 2,54 и 2,03 м).

Испытания опытных образцов обоих вариантов самолета начаты в 1996 году. Начало поставки серийных машин в строевые части ВВС США планируется на 1997 год.

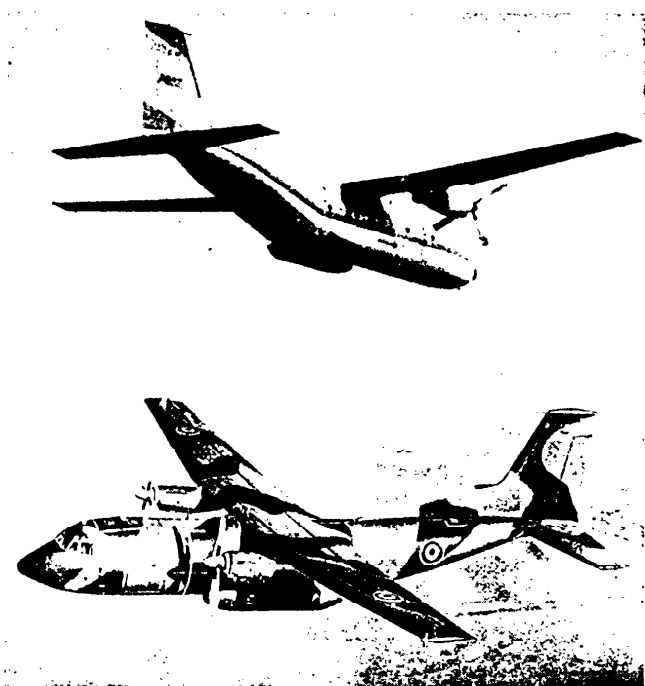
Одним из новшеств, существенно повысившим эксплуатационные характеристики самолета, является новая высокоэкономическая силовая установка в составе четырех турбовинтовых двигателей AE 2100 D3 американской фирмы «Аллисон». Эти двигатели развивают мощность на взлетном режиме по 6000 л. с. и оснащены электронной цифровой системой управления, обеспечивающей оптимизацию харак-

теристик двигателей на всех режимах работы. В новой силовой установке использованы усовершенствованные редукторы модульной конструкции, а также шестилопастные воздушные винты с улучшенными аэродинамическими характеристиками.

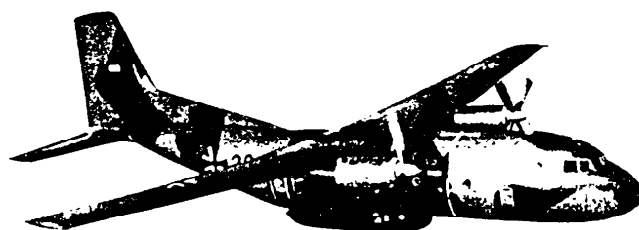
Значительно усовершенствовано смонтированное в грузовой кабине самолета оборудование, предназначенное для осуществления погрузочно-разгрузочных работ и обеспечения десантирования войск и техники. Грузовая рампа, оборудованная новой электрической системой управления, обеспечивает десантирование на скорости полета до 430 км/час. Парашютисты могут десантироваться также и через боковые двери.

Как и предыдущие модификации, «Геркулес»-2 может эксплуатироваться с неподготовленных взлетно-посадочных площадок, однако благодаря шасси новой конструкции с модульными основными стойками эти возможности расширены, а техническое обслуживание упрощено за счет того, например, что замену колес шасси можно производить без использования наземных средств обслуживания. Улучшению взлетно-посадочных характеристик способствует и выполненная из углерод-углеродного композиционного материала тормозная система, имеющая в своем составе более совершенные автоматы юза (растормаживания).

Самолет имеет современное бортовое радиоэлектронное оборудование, в состав которого входят четыре крупноформатных цветных дисплея на жидких кристаллах и аппаратура системы отображения информации на лобовом стекле. На дисплеи выводится вся необходимая полетная информация, информация от бортовой РЛС разведки погоды и решения навигационных задач, от объединенной системы связи, навигации и опознавания, а также от приемника космической навигационной системы NAVSTAR и аварийной и консультативно-предупреждающей системы ACAWS.



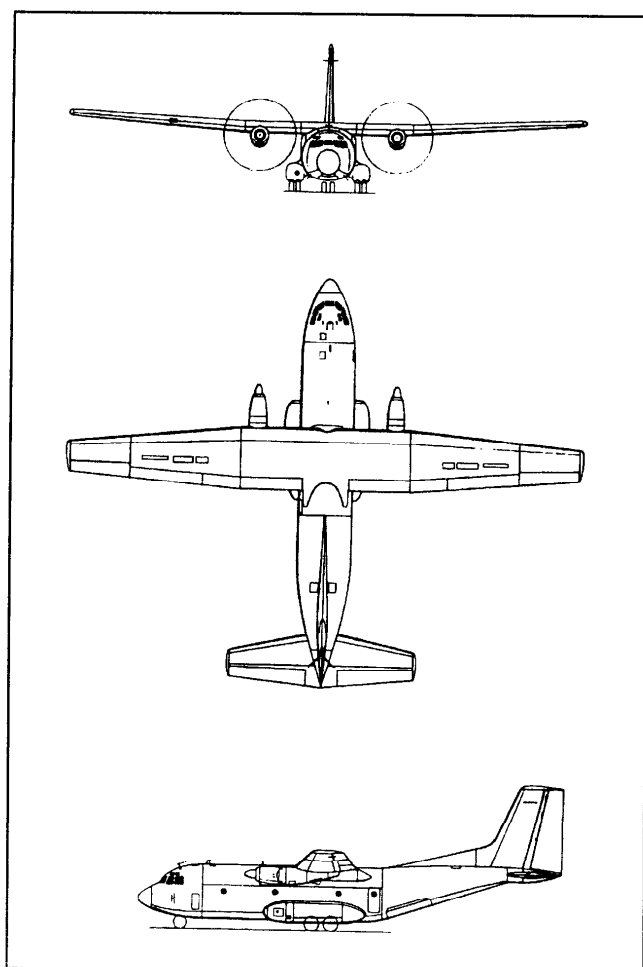
Военно-транспортные самолеты С-160 «Трансаль»



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-160 «ТРАНСАЛЛ»

Самолет создан в начале 60-х годов консорциумом «Arbeitsgemeinschaft Transall», в который вошли западногерманская фирма «Аэроспасьяль» «Мессершмитт — Бёльков — Блом» и «ФВ — Фоккер». Сборка самолетов производилась на заводах как Франции, так и ФРГ. Собранный во Франции прототип совершил первый полет 13 февраля 1963 года, а немецкий прототип — 25 мая того же года. В период с 1967 по 1972 год была выпущена первая из 169 машин этого типа, поставленных для ВВС Франции, ФРГ, Турции и ЮАР.

Самолет предназначен для тактических перевозок и десантирования посадочным и парашютным способами войск и военных грузов. В соответствии с предназначением самолета, в хвостовой части фюзеляжа имеется грузовой люк для погрузки, разгрузки и десантирования военной техники, а для выброски парашютистов предусмотрены двери по обеим сторонам фюзеляжа. Грузовая кабина длиной 13,51 м, шириной 3,15 м и высотой 2,98 м позволяет перевозить до 93 солдат с полным вооружением или 88 десантников-парашютистов. Для облегчения погрузки и выгрузки техники и грузов высота пола кабины и погрузочной рампы может быть изменена с помощью специального механизма, смонтированного на основных стойках шасси. Кабина оснащена необходимым погрузочным оборудованием,

**Тактико-технические характеристики**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>1966</i>
<i>Экипаж</i>	<i>4 человека</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>51 т</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>32,40 м</i>
<i>высота</i>	<i>6,25 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>40,00 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	<i>2 × 6100 л. с.</i>
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 8000 м</i>	<i>500 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>8250 м</i>
<i>Дальность полета на высоте 4000 м с резервом топлива 10 проц. при максимальной полезной нагрузке</i>	<i>1175 км</i>
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	<i>16 т</i>
<i>Вооружение</i>	<i>нет</i>

а на ее полу имеются рельсовые направляющие и ролики, необходимые для перемещения грузов. В передней части фюзеляжа находится кабина экипажа, где установлена также большая часть бортового радиоэлектронного оборудования.

Самолет имеет высокорасположенное прямое крыло и однокилевое хвостовое оперение. Шасси трехстоечное, носовая стойка снабжена двумя пневматиками, а основные стойки — четырехколесными тележками.

В качестве силовой установки используются два турбовинтовых двигателя «Тайн» Mk22 английской фирмы «Роллс-Ройс», выпускаемые по лицензии французской фирмой «Снскма». Запас топлива (19050 л) размещается в четырех крыльевых баках. Самолет оборудован системой дозаправки топливом в воздухе.

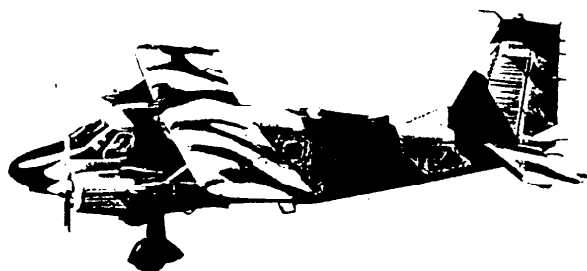
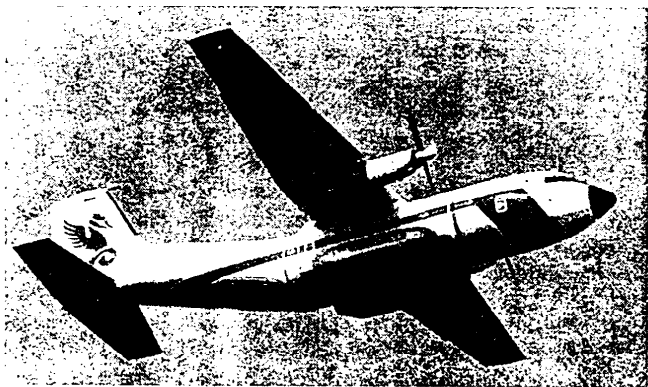
В 1981 году для ВВС Франции и Индонезии начались поставки модифицированных транспортных самолетов «Трансали» второй серии (35 машин). В целях обеспечения возможности размещения в центроплане дополнительного топливного бака емкостью 9000 л у этого самолета усилена конструкция крыла. Самолет оснащен новым радиоэлектронным оборудованием. В настоящее время на его базе разработаны следующие его модификации:

C-160S — самолет для морской разведки и патрулирования;

C-160SE — самолет радиоэлектронной борьбы;

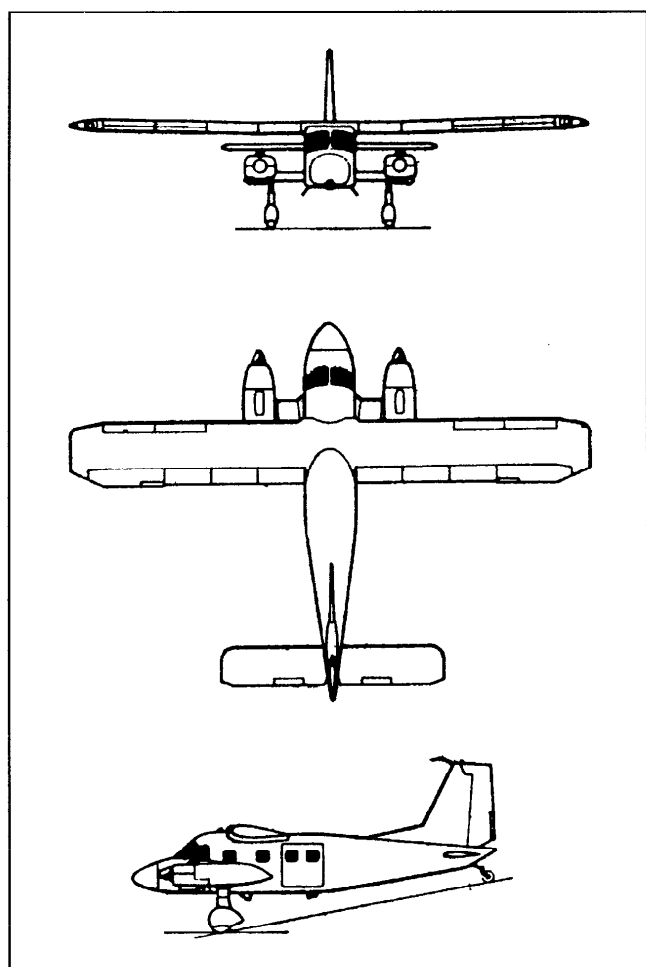
C-160AAA — самолет дальнего радиолокационного обнаружения и управления.

Состоящее на вооружении ВВС ФРГ 90 самолетов C-160 прошли модернизацию, направленную на продление срока их службы до 2010 года. В ходе модернизации были заменены средняя часть и консоли крыла, проведены мероприятия по усилению устойчивости самолета к коррозии, усовершенствованы некоторые бортовые системы и установлено новое радиоэлектронное оборудование. На все самолеты нанесено новое маскировочное покрытие.



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДО-28Д «СКАЙСЕРВАНТ»

Самолет относится к классу легких военно-транспортных самолетов и может использоваться для решения широкого круга задач от воздушных перевозок и десантирования войск и грузов до аэрофотосъемки и разведки ледовой обстановки на морях. До-28Д является результатом последовательного развития фирмой «Дорнье» конструкций легких многоцелевых самолетов короткого взлета и посадки До-25, До-27 и До-28. Первый полет опытного образца состоялся 23 февраля 1966 года, серийное производство самолета было начато в феврале 1967 года. От своего непосредственного предшественника, самолета До-28, он отличается как большими размерами планера, так и более мощной силовой установкой. Однако хорошо зарекомендовавшая себя основная конструктивная схема сохранена: высокоплан со снабженным мощными средствами механизации прямым крылом, неубирающимся в полете трехстоечным шасси и с двумя двигателями, установленными на пилонах в передней части фюзеляжа. Фюзеляж самолета имеет почти прямоугольное поперечное сечение, что создает оптимальные условия для размещения грузов и специального оборудования. В грузовой кабине самолета с размерами 4,00×1,40×1,52 м могут разместиться 8—10 солдат с оружием или груз общей массой до 1400 кг.

**Тактико-технические характеристики самолета До-28Д-2**

Год принятия на вооружение	1971
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	4,02 т
Размеры:	
длина	11,41 м
высота	3,90 м
размах крыла	15,55 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 385 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	285 км/час
Максимальная скорость полета	320 км/час
Практический потолок	7700 м
Дальность полета (перегоночная)	2875 км
Максимальная масса перевозимого груза	1500 кг
Вооружение	нет

Доступ в грузовую кабину осуществляется через находящийся в левом борту фюзеляжа люк, закрывающийся двухстворчатой дверью. Основные стойки шасси имеют по одному пневматику, для улучшения аэродинамики стойки снабжены обтекателями. Колесное шасси может быть заменено поплавками, лыжами или комбинированным колесно-лыжным шасси. Самолет может эксплуатироваться с неподготовленных взлетно-посадочных площадок. Длина разбега при взлете составляет 280 м, длина пробега при посадке — 228 м.

Силовая установка самолета До-28Д состоит из двух поршневых двигателей IGSO-540-A1E мощностью 385 л. с. Благодаря размещению двигателей на пилонах по обе стороны фюзеляжа крыло самолета осталось «чистым» и, кроме того, упростилось техническое обслуживание двигателей.

Самолет выпускался в следующих модификациях:

До-28Д — прототип и первые серийные машины.

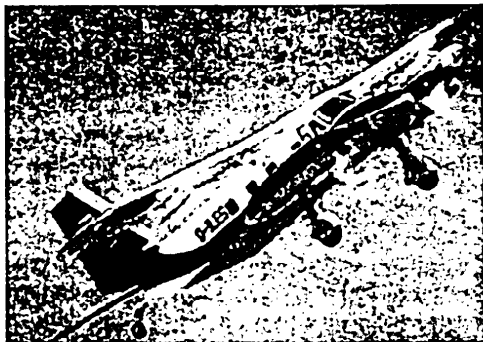
До-28Д-1 — выпускавшаяся с 1967 года усовершенствованная основная модель, предназначенная для экспорта.

До-28Д-2 — военная модификация, выпускавшаяся с 1971 года в первую очередь для ВВС и морской авиации ФРГ (поставлено 120 машин), а также на экспорт.

До-28Д-5Х и Д-6Х — модификации самолета с турбовинтовыми двигателями фирмы «Лайкоминг» LTR101-600А. Первый полет модификации До-28Д-5 состоялся 9 апреля 1978 года.

До-128-6 — дальнейшее развитие До-28Д с турбовинтовыми двигателями фирмы «Пратт-Уитни Канада» РТ6А-110 мощностью 400 л. с. Эта модификация выпускалась также в варианте базового патрульного самолета До-128-6МРА с РЛС кругового обзора, антенна которой установлена в обтекателе под носовой частью фюзеляжа.

Самолеты типа До-28Д зарекомендовали себя как достаточно надежные машины многоцелевого применения. В настоящее время почти в 50 странах мира эксплуатируется около 120 машин этого типа.



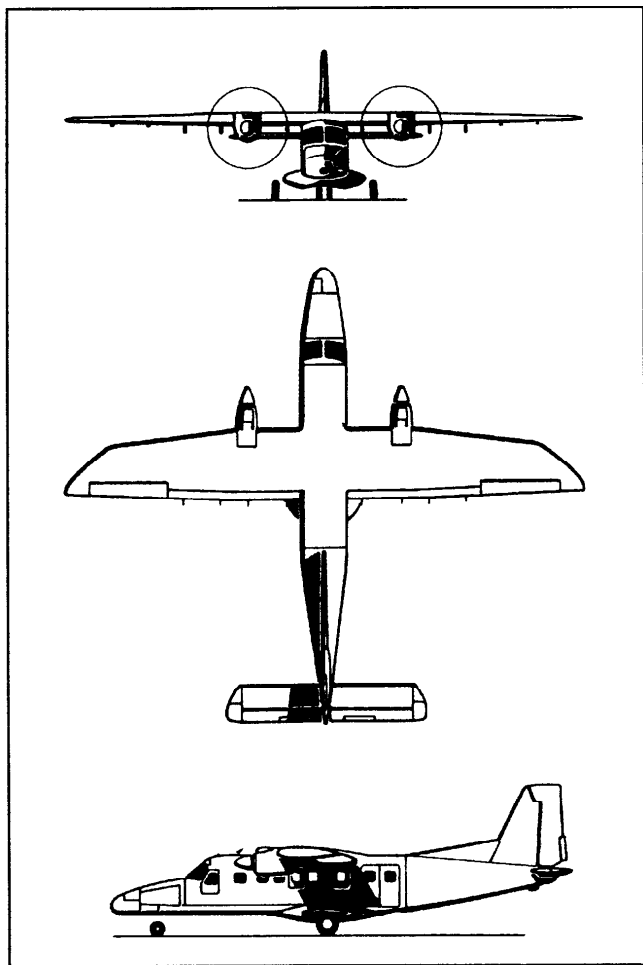
Самолет До-128
с турбовинтовыми
двигателями



ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ ДО-228

Самолет предназначен для использования как в гражданском секторе, так и для применения в вооруженных силах для воздушных перевозок и десантирования войск и грузов, проведения поисково-спасательных работ и перевозки больных и раненых и т.д. Созданию самолета предшествовали длительные испытания разработанного фирмой «Дорнье» специально для него крыла со сверхкритическим профилем До А-5. Кроме улучшения аэродинамических характеристик, крыло новой конструкции обеспечивает повышение и экономических показателей (повышение полезной нагрузки, экономия топлива и т.д.). Испытания крыла производились на экспериментальном самолете До-28ТNT, созданном на базе До-28Д. Самолет До-228 разрабатывался сразу в двух вариантах: До-228-200, рассчитанном на 19 пассажиров, и До-228-100 с фюзеляжем меньшей длины, рассчитанный на 15 пассажиров. Первый полет опытного самолета До-228-100 состоялся 28 марта 1981 года, а через несколько недель начались испытания опытного образца До-228-200.

Самолет имеет цельнометаллический фюзеляж полумонококовой конструкции. Обшивка передней и задней час-

**Тактико-технические характеристики самолета До-228-200**

<i>Год принятия на вооружение</i>	1983
<i>Экипаж</i>	2 человека
<i>Максимальная взлетная масса</i>	5,7 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	16,56 м
<i>высота</i>	4,86 м
<i>размах крыла</i>	16,97 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей × мощность</i>	2 × 715 л. с.
<i>Крейсерская скорость полета</i>	325 км/час
<i>Максимальная скорость полета</i>	430 км/час
<i>Практический потолок</i>	9000 м
<i>Дальность полета с максимальной полезной нагрузкой</i>	600 км
<i>Дальность полета (перегоночная)</i>	2704 км
<i>Максимальная масса перевозимого груза</i>	2300 кг
<i>Вооружение</i>	нет

тей фюзеляжа выполнена из композиционных материалов. Двухместная кабина экипажа находится в передней части фюзеляжа, имеющего прямоугольное поперечное сечение. Кресла пилотов располагаются рядом, доступ в кабину осуществляется через дверь, находящуюся с левой стороны фюзеляжа. За кабиной пилотов находится грузовая кабина. У самолета До-228-100 объем кабины составляет 13 м³, объем грузовой кабины варианта До-228-200 больше, он равен 14,7 м³. При использовании До-228-200 в военном исполнении в кабине могут разместиться 17—22 вооруженных солдат или 16—21 парашютистов. Посадка и высадка десанта осуществляется через расположенный по левому борту большой грузовой люк, закрываемый двустворча-

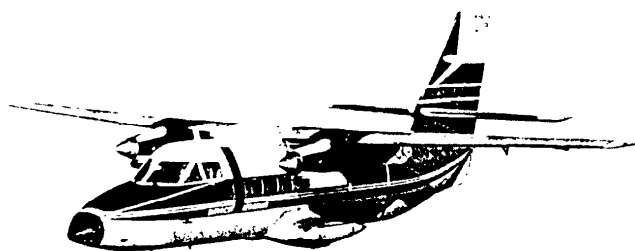
той дверью.

Самолет имеет убирающееся в полете трехстоечное шасси, передняя стойка убирается вперед в фюзеляж, а основная — в расположенные по обе стороны фюзеляжа обтекатели. Шасси может быть оснащено пневматиками низкого давления, что делает возможной эксплуатацию самолета на грунтовых взлетно-посадочных площадках.

В отличие от предшествующих моделей транспортных самолетов фирмы «Дорнье» двигатели До-228 размещены под консолями крыла. На самолете устанавливаются турбовинтовые двигатели фирмы «Гарретт» ТРЕ 331-5-252Д со взлетной мощностью 725 л. с. Запас топлива составляет 2386 литров.

При использовании самолета в качестве военно-транспортного на нем устанавливается бортовое радиоэлектронное оборудование, позволяющее осуществлять полеты в сложных метеорологических условиях. В варианте морского патрульного самолета в состав бортового радиоэлектронного оборудования вводится РЛС кругового обзора, антенна которой монтируется в обтекателе под носовой частью фюзеляжа. При этом в грузовой кабине оборудуется рабочее место для оператора РЛС и два места для наблюдателей, располагающихся по обе стороны фюзеляжа у окон-блистеров.

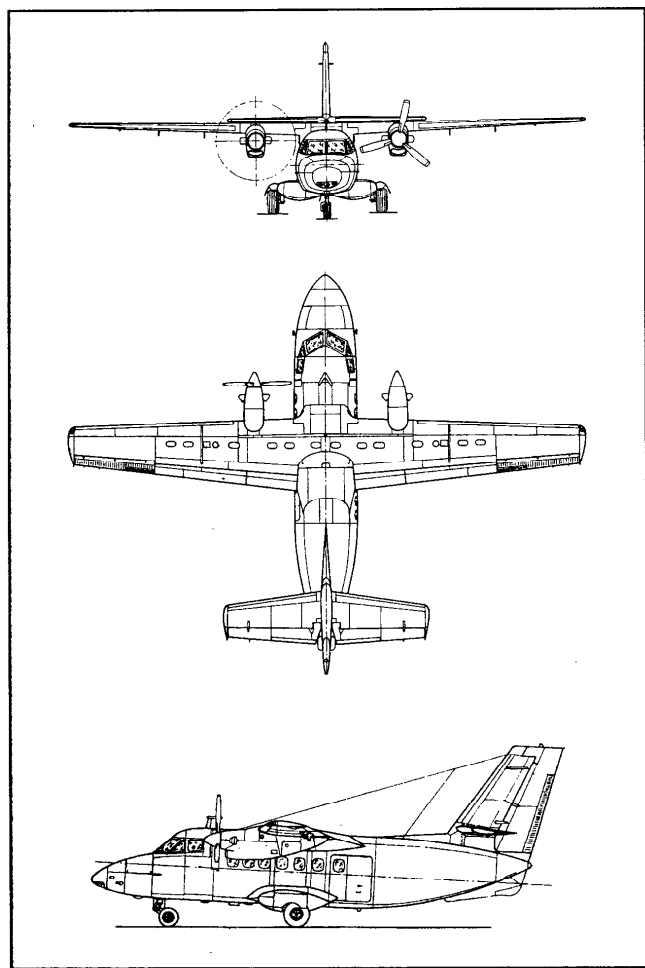
Наибольшее количество самолетов До-228 используется в вооруженных силах и гражданском секторе Индии, где самолет производится по лицензии фирмой «NAL». Имеются сведения о поставках самолетов в Нигерию, Малави и Оман.



ЛЕГКИЙ ПАССАЖИРСКИЙ И ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ L-410 «ТУРБОЛЕТ»

Самолет широко применялся в армиях стран Варшавского Договора для перевозки грузов и пассажиров, а также в качестве самолета связи. Работы по созданию самолета были начаты Чехословацкой фирмой «LET» в 1966 г., первый опытный образец совершил полет 16 апреля 1969 г., а в 1970 году были выпущены 3 самолета нулевой серии для проведения широкомасштабных испытаний. Например, в ходе испытаний шасси опытный самолет совершил 2650 взлетов и посадок, при этом взлетно-посадочные площадки были не только бетонные, но и грунтовые. Для проведения испытаний в экстремальных условиях 5 экземпляров самолета в модификации L-410AS (грузопассажирский самолет) были отправлены в СССР, где совершали полеты в сложных метеорологических условиях, в том числе и при температуре воздуха от +45°C до -40°C.

Конструктивно самолет представляет собой компактный высокоплан с однокилевым хвостовым оперением и трехстоечным шасси. Силовая установка самолетов первых модификаций (А, АВ, АF и АG), выпускавшихся малой серией, состояла из двух турбовинтовых двигателей РТ-6А-27 канадской фирмы «Юнитед Эркафт оф Канада» мощнос-



Тактико-технические характеристики самолета L-410 UVP

Год принятия на вооружение	1978
Экипаж	2 человека
Максимальная взлетная масса	5,8 т
Размеры:	
длина	14,74 м
высота	5,83 м
размах крыла	19,48 м
Силовая установка:	
количество двигателей × мощность	2 × 750 л. с.
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	300 км/час
Максимальная скорость полета на высоте 3000 м	375 км/час
Практический потолок	8950 м
Дальность полета (перегоночная)	1160 — 1200 км
Максимальная масса перевозимого груза	1310 кг
Вооружение	нет

тью 715 л. с. каждый. Двигатели снабжались трехлопастными винтами фирмы «Хартцелл» с регулируемыми в полете углами установки лопастей.

В 1976 году было начато предсерийное производство модификации L-410M с двумя чехословацкими турбовинтовыми двигателями «Вальтер Минор» M-601A мощностью 740 л. с. На валах этих двигателей устанавливались трехлопастные винты фирмы «АВИА». Самолеты этой модификации, кроме СССР, экспортировались в Болгарию, ГДР, Венгрию и Ливию. В последнее время эти самолеты появились и в вооруженных силах Латвии и Словении. Состав радиоэлектронного оборудования определялся заказчиком, в стандартном варианте оно включает в себя две УКВ радиостанции,

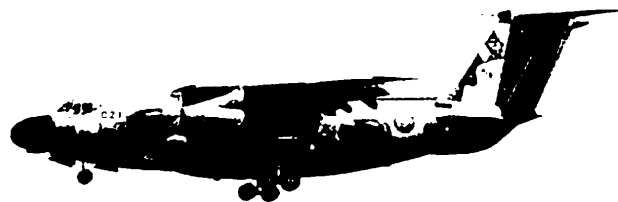
радионавигационную систему, бортовое переговорное устройство и другое оборудование. Самолеты этой модификации выпускались с грузовыми кабинами, рассчитанными на 15, 17 и 19 пассажиров. Имелось также исполнение «люкс» для 12 пассажиров и эксклюзивное исполнение для 8 пассажиров. В последнем случае на самолете был оборудован небольшой конференц-зал. После демонтажа кресел грузовая кабина может быть использована и для перевозки грузов. Впрочем, для этой цели выпускалась специальная модификация L-410T, грузовая дверь которого сдвигается в сторону или откидывается вверх для погрузки громоздких грузов.

Несмотря на то, что самолет L-410 всех упомянутых модификаций может эксплуатироваться и с грунтовых взлетно-посадочных площадок, фирма «ЛЕТ» разработала и в 1978 году начала выпуск самолетов модификации L-410 UVP, обладающей характеристиками короткого взлета и посадки. По сравнению с исходной модификацией L-410M этот самолет имеет крылья большего размера, с более совершенной аэродинамикой, более мощные двигатели M-601B и другие усовершенствования, которые значительно улучшили его летные характеристики, в том числе и при полете с одним работающим двигателем.

В 1984 году была разработана 19-местная модификация L-410 UVP-E с двигателями H601-E мощностью 760 л. с., 5-лопастными винтами V510 фирмы «АВИА» (диаметр 2,3 м) и двумя дополнительными топливными баками емкостью по 200 л, установленными на концах консолей крыла.

В настоящее время фирма «ЛЕТ» проводит испытания самолета L-610, являющегося дальнейшим развитием L-410.

Всего за время производства было выпущено 1000 — 1100 самолетов L-410, которые в настоящее время успешно эксплуатируются в ряде стран мира.

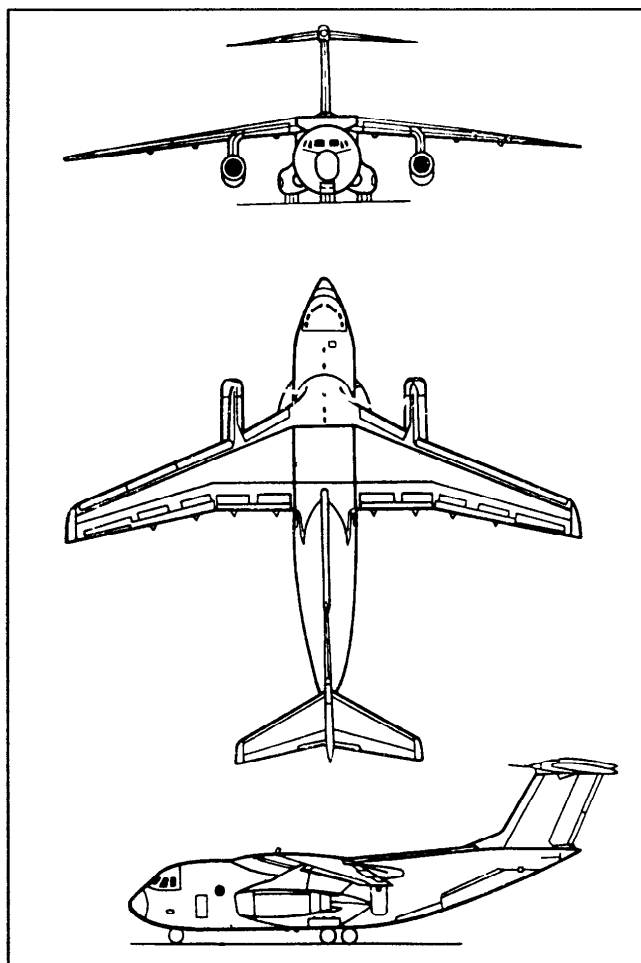


ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ С-1

25 самолетов этого типа составляют основу парка военно-транспортной авиации японских сил самообороны. Самолет предназначен для воздушных перевозок войск, военной техники и грузов, десантирования личного состава и техники посадочным и парашютным способами, эвакуации раненых.

Разработка самолета была начата японской фирмой «НАМС» в 1966 году с целью замены им устаревших американских транспортных самолетов C-46D. Опытный образец самолета совершил первый полет 12 ноября 1970 года. Серийное производство осуществлялось фирмой «Кавасаки» с 1974 года.

Самолет С-1 имеет высокорасположенное стреловидное крыло, фюзеляж круглого поперечного сечения, Т-образное хвостовое оперение и убирающееся в полете трехстоечное шасси. В передней части фюзеляжа находится кабина состоящего из 5 человек экипажа, за ней располагается грузовая кабина длиной 10,8 м, шириной 3,6 м и высотой 2,25 м. Как кабина экипажа, так и грузовая кабина герметизированы и подключены к системе кондиционирования воздуха. В грузовой кабине могут перевозиться 60 солдат с во-

**Тактико-технические характеристики самолета**

Год принятия на вооружение	1973
Экипаж	3—5 чел.
Максимальная взлетная масса	45 т
Размеры:	
длина	29,0 м
высота	10,0 м
размах крыла	30,6 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	2×6575 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 10 700 м	660 км/час
Практический потолок	11 600 м
Дальность полета с грузом 8000 кг	1300 км
Дальность полета (перегоночная)	3340 км
Максимальная масса перевозимого груза	11,9 т
Вооружение	нет

оружием или 45 парашютистов. В случае перевозки раненых здесь могут быть помещены 36 носилочных раненых и сопровождающий их персонал. Через находящийся в хвостовой части самолета грузовой люк в кабину могут быть погружены: 105-мм гаубица или 2,5-т грузовой автомобиль, или три автомобиля типа «джип». Десантирование техники и грузов осуществляется через этот люк, а парашютисты могут десантироваться также и через боковые двери в задней части фюзеляжа.

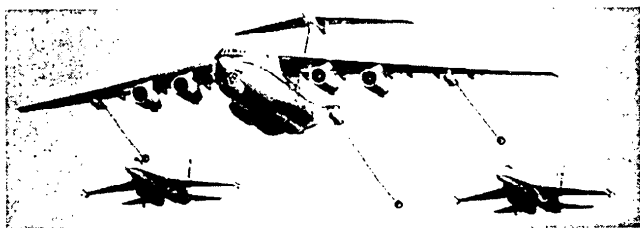
Самолет оснащен двумя расположенными в мотогондолах под крылом турбореактивными двигателями JT8D-M-9 американской фирмы «Пратт-Уитни», выпускаемыми в Японии по лицензии.

Бортовое радиоэлектронное оборудование С-1 позволяет выполнять полеты в сложных метеорологических условиях в любое время суток.

В конце 1985 года на базе самолета разработана модификация С-1КАИ, предназначенная для тренировки летного состава эскадрилий, выполняющих задачи радиоэлектронной борьбы.



САМОЛЕТЫ- ЗАПРАВЩИКИ

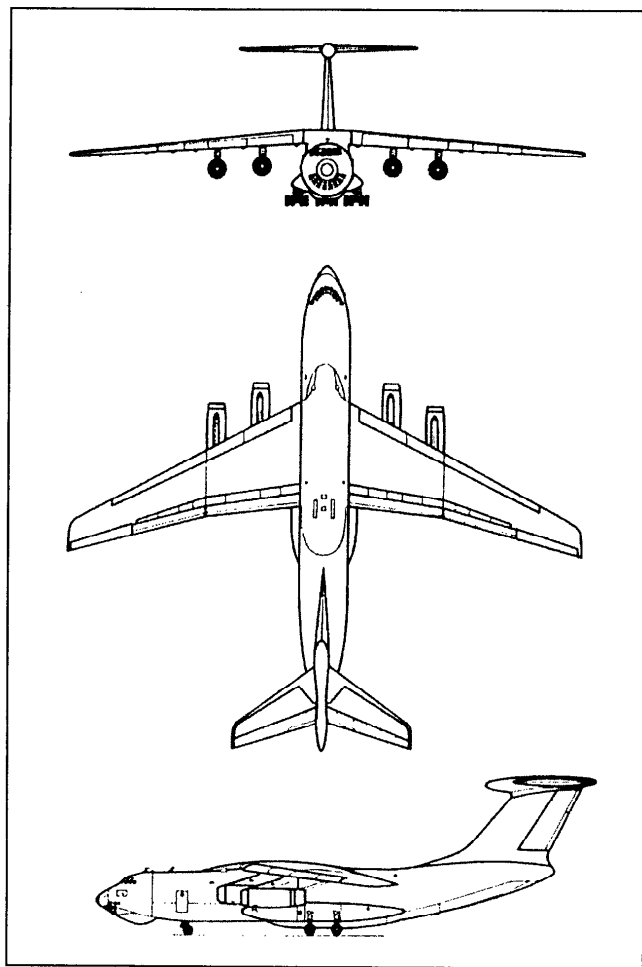


Самолет-заправщик Ил-78
производит дозаправку топливом боевых самолетов



САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК ИЛ-78

Самолет предназначен для дозаправки военных самолетов в воздухе, прежде всего в целях увеличения их радиуса действия. Кроме того, дозаправка боевых самолетов в воздухе дает возможность взять на борт больше боевого груза или существенно увеличить продолжительность патрулирования в воздухе. Самолет Ил-78 был создан в начале 80-х годов, его испытания проводились в 1983 году. При разработке самолета за основу был принят военно-транспортный самолет Ил-76МД, в конструкцию которого были внесены следующие изменения: в грузовой кабине установлены два цилиндрических топливных бака общей вместимостью 28 000 кг топлива, кабина стрелка кормовой пушечной установки переоборудована в кабину оператора дозаправки с оснащением ее необходимыми приборами, под каждой из консолей крыла и в задней части фюзеляжа с левой стороны установлены унифицированные подвесные агрегаты заправки УПАЗ-1А «Сахалин», усовершенствовано радиоэлектронное оборудование, в частности, установлена система ближней навигации «Встреча», позволяющая осуществлять взаимный поиск и сближение воздушного танкера и боевого самолета на дистанции 300 км в сложных метеорологических условиях и в любое время суток.



Тактико-технические характеристики самолета Ил-78

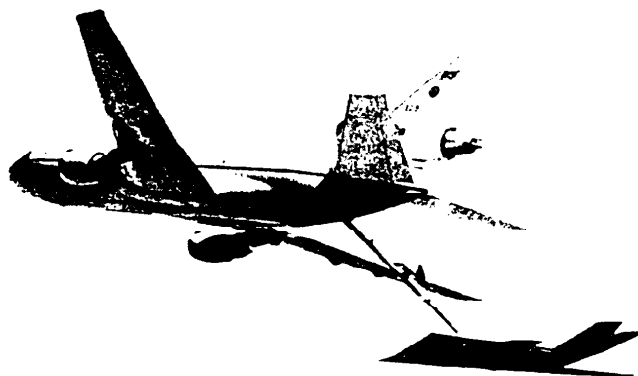
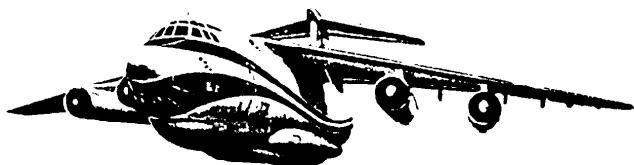
Год принятия на вооружение	1983
Экипаж	6 человек
Максимальная взлетная масса	190 т
Размеры:	
длина	46,59 м
высота	14,76 м
размах крыла	50,5 м
Силовая установка:	
количество двигателей×тяга	4×12 000 кгс
Крейсерская скорость полета на высоте 3000 м	750—800 км/час
Высота крейсерского полета	12 000 м
Диапазон скоростей при дозаправке	400—600 км/час
Максимальная дальность полета:	
с полезной нагрузкой 20 000 кг	7300 км
с полезной нагрузкой 50 000 кг	3650 км
Максимальная масса топлива:	
в крыльевых баках	14 800 кг
в дополнительных фюзеляжных баках	28 000 кг

Стандартными вариантами передачи топлива в воздухе считаются дозаправка одного самолета класса «тяжелый бомбардировщик» с подфюзеляжного подвешного агрегата или двух самолетов класса «истребитель» — с подкрыльевых агрегатов. Однако возможна и одновременная заправка трех самолетов-истребителей с использованием всех трех заправочных агрегатов. На расстоянии 1000 км от своего аэродрома базирования танкер может передать другим самолетам 60 000—65 000 кг топлива, на расстоянии 2500 км эти возможности уменьшаются до 32 000—36 000 кг. В зависимости от выбранного режима заправки производительность при раздаче топлива составляет 900—2200 л/мин.

Особенностью первого варианта самолета-заправщика Ил-78 является то, что после снятия агрегатов заправки и демонтажа установленных в грузовой кабине топливных баков самолет может использоваться в качестве транспортного, так как грузовой люк с рампой и створками на нем сохранился.

Дальнейшим развитием самолета Ил-78 является Ил-78М. Благодаря усилению конструкции крыла и другим конструктивным мерам, взлетная масса самолета доведена до 210 т по сравнению с 190 т у Ил-78. В целях снижения собственного веса самолета и соответствующего увеличения принимаемого на борт запаса топлива упразднен задний грузовой люк и не устанавливается десантно-транспортное оборудование. Это дало возможность снизить собственный вес самолета на 5 т, но исключило возможность использовать его в качестве обычного военно-транспортного самолета.

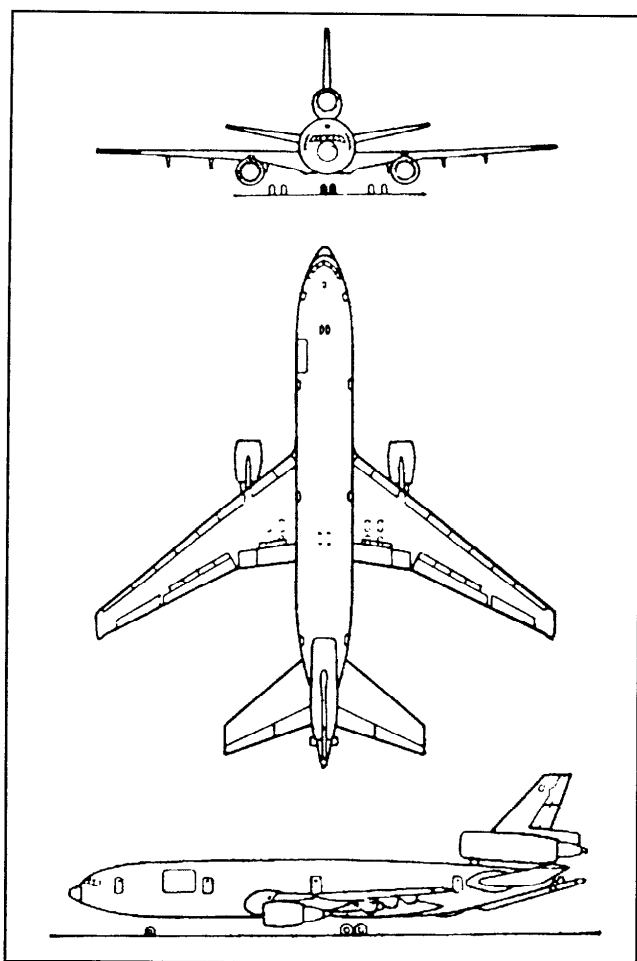
Самолет Ил-78М может доставить другим самолетам 60 000 — 65 000 кг топлива на дальности 1800 км от аэродрома базирования или 32 000 — 35 000 кг — на дальности 4000 км.



САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК KC-10 «ИКСТЕНДЕР»

В 1977 году специалисты ВВС США провели сравнительный анализ гражданских широкофюзеляжных самолетов Боинг 747 и Макдоннелл-Дуглас DC-10 с целью определения, который из них лучше подходит для создания на его базе самолета для дозаправки в воздухе самолетов стратегической, тактической и вспомогательной авиации США, а также перебросок войск, грузов и военной техники. В результате исследований было установлено, что конструкция DC-10 обеспечивает лучшие возможности для создания такого самолета. Фирме «Макдоннелл-Дуглас» был выдан соответствующий контракт на разработку и производство 60 самолетов-заправщиков, получивших обозначение KC-10. Опытный образец самолета совершил первый полет 12 июля 1980 г.

Конструктивно KC-10 в значительной степени аналогичен своему гражданскому аналогу DC-10. Это широкофюзеляжный моноплан с низкорасположенным стреловидным

**Тактико-технические характеристики**

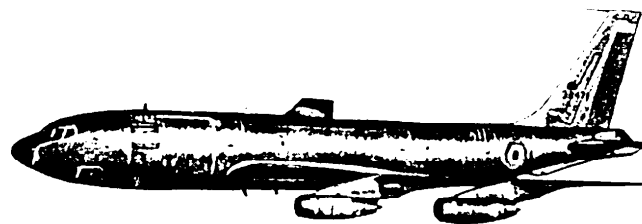
<i>Год принятия на вооружение</i>	1980
<i>Экипаж</i>	4—5 чел.
<i>Максимальная взлетная масса</i>	268 т
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	55,47 м
<i>высота</i>	17,70 м
<i>размах крыла</i>	50,42 м
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей/тяги</i>	3×23 815 кгс
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 10 000 м</i>	850 км/час
<i>Практический потолок</i>	12 000 м
<i>Радиус действия при массе передаваемого топлива 90,7 т</i>	3540 км
<i>Максимальная масса топлива для передачи</i>	90,7 т
<i>Вооружение</i>	нет

крылом (угол стреловидности по 1/4 хорд равен 35°). Шасси трехстоечное. Носовая стойка имеет 2 колеса, основные стойки — четырехколесные тележки. Силовая установка состоит из трех турбореактивных двигателей CF6-50C2 с максимальной тягой 23815 кгс. Два двигателя расположены на пилонках под крыльями, а третий — над задней частью фюзеляжа. Кабина летчиков находится в носовой части фюзеляжа.

Особенностью этого самолета-заправщика является то, что кроме топлива, он способен перевозить значительное количество грузов, для размещения которых в верхней части фюзеляжа имеется грузовая кабина площадью 305 м². Здесь могут быть размещены около 77 т груза (27 стандартных поддонов 463L) и до 80 человек личного состава. Для по-

грузки и выгрузки используется находящийся в носовой части фюзеляжа по левому борту люк размером 3,55 × 2,59 м.

Под грузовой кабиной находятся семь мягких топливных баков общей емкостью 53,3 т. С учетом крыльевых топливных баков самолет может принять на борт 161,5 т топлива. Для передачи топлива в воздухе самолет имеет телескопическую штангу длиной 17 метров, топливозаправочный агрегат с гибким шлангом в хвостовой части фюзеляжа справа от заправочной штанги и два контейнерных топливозаправочных агрегата с гибкими шлангами. Таким образом одновременно могут заправляться 2—3 самолета. Преимущества такой концепции заправщик — транспортный самолет особенно наглядно проявляются при использовании KC-10 для перебазирования авиационных подразделений: заправщик не только обеспечивает самолеты топливом, но и одновременно перебрасывает на новое место базирования необходимое аэродромное оборудование и обслуживающий персонал.

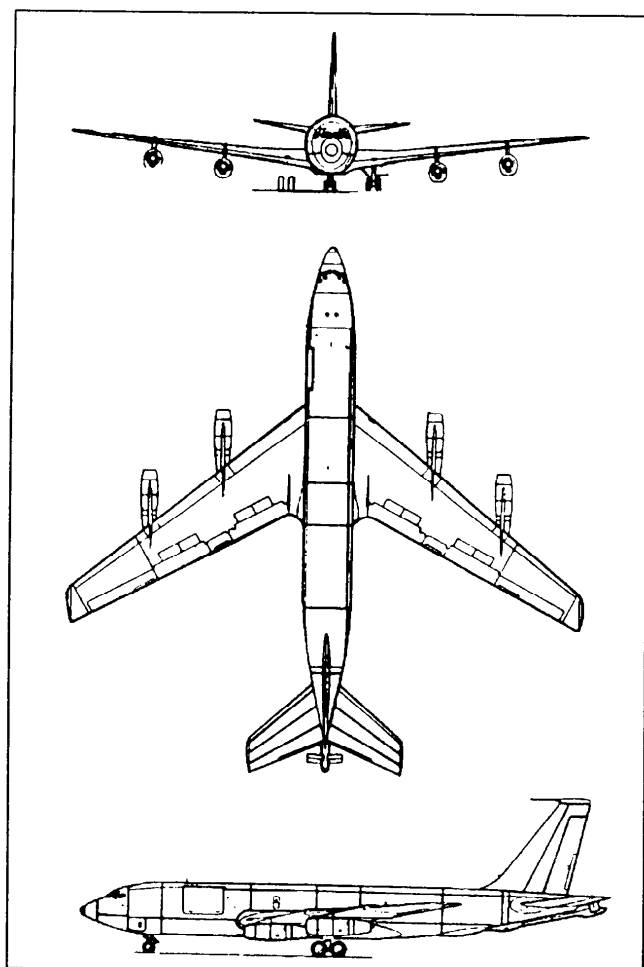


САМОЛЕТ-ЗАПРАВЩИК KC-135 «СТРАТОТАНКЕР»

При разработке своего самолета модели 367-80, послужившего прототипом KC-135, фирма «Боинг» с самого начала предусматривала его использование в качестве самолета-заправщика. В настоящее время на вооружении ВВС США и ряда других стран состоят три модификации этого воздушного танкера: А, R и E.

Производство самолета-заправщика KC-135A было начато в 1956 году. Самолет предназначался прежде всего для увеличения радиуса действия стратегических бомбардировщиков В-52 «Стратофортрес». Всего было выпущено более 730 самолетов этого типа. Во внутрифюзеляжных и крыльевых баках самолета-заправщика KC-135A может быть размещено до 86 050 кг топлива, а максимальный запас для дозаправки составляет 43 500 кг. На самолете установлена система дозаправки топливом в полете с помощью телескопической штанги длиной до 14,3 м. Эта система позволяет производить дозаправку только одного самолета, что в современных условиях считается недостаточным.

С целью повышения тактико-технических характеристик самолета на базе KC-135A была разработана модификация KC-135R, опытный образец которой совершил первый полет в августе 1982 года. Новая модификация оснащена четырьмя высокоэффективными турбовентиляторными

**Тактико-технические характеристики самолета KC-135R**

<i>Год принятия на вооружение</i>	<i>1982</i>
<i>Экипаж</i>	<i>4 человека</i>
<i>Максимальная взлетная масса</i>	<i>146,3 т</i>
<i>Размеры:</i>	
<i>длина</i>	<i>41,50 м</i>
<i>высота</i>	<i>12,70 м</i>
<i>размах крыла</i>	<i>39,87 м</i>
<i>Силовая установка:</i>	
<i>количество двигателей×тяга</i>	<i>4×9979 кгс</i>
<i>Крейсерская скорость полета на высоте 10 000 м</i>	<i>855 км/час</i>
<i>Практический потолок</i>	<i>15 250 м</i>
<i>Радиус действия при массе передаваемого топлива 27 т</i>	<i>4627 км</i>
<i>Высота крейсерского полета</i>	<i>12 000 м</i>
<i>Диапазон скоростей при дозаправке</i>	<i>400—600 км/час</i>
<i>Максимальная масса топлива для передачи</i>	<i>60 т</i>
<i>Вооружение</i>	<i>нет</i>

двигателями F108-CF-100 с максимальной тягой каждого 9979 кгс, имеет усиленное шасси и усовершенствованное радиоэлектронное, электрическое и гидравлическое оборудование. Модернизирована также система управления самолетом. Благодаря этим мерам самолет KC-135R принимает на борт на 6124 кг топлива больше, чем KC-135A. При радиусе действия 4627 км самолет этой модификации может передать заправляемым самолетам на 150 проц. больше топлива, чем его предшественник. Одновременно с этим значительно улучшены взлетно-посадочные характеристики самолета.

Начиная с 1985 года ВВС США реализуют программу переоборудования в модификацию KC-135R большей части имеющихся в их распоряжении 630 самолетов KC-135 с тем, чтобы продлить срок их службы до 2020 года.



Самолет KC-135 производит дозаправку топливом в воздухе экспериментального истребителя F-16XL.

ПРИЛОЖЕНИЯ

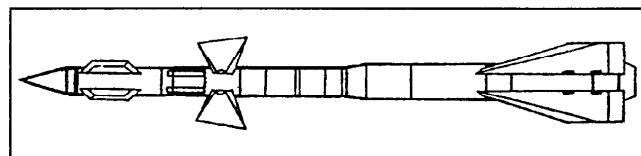
**Новое авиационное
вооружение и оборудование
российского производства**

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

**Авиационное ракетное
вооружение**

УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА «ВОЗДУХ-ВОЗДУХ»

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27АЭ



Разработанная предприятием ГосМКБ «Вымпел» авиационная ракета Р-27АЭ относится к управляемым ракетам средней дальности и предназначена для борьбы с воздушными целями.

Ракета имеет инерциальное управление с радиокоррекцией и активное радиолокационное самонаведение на конечном участке полета. В пределах дальности захвата головки самонаведения (ГСН) обеспечена автономность действия. Многофункциональная моноимпульсная доплеровская активная радиолокационная ГСН, разработанная МНИИ «Агат», обеспечивает поиск, захват и сопровождение движущихся целей по предварительному целеуказанию радиолокаторами воздушных носителей или зенитных комплексов. ГСН имеет следующие режимы работы:

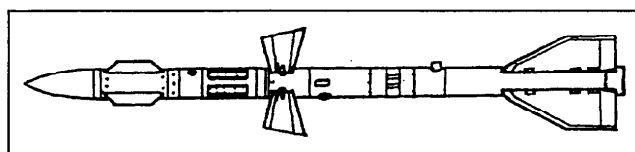
- полностью автономный (активный) по начальным целеуказаниям без радиолокационной поддержки других РЛС в полете;
- инерциально-корректируемый со стороны РЛС;
- режим программирования, при котором пользователь может вводить новую программу для БЦЭВМ.

Тактико-технические характеристики ГСН

Дальность пуска (с ракетой типа Р-27 по цели с ЭПР 5 м ²), км	до 70
Дальность захвата цели с ЭПР 5 м ² , км	не менее 20
Дальность действия канала радиокоррекции (с системой управления вооружением самолета МиГ-29), км	до 50
Время готовности после предварительного включения в течение 2 мин, с	не более 1,5
Масса (без обтекателя), кг	не более 14,5
Диаметр, мм	200
Длина (без обтекателя), мм	600

Тактико-технические характеристики ракеты Р-27АЭ

Длина ракеты, мм	4780
Размах крыла, мм	800
Масса ракеты, кг	350
Масса боевой части, кг	39
Тип боевой части, кг	стержневая
Дальность пуска, км	130
Калибр, мм	260
Скорость, число М	М = 4,5

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27Р

Ракета разработана предприятием ГосМКБ «Вымпел» и представляет собой вариант ракеты Р-27, имеющий инерциальное управление с радиокоррекцией и полуактивное радиолокационное самонаведение на конечном участке полета. Дальность пуска 80 км. Инерциально-полуактивная радиолокационная ГСН 9Б-1101К разработана также в МНИИ «Агат». ГСН предназначена для захвата целей в диапазоне высот от 20 м до 25 км с максимальным превышением (принижением) 10 км при скорости целей до 3500 км/ч и перегрузке 8. Возможен пуск двух ракет по двум целям. Обеспечена готовность ГСН к применению через 1 с после получения целеуказания от системы управления вооружением носителя типа МиГ-29.

Тактико-технические характеристики ГСН 9Б-1101К

Дальность захвата целей с ЭПР 3 м ² , км	25
Время инерциального наведения с радиокоррекцией при максимальном удалении от носителя до 25 км, с	30
Диаметр корпуса, мм	219
Длина (от носка обтекателя), мм	1173
Масса, кг	33,5
Масса аппаратной части, кг	21,5

Диапазон рабочих температур
окружающего воздуха, °C

-55—+60

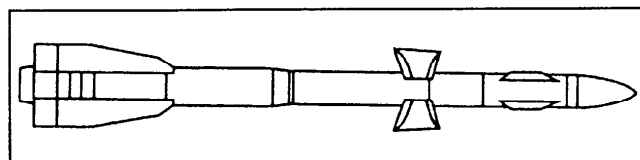
Допустимая влажность
окружающего воздуха
при температуре +35 °C, %

98

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	4080
Размах крыла, мм	770
Масса ракеты, кг	253
Масса боевой части, кг	39
Тип боевой части, кг	стержневая
Дальность пуска, км	80
Калибр, мм	230
Скорость, число М	4,5

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27РЭ



Ракета представляет собой модификацию ракеты Р-27Р с резко увеличенной дальностью пуска (130 км вместо 80 км). От базового варианта отличается большими размерами и большей массой. Установленная на ней полуактивная радиолокационная головка самонаведения обеспечивает поражение целей в простых и сложных метеорологических условиях при наличии естественных и организованных помех. Ракета применяется на самолетах МиГ-29К, МиГ-29М, МиГ-29С, Су-27, Су-27К, Як-141.

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	4780
Размах крыла, мм	800
Масса ракеты, кг	350
Масса боевой части, кг	39
Тип боевой части	стержневая
Дальность пуска, км	130
Калибр, мм	260
Скорость, число М	М = 4,5

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27Т

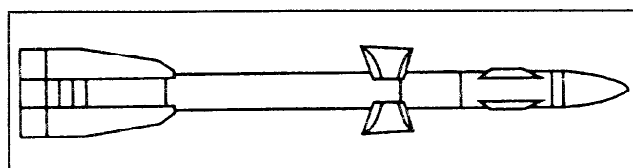
В отличие от других вариантов ракеты Р-27, эта управляемая ракета класса «воздух-воздух» снабжается инфракрасной головкой самонаведения. Ракета имеет следующую конструкцию: в носовой части под прозрачным обтекателем находится детектор инфракрасной головки самонаведения, аппаратура которой размещена в следующем отсеке ракеты. В головной части расположены четыре руля (конструктивная схема «утка»). За отсеком с силовыми приводами рулей находится боевая часть с 39 кг сильного взрывчатого вещества, а также взрыватель. Большая часть корпуса занята ракетным двигателем. Хотя ракета имеет меньшие размеры, массу и дальность пуска, чем другие ракеты семейства Р-27, она отличается большей надежностью поражения целей на всех ракурсах, днем и ночью, на фоне земной и водной поверхности и при активном противодействии.

Ракета разработана ГосМКБ «Вымпел»

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	3795
Размах крыла, мм	770
Масса ракеты, кг	254
Масса боевой части, кг	39
Тип боевой части, кг	стержневая
Дальность пуска, км	70
Калибр, мм	230
Скорость, число М	М = 4,5

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-27ТЭ



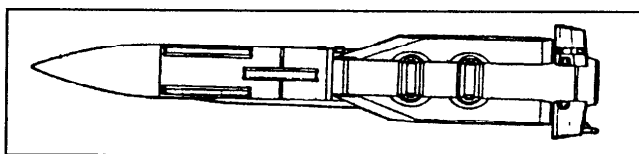
Ракета разработана ГосМКБ «Вымпел» и относится к ракетам средней дальности. Применяется с самолетных пусковых установок по следующим целям: высокоманевренные самолеты, вертолеты, крылатые ракеты и т. д. Обеспечивает поражение целей на всех ракурсах, днем и ночью, в простых и сложных метеорологических условиях, при наличии естественных помех и помех от средств РЭБ противника, на фоне как земной, так и водной поверхности.

Конструктивно ракета представляет собой модификацию ракеты Р-27Т с большей дальностью действия (и с соответственно большими размерами и массой).

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	4500
Размах крыла, мм	800
Масса ракеты, кг	343
Масса боевой части, кг	39
Тип боевой части, кг	стержневая
Дальность пуска, км	120
Калибр, мм	260
Скорость, число М	М = 4,5

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-33Э



Ракета разработана ГосМКБ «Вымпел» для вооружения истребителей-перехватчиков МиГ-31. Ракета применяется с подфюзеляжных авиационных катапультных установок (под фюзеляжем МиГ-31 в полутопленном положении подвешивается четыре таких ракеты) и предназначена для перехвата самолетов и крылатых ракет на большой дальности.

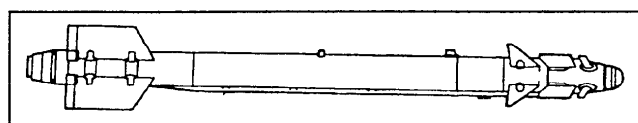
Ракета имеет инерциальное управление и полуактивное самонаведение на конечном участке полета.

Ракета обеспечивает поражение целей, летящих на высотах от 25—50 м над различной поверхностью до 26—28 км при числе $M = 3,5$ с превышением или принижением относительно носителя до 10 км. Возможно поражение одновременно до четырех целей на разных высотах и интервалах.

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	4150
Размах крыла, мм	900
Масса ракеты, кг	490
Масса боевой части, кг	47
Тип боевой части	осколочно-фугасная
Дальность пуска, км	160
Калибр, мм	380
Скорость, число M	$M = 4,5$

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-73



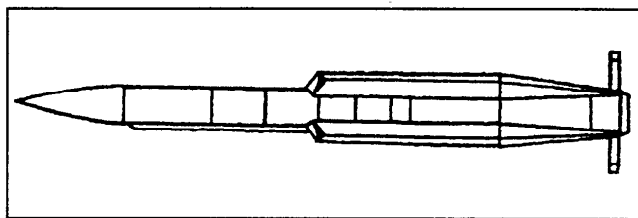
Особенностью этой ракеты класса «воздух-воздух» является то, что она предназначена для ведения ближнего высокоманевренного боя. Она имеет всеракурсное пассивное инфракрасное самонаведение и комбинированное аэрогазодинамическое управление.

Ракета используется на МиГ-21, МиГ-23МЛ, МиГ-29, МиГ-29М, МиГ-29С, МиГ-29К, Су-27, Су-27К, Су-25Т, Як-141 и применяется для борьбы со следующими воздушными целями: высокоманевренные самолеты, вертолеты, крылатые ракеты и т. д. Обеспечивает поражение целей на высотах до 5 м на всех ракурсах, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, при наличии естественных и организованных помех, на фоне земной и водной поверхностей. По маневренным характеристикам превосходит существующие аналоги, не накладывает ограничений на начальные условия пуска, полностью автономна.

Предприятием ГосМКБ «Вымпел» разработаны два варианта этой ракеты Р-73 РМД-1 и Р-73М РМД-2, отличающиеся в основном углами целеуказания: 45° для варианта РМД1 и 60° для варианта РМД2. Может служить для организации противоракетной обороны, позволяет реализовать режим обратного старта для обороны задней полусферы носителя.

Тактико-технические характеристики ракеты

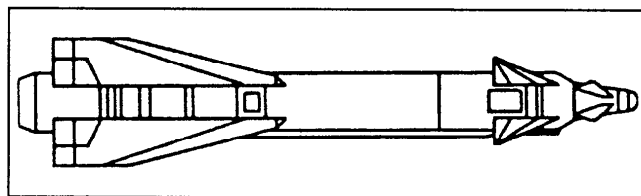
<i>Длина ракеты, мм</i>	2900
<i>Размах крыла, мм</i>	510
<i>Масса ракеты, кг</i>	105
<i>Масса боевой части</i>	8
<i>Тип боевой части, кг</i>	стержневая
<i>Дальность пуска, км</i>	30
<i>Калибр, мм</i>	170

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Р-77 РВВ-АЕ

Ракета является перспективной управляемой ракетой средней дальности с активной радиолокационной системой самонаводки. Ракета разработана ГосМКБ «Вымпел», ее конструкция включает аэродинамические плоскости малого удлинения и расположенные в хвостовой части четыре решетчатых руля, повышающих эффективность управления и снижающие ЭПР ракеты. УР применяется по следующим целям: высокоманевренные самолеты, крылатые ракеты, ракеты классов «земля—воздух» и «воздух—воздух», стратегические бомбардировщики, вертолеты, в т.ч. на режиме висения, и т.д. Обеспечивает поражение целей с любого направления на всех ракурсах, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, в условиях РЭП, на фоне земной и водной поверхности по принципу «пустил—забыл», в т.ч. с многоканальным обстрелом. В дальнейшем предусматривается комплектация ракеты ИК ГСН с захватом цели на траектории полета. Планируется также создание варианта с двигателем увеличенных габаритов для увеличения дальности пуска на малых высотах и для поражения целей типа самолетов ДРЛО на дальностях до 150 км и более. Способна атаковать цели при ракурсе до 90° относительно самолета-носителя.

Тактико-технические характеристики ракеты:

<i>Длина ракеты, мм</i>	<i>3600</i>
<i>Размах крыла, мм</i>	<i>400</i>
<i>Масса ракеты, кг</i>	<i>175</i>
<i>Масса боевой части, кг</i>	<i>22</i>
<i>Тип боевой части</i>	<i>стержневая с микрокумулятивными элементами</i>
<i>Дальность пуска, км</i>	<i>150</i>
<i>Калибр, мм</i>	<i>200</i>
<i>Скорость, число М</i>	<i>М = 4,5</i>

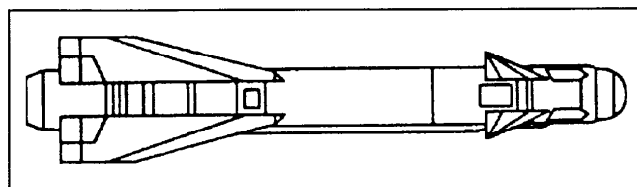
**УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ
КЛАССА «ВОЗДУХ—ПОВЕРХНОСТЬ»**
УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-29Л

Разработанная ГосМКБ «Вымпел», ракета Х-29Л предназначена для поражения наземных целей и имеет лазерную полуактивную головку самонаведения (подсветка цели с самолетов, оснащенных оптико-электронными системами «Кайра», «Клен», «Смерч» или наземных лазерных целеуказателей), оснащена фугасно-проникающей БЧ массой 320 кг и применяется со штурмовиков Су-25ТК, истребителей-бомбардировщиков МиГ-23БН, МиГ-27М, Су-17М3, Су-17М4, Су-24М и Су-27ИБ, истребителей Су-27М и МиГ-29М. Высота боевого применения от 200 м (максимальная дальность пуска около 8 км) до 5000 м (максимальная дальность более 10 км). Минимальная дальность пуска — 2—3 км. Захват подсвеченной цели ГСН осуществляется до пуска УР. Старт ракеты — катапультный.

В ходе ирано-иракской войны УРХ-29Л были поставлены Ираку и успешно применялись с самолетов МиГ-23БН и «Мираж» F1Е с французской системой целеуказания ATLIS, размещенной в подвесном контейнере (в этом случае максимальная дальность пуска возросла до 15 км).

Тактико-технические характеристики ракеты

<i>Длина ракеты, мм</i>	3875
<i>Размах крыла, мм</i>	1100
<i>Масса ракеты, кг</i>	660
<i>Масса боевой части, кг</i>	320
<i>Тип боевой части</i>	<i>фугасно-проникающая</i>
<i>Максимальная дальность прицельного пуска, км</i>	10
<i>Калибр, мм</i>	380

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-29Т

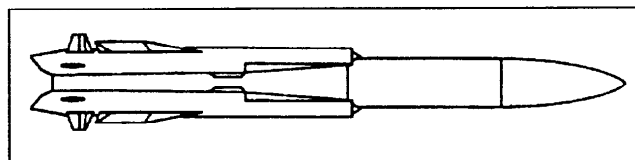
Ракета Х-29Т является модификацией ракеты Х-29Л и отличается от нее наличием телевизионной системы самонаведения. Ракета предназначена для поражения надводных кораблей водоизмещением до 5000—10 000 т (класса эскадренный миноносец или крейсер), усиленных железобетонных укрытий, бетонных ВПП, мостов и промышленных объектов. Захват цели ГСН осуществляется до пуска УР; изображение захваченной цели воспроизводится на телевизионном индикаторе в кабине самолета, после чего ракета отстреливается от ПУ и выполняет автономный полет к цели. Максимальная дальность пуска (в зависимости от высоты самолета-носителя) — 10—12 км, минимальная — 2—3 км, диапазон высот пуска — 200—5000 м.

Управляемая ракета Х-29Т оснащена фугасно-проникающей БЧ массой 320 кг и применяется с тех же самолетов, что и Управляемая ракета Х-29Л.

Ракета разработана ГоСМКБ «Вымпел»

Тактико-технические характеристики ракеты

<i>Длина ракеты, мм</i>	3875
<i>Размах крыла, мм</i>	1100
<i>Масса ракеты, кг</i>	680
<i>Масса боевой части, кг</i>	320
<i>Тип боевой части,</i>	<i>фугасно-проникающая</i>
<i>Максимальная дальность прицельного пуска, км</i>	12
<i>Калибр, мм</i>	380

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-31А

Ракета разработана ОКБ «Звезда» и предназначена для поражения различных наземных и морских целей.

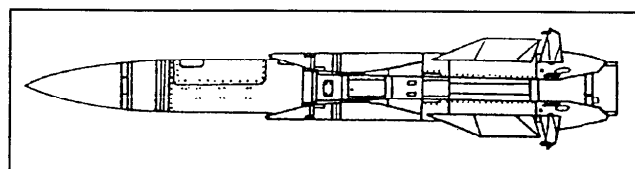
Ракета имеет активную радиолокационную систему наведения и оснащена твердотопливным комбинированным ракетно-прямоточным двигателем. Она выполнена по нормальной аэродинамической схеме с крылом малого удлинения. По бокам корпуса расположено четыре воздухозаборника круглого сечения, закрываемых сбрасываемыми в полете заглушками конической формы.

По своим основным характеристикам и конструктивным решениям противокорабельная ракета Х-31А близка к франко-германской сверхзвуковой ракете ANS, находящейся в стадии разработки, однако российская ракета имеет несколько большую максимальную скорость. ПКР способна поражать цели в условиях РЭП.

Ракетой вооружены самолеты МиГ-29М, МиГ-29К, МиГ-27К, Су-27М, Су-27ИБ, Як-41М, а также вертолеты.

Тактико-технические характеристики ракеты

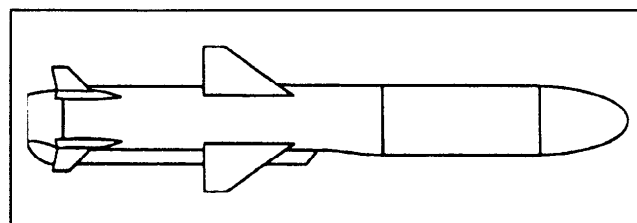
<i>Длина ракеты, мм</i>	4700
<i>Размах крыла, мм</i>	780
<i>Масса ракеты, кг</i>	600
<i>Масса боевой части, кг</i>	90
<i>Тип боевой части,</i>	<i>фугасно-проникающая</i>
<i>Максимальная дальность прицельного пуска, км</i>	50
<i>Калибр, мм</i>	360

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-31П

Разработанная ОКБ «Звезда» управляемая ракета Х-31П предназначена для борьбы с радиолокационными станциями противника. Эта противолокационная ракета (ПРР), по утверждению фирмы-разработчика, является в настоящее время наиболее совершенной в мире ракетой своего класса. ПРР способна эффективно поражать все существующие типы РЛС ЗПК ПВО средней и большой дальности (в т.ч. самый совершенный американский ЗРК «Пэтриот»), а также РЛС дальнего обнаружения и управления воздушным движением. Фирма утверждает, что по своим боевым характеристикам ракета Х-31П превосходит американскую УРАГМ-88HARM и французский ARMAT. Носителями ракеты являются самолеты МиГ-27М и МиГ-23БН (после проведения работ по модернизации), МиГ-27М, МиГ-29М, МиГ-29К, Су-24М, Су-27М, Су-27ИБ и Як-41М. Конструктивно УрХ-31П подобна Х-31А, отличия заключаются в системе наведения и менее мощной БЧ. Максимальная скорость ракет семейства Х-31 — 1000 м/с. По утверждению фирмы-разработчика, боевые возможности самолетов после вооружения их УР семейства Х-31 должны возрасти в 3-5 раз.

Тактико-технические характеристики ракеты

<i>Длина ракеты, мм</i>	4700
<i>Размах крыла, мм</i>	780
<i>Масса ракеты, кг</i>	600
<i>Масса боевой части, кг</i>	90
<i>Тип боевой части</i>	фугасная
<i>Максимальная дальность прицельного пуска, км</i>	—
<i>Калибр, мм</i>	360

УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА Х-35

ОКБ «Звезда» разработало ракету Х-35 в двух модификациях, предназначенных для использования ее в качестве укрепляемой ракеты класса «воздух-поверхность» и класса «поверхность-поверхность».

Ракета класса «поверхность-поверхность» является противокорабельной ракетой (ПКР) с околозвуковой скоростью (300 м/с).

ПКР выполнена по нормальной аэродинамической схеме и имеет складное крыло и оперение. В нижней части корпуса расположен воздухозаборник трапециевидного сечения. Вариант ракеты, предназначенный для пуска с кораблей, наземных ПУ и вертолетов, снабжен стартовым РДТТ, имеющим складское крестообразное оперение большого удлинения. Система наведения на конечном участке траектории — активная радиолокационная, способная работать в условиях РЭП. Боевая эффективность ракеты повышается за счет полета на предельно малых высотах (3—5 м в зависимости от высоты волн), что значительно усложняет ее перехват корабельными системами ПВО. Ракета снабжена осколочно-фугасно-зажигательной БЧ массой 145 кг, укомплектованной ВВ повышенной мощности.

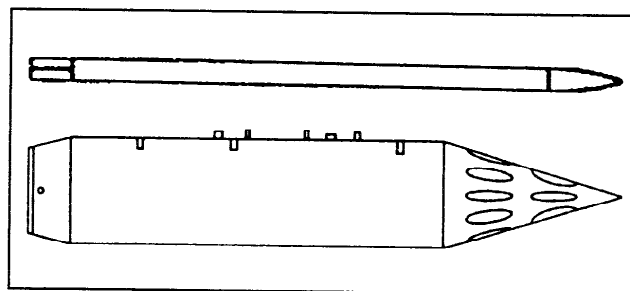
Носителем самолетного варианта ракеты (без стартового ускорителя) после соответствующего дооборудования могут являться практически все типы тактических самолетов (в т.ч. и МиГ-21, способный нести одну ПКР Х-35 на подфюзеляжном узле подвески), противолодочный самолет Ту-142 (восемь ракет размещены на двух подкрыльевых узлах), а также вертолеты Ка-27 и Ка-28. Корабельный вариант ПКР, входящий в состав комплекса «Уран», размещается в транспортно-пусковых контейнерах, сгруппированных в пакеты по четыре, на ракетных катерах и малых ракетных кораблях (МРК), а также на кораблях других классов (СКР, БПК) в ходе их модернизации.

Тактико-технические характеристики ракеты

Длина ракеты, мм	4400
Размах крыла, мм	930
Масса ракеты, кг	600
Масса боевой части, кг	145
Тип боевой части	фугасная
Максимальная дальность прицельного пуска, км	130
Калибр, мм	420

НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ АВИАЦИОННЫЕ РАКЕТЫ

СИСТЕМА АВИАЦИОННОГО РАКЕТНОГО ВООРУЖЕНИЯ С-8



Система представляет собой семейство неуправляемых авиационных ракет калибра 80 мм, созданных на базе ракеты С-8, и комплекс пусковых установок, предназначенных для их запуска.

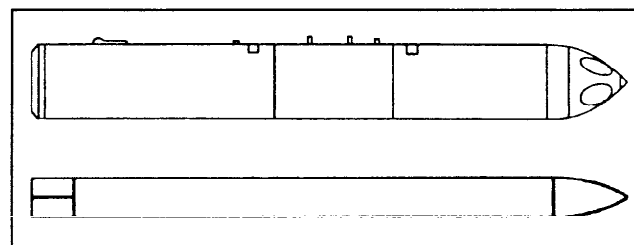
Ракетами системы С-8 оснащаются самолеты Су-17М, Су-24, Су-25, Су-27, МиГ-23 и МиГ-27, а также вертолеты Ми-8, Ми-24, Ми-28 и Ка-252. Для запуска с самолетов применяются пусковые блоки Б-8М1, рассчитанные на 20 ракет (длина 3.550 мм, диаметр 410 мм, масса пустого 160 кг, масса снаряженного 400 кг), имеющих улучшенную аэродинамику с конической носовой частью. На вертолетах используются блоки Б-8В20, также вмещающие 20 ракет (длина 1790 мм, диаметр 521 мм, масса пустого 100 кг, масса снаряженного 342 кг).

Ракета С-8 имеет твердотопливный двигатель и имеет различные комплектации боевой части.

Тактико-технические характеристики ракеты системы С-8

	С-8 ОМ	С-8ЕМ	С-8ДМ	С-8-ОМ
Тип БЧ	кумулятивно-осколочная	бетонбойная с проникающей БЧ	с объемнодетонирующей смесью	осветительная
Длина НАР, мм	1570	1540	1700	1632
Масса НАР, кг	11,3	15,2	11,6	12,1
Масса БЧ, кг	3,6	7,41	3,63	4,3
Масса ВВ (смеси, состава), кг	0,9	0,6	2,15	1,0
Масса ВВ (смеси, состава), кг	1,3—4,0	1,2—2,2	1,3—3,0	4,0—4,5
Эффективность	бронепробиваемость — 400 мм	толщина пробиваемого железобетона — 800 мм	тротиловый эквивалент — 5,5—6,0 кг	сила света — 2 Мкд
Диапазон скоростей боевого применения, м/с	166—300	166—330	166—330	166—330

НЕУПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА С-13



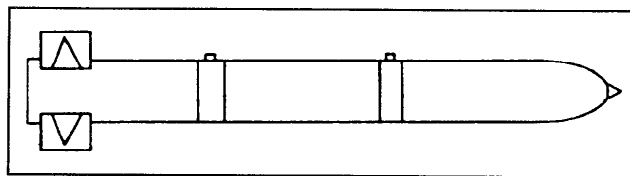
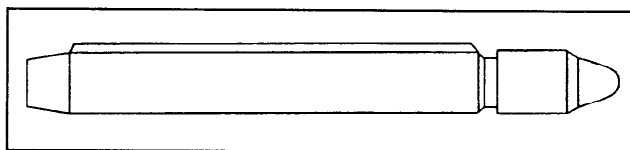
Ракета относится к классу ракет «воздух-поверхность» и предназначена для поражения живой силы противника, подавления его очаговых точек и уничтожения бронетанковой техники в пунктах сосредоточения. В соответствии с предназначением ракета комплектуется осколочно-фугасной боевой частью (С-13ОФ) или проникающей боевой частью (С-13Т). Ракета запускается с пусковых блоков Б-13Р, вмещающих 5 ракет.

Ракетами этого типа оснащаются истребители Су-27, МиГ-29, штурмовики Су-25, а также перспективные ударные самолеты Су-37 (пустая масса блока 160 кг, масса снаряженного блока 510 кг, длина 3558 мм, диаметр 410 мм).

Тактико-технические характеристики ракет

	С-13ОФ	С-13Т
Тип	ОФ	П
Калибр, мм	122	122
Длина, мм	1800	1800
Масса	68	67

	<i>С-130Ф</i>	<i>С-13Т</i>
<i>Масса</i>	32,2	31,8
<i>Дальность пуска, км</i>	2,5	2,5
<i>Эффективность</i>	1800 осколков	пробивает 1 м бетона
ОФ — осколочно-фугасная; П — проникающая		

НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ С-24 И С-25*Неуправляемая ракета С-24**Неуправляемая ракета С-25*

Неуправляемые ракеты С-24 и С-25 относятся к классу ракет «воздух-поверхность» и по своему калибру (240 и 340 мм соответственно) не имеют аналогов в мире. Ракеты применяются для подавления огневых точек противника, разрушения легких фортификационных сооружений и уничтожения живой силы и техники в пунктах сосредоточения. Ракеты С-25 запускаются с одиночных пусковых установок ПУ-12-40У, размещаемых на истребителях Су-27, МиГ-29, а также на штурмовиках Су-25.

Для запуска ракет С-24 используются направляющие рельсового типа.

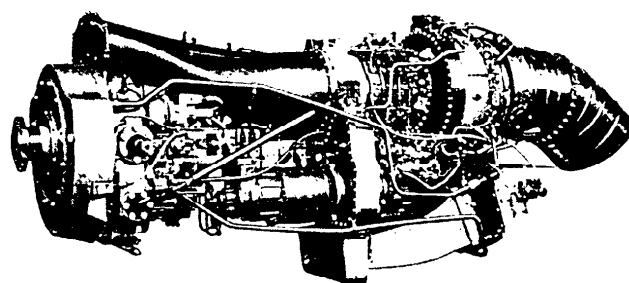
Тактико-технические характеристики ракет

	<i>С-24Б</i>	<i>С-250Ф</i>	<i>С-250ФМ</i>
<i>Тип боевой части *</i>	<i>ОФ</i>	<i>ОФ</i>	<i>ОФ</i>
<i>Калибр, мм</i>	<i>240</i>	<i>340</i>	<i>340</i>
<i>Длина, мм</i>	<i>2330</i>	<i>3307</i>	<i>3310</i>
<i>Масса ракеты, кг</i>	<i>235</i>	<i>381</i>	<i>480</i>
<i>Масса боевой части, кг</i>	<i>123</i>	<i>150</i>	<i>190</i>
<i>Дальность пуска, км</i>	<i>2,0</i>	<i>3,0</i>	<i>3,0</i>
<i>Эффективность</i>	<i>4000 осколков</i>	<i>6500 осколков</i>	<i>поражает 1820 м²</i>
<i>* ОФ — осколочно-фугасная</i>			

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Авиационные двигатели

ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВД-1500



Предприятием «Рыбинские моторы» с 1992 года разрабатывается двигатель нового поколения мощностью 1200 — 1500 л.с. Малоразмерный высокоэкономичный турбовинтовой двигатель ТВД-1500Б со свободной турбиной предназначен для самолетов местных воздушных линий Ан-38, С-80, Т-701 «Грач».

ТВД-1500Б имеет газогенератор, силовую турбину и электронную систему управления, аналогичные двигателю РД-600В; двухступенчатый, вынесенный вперед, редуктор для непосредственного привода винта; выходное устройство с отклонением потока газа на 45 градусов.

При разработке двигателя учитывались следующие основные требования:

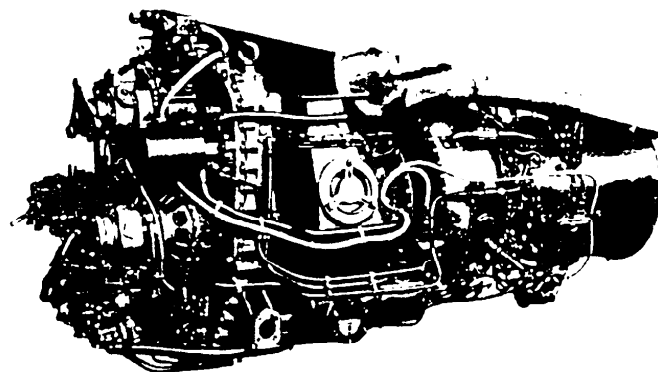
- обеспечение более низкого удельного расхода топлива, чем на существующих серийных отечественных и зарубежных аналогах;
- более оптимальное соотношение характеристик «удельная масса», «надежность», «ресурс»;

- модульность конструкции;
- современные подходы к интеграции двигателя с летательным аппаратом.

Для удобства обслуживания сокращено количество наружных магистралей. Значительная их часть выполнена непосредственно в стенках редуктора, коробки приводов и стоечного узла, что обеспечивает максимальное удобство подхода к агрегатам, смотровым окнам, фильтрам и другим элементам двигателя.

Двигатель имеет модификацию ТВД-1500СХ для однодвигательного самолета Ан-102, применяемого для авиационно-химических работ в сельском и лесном хозяйствах.

ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ РД-600В



С 1988 года предприятие «Рыбинские моторы» ведет работы по созданию и совершенствованию малоразмерного высокоэкономичного турбовального двигателя РД-600В, предназначенного для среднего многоцелевого вертолета Ка-62.

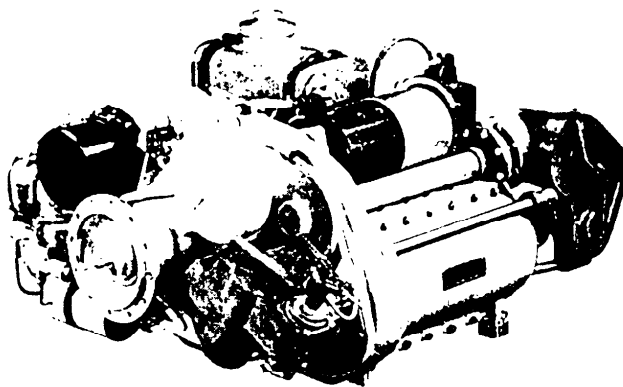
РД-600В имеет осецентрибежный компрессор (три осевых и одна центробежная ступени с регулируемыми направляющими аппаратами, противоточную кольцевую камеру сгорания, охлаждаемую двухступенчатую турбину компрессора, двухступенчатую неохлаждаемую силовую турбину с выводом вала вперед, несоосный двухступенчатый редуктор. Двигатель оснащен электронной цифровой двухканальной с полной ответственностью системой автоматического управления с резервным гидромеханическим каналом, комплексно решающей вопросы управления, контроля и диагностирования силовой установки вертолета.

Впервые в отечественном двигателе применены: встроенное в двигатель пылезащитное устройство инерционного типа, сегментная с высокоэффективным охлаждением конструкция жаровой трубы и газосборника, охлаждаемая с полувихревой матрицей рабочая лопатка турбины высотой менее 200 мм, в четырехступенчатом компрессоре получена степень сжатия $P_k = 14,4$.

Двигатели РД-600В проходят поузловую доводку. На данный момент имеют наработку более 4000 часов, подтвержденную мощность 1300 л.с. и удельный расход топлива 218 г/л. с.ч. На сегодняшний день поставлены АО «Камов» два двигателя для проведения испытаний систем вертолета, обкатки и ресурсного испытания главного редуктора и два двигателя для первого вертолета Ка-62. Подана заявка в АР МАК на сертификацию двигателя в соответствии с АП-33 АП-21.

Двигатель имеет модификацию РД-600С взлетной мощностью 957 кВт для двухдвигательного многоцелевого самолета-амфибии «ЯМАЛ».

ДИЗЕЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДН-200 ДЛЯ САМОЛЕТОВ МАЛОЙ АВИАЦИИ



Сложившаяся мировая практика показывает высокую эффективность использования самолетов малой авиации для выполнения разнообразных сельскохозяйственных работ, бизнес-рейсов, организации обучения пилотов, спорта, развлечений и отдыха. Парк таких самолетов постоянно растет. По данным международной ассоциации пилотов и владельцев гражданских самолетов в эксплуатации, без учета СНГ, находится более 300 тысяч летательных аппаратов авиации общего назначения, около 95% которых составляют легкие поршневые самолеты и вертолеты.

Одним из факторов, сдерживающих появление на рынке России малоразмерных самолетов, является отсутствие отечественных двигателей, соответствующих современному техническому уровню.

Учитывая необходимость решения этой проблемы, предприятие «Рыбинские моторы» приступило к разработке дизельного двигателя с турбонаддувом ДН-200 мощностью 200 л.с.

ДН-200 — двухтактный, трехцилиндровый дизельный двигатель жидкостного охлаждения с электронной цифровой системой управления. Применение двухтактного цикла работы двигателя, схемы с противоположно-движущимися поршнями, частоты вращения коленчатых валов на уровне бензиновых двигателей даст возможность получить габаритно-массовые характеристики ДН-200 на уровне зарубежных двигателей данного класса.

Это двигатель является базовым для разработки семейства двигателей в классе мощности 150 ... 350 л.с., создание которых будет актуально к 2000 ... 2005 гг.

ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВ7-117

Серийное производство двигателя ТВД ТВ7-117 мощностью 2500 л. с., разработанного НИИП «Завод им. Климова», началось в 1992 г. на Государственном Московском машиностроительном производственном предприятии (ГММП) им. Чернышова. Двигатель предназначен для оснащения самолета Ил-114 и в настоящее время рассматривается предприятием в качестве своей основной продукции, при этом успешно ведется разработка модификаций силовой установки увеличенной мощности для установки на других самолетах и вертолетах.

ТВ7-117 представляет собой двухвальную СУ с пятиступенчатым осевым и одноступенчатым центробежным компрессором. Степень сжатия составляет около 16, а температура перед входом в турбину составляет 1515 К (1.788 °С). В двигателе применена кольцевая камера сгорания.

Мощность при взлете на уровне моря равна 2.500 л. с. при температуре окружающего воздуха от -6 до +30 °С и максимальном атмосферном давлении 730 мм рт. ст. Расчетный расход воздуха двигателем составляет 0,180 кг/л.с. ч в условиях стандартного дня при скорости 500 км/ч и высоте полета 6000 м.

Общая длина двигателя составляет 2140 мм, сухая масса вместе с агрегатами — 500 кг. Конструкции опытных образцов СУ рассчитаны на 300 л. ч эксплуатации перед капитальным ремонтом.

Самолет Ил-114 оснащен двумя ТВД ТВ7-117. Двигатели приводят в движение шестилопастные воздушные винты, изготовленные из композиционных материалов в Ступинском конструкторском бюро машиностроения.

Уже проведены испытания первых партий ТВД ТВ7-117. По оценке специалистов, летные испытания продемонстри-

ровали соответствие характеристик двигателя техническим условиям.

В целях завоевания рынка НПП «Завод им. Климова» предложило модификацию повышенной мощности двигателя ТВ7-117 для установки на самолетах китайской авиации, а модификация турбовального ГТД мощностью 3000 — 3500 л.с. планируется для установки на новом вертолете Ми-38 СВЗ им. Миля.

Модификация двигателя ТВ7-117 для китайских самолетов, получившая обозначение L-3000, будет развивать мощность на взлете 3000 л.с., что позволит самолетам достичь необходимой мощности на взлете со взлетных высокогорных площадок и в условиях высокой температуры.

НПП им. Климова определяет диапазон необходимых изменений при создании двух вариантов ТВ7-117 повышенной мощности, а также для перспективных модификаций. В рамках этой программы НПП приступило к выполнению стендовых испытаний 2-ступенчатого центробежного компрессора. Компрессор, оптимизированный для модификации двигателя L-3000, должен улучшить характеристики СУ при эксплуатации в условиях пыли и песка.

ТУРБОВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ НК-93

Самарское государственное научно-производственное предприятие (СГНПП) «Труд» ведет разработку нового турбовинтового двигателя НК-93 тягой 1800 кгс. 87% тяги этого двигателя обеспечивается закапотированным винтовентилятором с соосными винтами, остальное — газогенераторами.

Изучение концепции двигателя началось в 1985 г. Было определено, что закапотированный ТВВД с соосными винтами обеспечит на 7% большую тягу, чем незакапотированный двигатель и закапотированный ТВВД с одноступенчатым вентилятором.

ТВВД НК-93 по конструкции и принципу работы аналогичен закапотированному интегральному винтовентилятору с соосными винтами CRISP, изучаемому совместно фирмами «Пратт-Уитни» (США) и МТУ (Германия). Однако работа, проводимая в России, значительно опережает западную программу. Фирма МТУ пока испытала только уменьшенные модели двигателя CRISP в аэродинамической трубе.

Диаметр вентилятора ТВВД НК-93 равен 2900 мм, а длина лопасти составляет 1050 мм. Внутренний диаметр обечайки вентилятора, выполненной из композиционного материала, равен 2920 мм, а внешний — 3150 мм. Полная длина двигателя составляет 5500 мм, а его масса равна 3650 кг (с вентилятором).

По оценке специалистов, в крейсерском режиме полета при $M = 0,75$ и высоте полета 11 000 м удельный расход топлива ТВВД НК-93 будет равен 0,49 кг/кгс·ч. Суммарный расход воздуха на крейсерском режиме должен составлять 1000 кг/с.

Сохраняя традицию (как и в ТВД с соосными винтами, применявшемся на бомбардировщике Ту-95 «Медведь»), СГНПП «Труд» сконструировало для ТВВД НК-93 вентилятор, в котором одна ступень вращается по часовой стрелке, а другая — против часовой стрелки. Каждая ступень приводится отдельным валом от планетарного редуктора с семью сателлитами, рассчитанного на передачу мощности 30 000 л.с.

Планетарный редуктор рассчитывается на ресурс 2000 ч, а межремонтный ресурс должен составлять 7500 ч. Пять опытных редукторов наработали во время испытаний 400 ч, а наивысшая наработка одного из редукторов — 200 ч. СГНПП «Труд» изготовил специальный стенд для проведения испытаний редукторов на выносливость.

КПД и мощность, подводимая планетарным редуктором на ступени вентилятора, были определяющими факторами для выбора числа лопаток каждой ступени вентилятора. Первая ступень, к которой подводится 40% мощности, содержит 8 лопаток, а вторая ступень, получающая 60% мощности, 10 лопаток.

Все саблсвидные лопатки первой и второй ступеней вентилятора имеют угол стреловидности 30°, а угол их установки может изменяться в диапазоне 110°. Предполагается, что форма лопаток вентилятора позволит двигателю НК-93 удовлетворять нормам на шум ИКАО (глава 3) во всех контрольных точках.

В настоящее время вентиляторы пяти опытных двигателей оснащены лопатками из магния. Однако на серийных и опытных двигателях, которые намечается производить в будущем, предполагается устанавливать вентиляторы с лопатками из эпоксидного графитопластика.

Работы по газогенератору ТВВД НК-93 начались в 1988 г., и первый газогенератор был испытан в 1989 г. Газогенератор включает кольцевую камеру сгорания и имеет трехвальную конструкцию: одноступенчатая турбина в. д. приводит 8-ступенчатый компрессор в. д., одноступенчатая турбина с. д. приводит 7-ступенчатый компрессор н. д. и 3-ступенчатая свободная турбина передает мощность на планетарный редуктор.

Лопатки и диски компрессора н. д. изготовлены из титана. Первые пять рабочих колес компрессора в. д. также изготовлены из титана, остальные три — из стальных сплавов.

Диски турбин выполнены из обычных сплавов на основе никеля, рабочие лопатки турбины в. д. — из монокристаллических материалов, а лопатки турбины с. д. — из материалов с направленной кристаллизацией.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Бортовое радиоэлектронное оборудование

БОРТОВОЙ ИНТЕГРИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ОБОРУДОВАНИЯ

Комплекс разработан Раменским приборостроительным конструкторским бюро и предназначен для безопасного пилотирования самолетов и вертолетов авиации общего назначения (АОН) и местных воздушных линий (МВЛ) с одним и двумя пилотами, отображения информации, контроля и управления оборудованием, сигнализации и звукового оповещения экипажа, радиообмена с пунктами УВД.

Комплекс построен на основе одной или двух интегрированных систем индикации, навигации и управления самолетом. СИНУС включает группу резервных электромеханических приборов, комплекс радиосвязного оборудования, систему автоматического управления, метеонавигационную радиолокационную станцию, систему аварийной сигнализации, авиационный радиокомпас и маркерный приемник, радиовысотомер, самолетный ответчик, блоки сбора и преобразования аналоговых сигналов и команд. В зависимости от типа объекта и по желанию заказчика комплекс может выполняться в различных вариантах, удовлетворяющих требованиям АП-23, FAR-23 или НЛП С-3, FAR-25. Комплекс обеспечивает полную автономность при подготовке и обслуживании объекта в ожидаемых условиях эксплуатации; полеты в автоматическом и ручном режимах управления во всех регионах мира при любой погоде; посадку на оборудованный и необорудованные аэродромы и водные акватории.

Основные технические данные

Время готовности, мин	10
Погрешности определения местоположения в режиме зональной навигации, км	0,2
Радиосвязь с пунктами УВД	МВ и ДКМВ диапазоны волн ГОСТ 18977-79
Связи между системами	ARINC-429
Электропитание	115 В, 400 Гц
Масса (в зависимости от варианта исполнения), кг	64 — 154

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ, НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ И ВЕРТОЛЕТОМ «СИНУС»

Система СИИУС разработана Рамсским приборостроительным конструкторским бюро и обеспечивает решение основных пилотажно-навигационных задач самолета и вертолета.

Система построена на основе конструктивно-функциональной интеграции входящих в нее подсистем. В диапазоне всех широт, в любых регионах мира, днем и ночью, в любое время года система обеспечивает:

- определение пространственного положения объекта, угловых скоростей и линейных ускорений;
- определение аэрометрических параметров: высоты, горизонтальной и вертикальной скоростей, углов скольжения и атаки;
- определение скоростей и координат по автономным данным и по данным от СНС «Глонасс» и «Навстар»;
- автоматическое, директорное и ручное управление летательным аппаратом в горизонтальной и вертикальной плоскостях;
- оптимизация движения в горизонтальной и вертикальной плоскостях с целью экономии топлива;
- контроль бортового оборудования и обеспечение интеллектуальной разгрузки экипажа при подготовке и обслуживании бортового оборудования за счет реализации экспертной системы;
- индикацию навигационно-пилотажной информации, параметров общесамолетного оборудования, опасных метеорообразований и электронной карты местности на двух плоских экранах;
- управление оборудованием самолета (вертолета) с многофункционального пульта;

— определение и индикацию достижения критических режимов полета;

— речевое оповещение и звуковую сигнализацию.

Вычислительная мультипроцессорная подсистема служит вычислительной средой всего бортового оборудования (связь с VOR, DME, ILS, радиовысотомером и др.).

Основные технические данные

Погрешность определения координат, м	80
Погрешность определения скорости, м/с	0,3
Погрешность определения углов, град.:	
— крена, тангажа	0,5
— курса	1
Время готовности, мин	10
Диапазон температур, °C	от +60 до -60
Линейные ускорения, g	5
Масса, кг	28
Вид информации	ARINC-429

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ СБКВ-85

Прибор предназначен для определения и выдачи пилотажно-навигационных параметров:

- крена, тангажа;
- гироскопического и гиромагнитного курсов;
- угловых скоростей и линейных ускорений.

Система СБКВ-85 включает в себя два блока: моноблок БКВ-85 бесплатформенной курсовертикали и магнитометр МА-2.

Моноблок содержит блок инерциальных датчиков, состоящий из трех акселерометров и двух динамически настраиваемых гироскопов, жестко связанных с корпусом моноблока.

В состав магнитометра входят два ортогональных феррозонда в кардановом подвесе, обеспечивающих измерение горизонтальных составляющих магнитного поля Земли.

Система СБКВ-85 имеет режимы работы:

- основной, обеспечивающий при наличии информации от внешних источников типа TAS, VOR и DME;
- резервный, обеспечивающий автономно при отсутствии информации от внешних источников.

Прибор разработан Раменским приборостроительным конструкторским бюро.

Основные технические данные

Габаритные размеры БКВ-85, мм	256×194×320
Габаритные размеры МА-2, мм	105×100
Время готовности, мин	5
Электропитание	27 В, 115 В, 400 Гц
Потребляемая мощность, Вт	100
Вид информации	32-разрядный последовательный код
Надежность, ч	6000
Погрешности:	
— крен, тангаж, град.	0,5
— гиромагнитный курс, град.	0,7
— гироскопический курс, град./ч	0,5
— угловые скорости, %	1
— линейные ускорения, g	10 ⁻³
— инерциальная вертикальная скорость, м/мин	9
— путевая скорость, км/ч	22
— угол наклона траектории, град	1
— направление ветра магнитное, град.	10
— угол сноса, град.	3
Масса, кг	15

ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА НС БКВ-95

Раменским приборостроительным конструкторским бюро разработана система НС БКВ-95 — интегрированная навигационная система, объединяющая функции трех систем: бескарданной курсовертикали, приемника сигналов космической навигационной системы, навигационного вычислителя. Она замещает традиционную гироскопическую курсовую систему, а также в ряде случаев более дорогую инерциальную навигационную систему ИНС (БИНС) и СНС, обеспечивая таким образом идеальное решение, совместимое с современной электронной системой полета по приборам и цифровой системой управления полетом и автотопилотами.

Возможности системы:

- технические характеристики по ARINC-704;
- предельно возможная точность и глобальность определения координат и составляющих скорости;
- возможность программирования маршрута, формирование отклонений от программы полета;
- комплектация с пультом управления и индикации по предложению потребителя.

Система НС БКВ-95 применима на всех основных классах воздушных судов гражданской авиации, морских и речных судах, наземных мобильных измерительных комплексах.

Основные технические данные

Габариты моноблока, мм	388×124×194, 2K (4MCU)
Масса системы, кг	8
Потребляемая мощность, Вт	80
Напряжение питания, В	+27
Выходные сигналы	ГОСТ 18977-79 доп. 3 (ARINC-429)
Точность определения и выдачи (2Q):	
— координат местоположения, м	100
— составляющих путевой скорости, км/ч	2
— углов крена и тангажа, град.	0,25
— истинного курса, град.	2

**ЛАЗЕРНАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ
НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА ЛИНС-95**

Система разработана Раменским приборостроительным конструкторским бюро и предназначена для определения и выдачи пилотажно-навигационных параметров:

- географических координат местоположения;
- составляющих линейной относительной скорости;
- угловых скоростей и линейных ускорений.

ЛИНС-95 выполнена в виде моноблока. Моноблок содержит блок инерциальных датчиков, состоящий из трех акселерометров и трехосного лазерного гиromетра, жестко связанных с корпусом моноблока. Электроника ЛИНС-95 выполнена с применением микросборок, микроблоков и больших интегральных схем.

Система ЛИНС-95 имеет следующие режимы работы: выставка, навигация, курсоверталь.

В варианте ЛИНС-95/СНС в состав системы входит антенное устройство и антенный усилитель СНС. Приемное устройство СНС размещается в моноблоке ЛИНС-95.

Основные технические данные

	Прибор	
	ЛИНС-95	ЛИНС-95/СНС
Погрешности:		
— координаты	1,85 км/ч	20 м
— скорости, м/с	0,06	0,1 (30)
— крена, тангажа, град.	0,05	0,05
— курса, град./ч	0,07	0,07
Время готовности, мин	3	3

	Прибор	
	ЛИНС-95	ЛИНС-95/СНС
Надежность, ч	5000	5000
Вид выходной информации	ARINC-429	ARINC-429
Габаритные размеры, мм	357×223×195	357×262×195
Масса, кг	18	20

БАЗОВАЯ БЦВМА-50 И ЕЕ МОДИФИКАЦИЯ А-50.01

НИИ «Аргон», являющийся головным предприятием по разработке БЦВМ и бортовых вычислительных комплексов (БВК), разработал базовые БЦВМА-50 и А-50.01 с архитектурой ЕС ЭВМ, предназначенные для обработки информации в системе ДРЛО на борту самолета-носителя. БЦВМА-50 и А-50.01 могут быть также использованы в высокопроизводительных информационно-вычислительных и управляющих системах, в автоматизированных системах управления технологическими процессами. Обеспечивается возможность создания многомашинных комплексов в составе стационарных или передвижных вычислительных центров. Стойкость к воздействию факторам обеспечивает функционирование БЦВМА-50 и А-50.01 в жестких условиях эксплуатации.

Функциональные возможности БЦВМ:

- соответствие принципам работы ЕС ЭВМ («Ряд-2»);
- работа процессора с данными, представленными с фиксированной и плавающей точкой, а также в формате десятичной арифметики;
- многоуровневая система прерываний;
- работа канала ввода-вывода в мультиплексном и монопольном режиме передачи данных;
- возможность создания многомашинных комплексов, микропрограммная реализация специальных функций;
- встроенные тестовая и микротестовая системы;
- автоматическое исправление одиночных аппаратных ошибок в оперативной памяти;
- удаление пульта на расстояние до 60 м;
- стендовая аппаратура для отладки программных и технических средств;

— создание стационарных вычислительных центров на основе БЦВМА-50 с использованием внешних устройств и программного обеспечения ЕС ЭВМ.

Технические характеристики

	Модификации БЦВМ	
	A-50	A-50.01
Количество процессоров	1	1
Количество каналов ввода-вывода	4	4
Емкость буферной памяти процессора, Кбайт	4	4
Емкость оперативной памяти, Мбайт	4	16
Быстродействие (команды формата RR), млн опер/с	2	2
Производительность (нечислотесная операция), млн опер/с	0,54	0,54
Суммарная пропускная способность каналов ввода-вывода, Мбайт/с	4	4
Масса, кг	140	148
Объем, дм ³	220	220
Потребляемая мощность, кВт	0,8	1
Напряжение первичной сети, В	27	27
Время восстановления, мин	не более 30	не более 30
Объекты в которых устанавливаются ЭВМ	стационарные, возимые, бортовые	стационарные, возимые, бортовые

Условия эксплуатации БЦВМ А-50

Вибрации, g	до 5 (2000 Гц)
Одиночные удары, g	до 20
Линейное ускорение, g	до 10
Относительная влажность, %	до 98
Пониженное давление, мм. рт. ст.	до 200
Температурный диапазон, °С:	
— пребывания	от -60 до +60
— функционирования	от -10 до +50

БОРТОВЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ЭВМ СЕМЕЙСТВА Ц-101

Авиационные бортовые ЭВМ Ц101Ю, Ц101М1, Ц102М1 и Ц104М1 разработаны НИИ «Аргон», обеспечивают выполнение широкого спектра задач обработки информации на борту самолета-истребителя типа МиГ-29, Су-27, в т.ч. управления системами вооружения и бортовой РЛС. ЭВМ семейства Ц101 удовлетворяют широкому диапазону требований обработки информации в реальном масштабе времени. Имеется возможность создания многомашинных комплексов в составе специализированных вычислительных систем.

Конструкция бортовых ЭВМ семейства Ц101 обеспечивает стойкость и прочность к воздействиям жестких климатических и механических факторов. ЭВМ поставляется в комплекте с микропроцессорной аппаратурой КСА-101, обеспечивающей обработку программного обеспечения автономно и в комплексе с бортовой ЭВМ.

Функциональные возможности ЭВМ:

- работа процессора с данными (8, 16, 32 разряда), представленными с фиксированной точкой;
- система команд — проблемно-ориентированная (ПО-ИСК), содержащая до 256 команд;
- многоуровневая (7 уровней) система прерываний;
- встроенный аппаратный и тестовый контроль;
- широкий набор каналов ввода/вывода;
- сохранение работоспособности при отключении одной из систем бортового электроснабжения;
- высокая надежность;
- соответствие эксплуатационным требованиям военных стандартов;
- защита от импульсных электромагнитных полей;
- защита информации от радиоперехвата.

Технические характеристики ЭВМ семейства Ц-101

Система команд	специальная (ПОИСК)
Количество команд (в т.ч. тригонометрические функции, операции над массивами, операторы ОС и др.)	не более 256
Основная разрядность	16
Быстродействие RR, тыс. опер/с	2000
Производительность (на смеси команд Гибсона), тыс. опер/с	425
Время выполнения основных операций, мкс:	
— ADD	168
— MULT	4,0
— DIV	7,2
— MOV	1,8
— JMP	2,2
Объем памяти ПЗУ/ОЗУ, Кбайт:	
— Ц101	128/16
— Ц101М1	384/16
— Ц102М1	384/16
— Ц104М1	384/16
Количество каналов ввода/вывода:	
— по ОСТ 11.305.903-80 (паралл. 400 Кб/с):	
— Ц101	1
— Ц101М1	1
— Ц102М1	2
— Ц104М1	1
— по ГОСТ 26765.52-87 (послед. 1 Мбит/с):	
— Ц104М1	2
по ГОСТ 18977-79 (послед. 48 Кбит/с):	
— Ц101	24/16
— Ц101М1	24/16
— Ц102М1	12/8
Система первичного электропитания	200 (187 — 208) В, 400 (380 — 420) Гц (3-фазн.), 27 (24-29) В пост.

Потребляемая мощность, ВА	300 — 450
Диапазон температур, °С:	
— рабочих	от -55 до +60
— предельных	от -55 до +70
Относительная влажность, %	100 при 35 °С
Среднеквадратичное виброускорение в диапазоне частот 10 — 2000 Гц, g	3,2
Линейное ускорение, g	13,5
Пониженное давление, мм. рт. ст.	15
Масса, кг	19 — 27
Объем, дм ³	26 — 35
Габаритные размеры, мм:	
— Ц101	469×245×270
— Ц101М1	404×294×274
— Ц102М1	404×294×274
— Ц104М1	404×352×275

НОВЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИЦЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

Производственным объединением «Уральский оптико-механический завод» разработаны следующие авиационные прицельные системы:

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ ПРИЦЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ОЭПС-29

Система массой 78 кг предназначена для поиска, обнаружения и сопровождения воздушных целей в ИК диапазоне, определения координат, измерения дальности как до воздушных, так и наземных целей с истребителей МиГ-29.

Система имеет каналы: тепlopеленгатор, лазерный дальномер, нацеленная система целеуказания, вычислитель.

ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННАЯ ПРИЦЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ОЭПС-27

Система массой 174 кг предназначена для поиска, обнаружения и сопровождения воздушных целей в ИК диапазоне, определения координат, измерения дальности как до воздушных, так и наземных целей с истребителей Су-27.

Система имеет каналы: тепlopеленгатор, лазерный дальномер, нацеленная система целеуказания, вычислитель.

ЛАЗЕРНАЯ СТАНЦИЯ «КЛЕН-ПС»

Станция массой 82 кг предназначена для наведения управляемых лазерных ракет и измерения дальности до наземных целей с самолетов Су-25, Су-17М.

Станция имеет каналы: лазерный дальномер-подсветчик; гиросtabilизированный привод; блок целеуказания управляемым ракетам.

ЛАЗЕРНАЯ СТАНЦИЯ «ПРИЧАЛ»

Станция массой 45 кг предназначена для лазерной подсветки целей со штурмовиков Су-25Т, наведения лазерных ракет и измерения дальности до наземных целей.

Имеет каналы: лазерный дальномер-подсветчик, вычислитель.

ОТВ-124

Оптико-телевизионный визир круглосуточного действия ОТВ-124.

Прибор массой 250 кг предназначен для обнаружения, распознавания и сопровождения оптически видимых наземных и надводных объектов в дневных и ночных условиях с самолета Ан-72П.

Прибор состоит из следующих систем:

- визирная система, предназначенная для формирования изображения объектов в широком диапазоне освещенностей на местности и стабилизации поля зрения;
- телевизионная система, предназначенная для обнаружения и распознавания на телевизионном индикаторе наземных и надводных объектов;
- вычислительная система, предназначенная для задания режимов работы визира;
- автоматическая система слежения за объектами на местности.

По вопросам оптовой покупки книг
издательства АСТ обращаться по адресу:
Звездный бульвар, дом 21, 7-й этаж
Тел. 215-43-38, 215-01-01, 215-55-13

Книги издательства АСТ
можно заказать по адресу:
107140, Москва, а/я 140,
АСТ — “Книги по почте”.

Справочное издание

ШУНКОВ
Виктор Николаевич

САМОЛЕТЫ СПЕЦНАЗНАЧЕНИЯ

Ответственный за выпуск *Ю. Г. Хацкевич*

Подписано в печать с готовых диапозитивов 18.02.99.
Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 28. Тираж 5000 экз. Заказ 489.

ООО «Харвест». Лицензия ЛВ № 32 от 27.08.97.
220013, Минск, ул. Я. Коласа, 35 — 305.

Отпечатано с готовых диапозитивов заказчика
в типографии издательства «Белорусский Дом печати».
220013, Минск, пр. Ф. Скорины, 79.