

НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Самолеты авиации общего назначения западноевропейских  
и других стран . . . . . 1

УДК 629.735.33—4

**САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ  
ЗАПАДНОЕВРОПЕЙСКИХ И ДРУГИХ СТРАН**

В последнее десятилетие за рубежом значительно возросла роль авиации общего назначения (АОН), к которой относятся легкие самолеты (рассчитанные на перевозку от двух до 14 пассажиров), легкие вертолеты, планеры, мотопланеры, воздушные шары, дирижабли и ультралегкие само-

леты с взлетным весом до 170 кгс. По данным ИКАО, к началу 1982 г. в мире (без учета СССР и КНР) в эксплуатации находилось 309 759 самолетов и 12 337 вертолетов АОН. В табл. 1 дана динамика роста парка АОН с 1976 г. [1].

Таблица 1

Изменение состава мирового парка самолетов и вертолетов АОН (без учета СССР и КНР)

Летательные аппараты	Г о д ы					
	1976	1977	1978	1979	1980	1981
<b>Самолеты</b>						
с ПД						
четыре двигателя	366	377	379	374	362	346
три двигателя	49	56	59	62	62	59
два двигателя	25 906	27 636	29 304	30 944	32 501	33 740
один двигатель	219 881	229 913	242 471	253 301	263 505	265 350
с ТВД						
четыре двигателя	96	97	98	112	120	121
два двигателя	2911	3221	3426	3721	4397	5310
один двигатель	185	180	180	160	154	347
с ТРД и ТРДД						
четыре двигателя	280	300	346	361	383	468
три двигателя	91	45	50	54	63	189
два двигателя	1929	2187	2488	2684	3014	3637
один двигатель	205	219	229	222	211	192
<b>Итого:</b>	<b>251 899</b>	<b>264 231</b>	<b>279 030</b>	<b>291 995</b>	<b>304 772</b>	<b>309 759</b>
<b>Вертолеты</b>						
с ПД	5577	5872	6206	6370	6758	7098
с ГТД	2156	2438	2774	3516	4037	5239
<b>Итого:</b>	<b>7733</b>	<b>8310</b>	<b>8980</b>	<b>9886</b>	<b>10 790</b>	<b>12 337</b>

Наибольшая доля мирового парка авиации АОН приходится на США, где к январю 1983 г. находилось в эксплуатации 215 000 летательных аппаратов, включая 168 100 однодвигательных и 26 100 двухдвигательных самолетов с ПД, 5000 турбовинтовых самолетов, 3300 реактивных самолетов, 7300 вертолетов, 5200 планеров и аппаратов легче воздуха [2]\*.

В Западной Европе также наблюдается развитие авиации АОН. По данным на начало 1982 г. в странах Западной Европы находилось в эксплуатации более 35 000 летательных аппаратов авиации АОН [3]. Самолеты авиации АОН строятся серийно в основном фирмами Франции, Англии, Италии, ФРГ, а также Швеции, Финляндии, Испании.

## САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ В АНГЛИИ

Основная деятельность в области самолетов АОН в Англии сосредоточена в фирмах Бритиш Аэроспейс и Пилатус — Бриттен-Норман.

**Фирма Бритиш Аэроспейс** (основана в 1978 г. после слияния фирм Хоукер Сиддли, БАК и Скоттиш Авиэйшн) продолжает серийный выпуск административных самолетов ВАе 125 и разработку новых его вариантов.

Исходный самолет под обозначением HS.125 был разработан на собственные средства фирмой Хоукер Сиддли в конце 1950-х годов. Первый полет состоялся в августе 1962 г. Фирма разработала целое семейство самолетов, которые до 1976 г. оснащались двумя ТРД, устанавливаемыми в хвостовой части фюзеляжа.

В 1976 г. был создан самолет ВАе 125-700 с двумя ТРДД Гаррет TFE 731-3-1RH (рис. 1). Первый полет опытного самолета ВАе 125-700 состоялся в июне 1976 г., а полет первого серийного — в ноябре 1976 г. Английский сертификат на эксплуатацию был выдан в апреле 1977 г., сертификат Федерального управления гражданской авиации США (FAA) — в мае 1977 г. Самолеты, предназначенные для поставки в США и Канаду, имеют обозначение ВАе 125-700А, для других стран — ВАе 125-700В.

Самолет ВАе 125-700 имеет по сравнению с ранними модификациями более высокую топливную эффективность, обеспечивающую увеличение дальности полета на 25%, увеличенную платную нагрузку и меньшую длину разбега. Самолет удовлетворяет всем международным требованиям по шуму.

Самолет имеет низкорасположенное стреловидное крыло и два ТРДД в гондолах по сторонам хвостовой части фюзеляжа. Фюзеляж типа полумонок цельнометаллический, круглого сечения; конструкция безопасно повреждаемая. При сборке фюзеляжа широко применяется склейка методом «ридаке». Ресурс планера эквивалентен 20 000 полетов.

Кабины экипажа и пассажиров герметичные. Дверь-трап пассажирской кабины (1,30×0,7 м) расположена с левого борта; один аварийный выход на крыло — с правого борта.

Крыло цельнометаллическое, выполнено в виде неразъемной конструкции и крепится к фюзеляжу

\* Сведения о самолетах АОН, разработанных в США и Канаде, приводятся в «ТИ» № 12, 1983 г. *Прим. ред.*

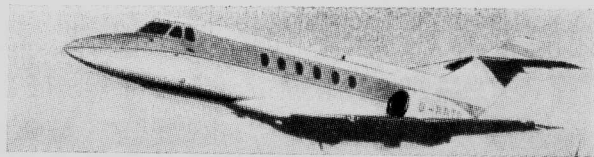


Рис. 1. Самолет Бритиш Аэроспейс ВАе 125-700

снизу с помощью четырех узлов. Конструкция крыла безопасно повреждаемая с двумя лонжеронами по всему размаху и третьим центральным лонжероном, занимающим ~66% размаха.

Пространство между передним и задним лонжеронами герметизировано и образует топливный бак, который делится нервюрой на два отсека. Крыло имеет съемный носок и аэродинамические гребни на верхней поверхности каждой консоли. Относительная толщина профиля у корня 14%, на концах 11%, угол поперечного  $V=2$ .

Шасси трехстоечное с двумя колесами на каждой стойке. Носовая стойка управляемая (в пределах  $\pm 45^\circ$ ), убирается вперед. Основные стойки шасси убираются в крыло. Амортизаторы масляно-пневматические. Размеры пневматиков основных колес  $23 \times 7 - 12$ , давление 8,93 кгс/см<sup>2</sup>; размеры пневматиков носовых колес  $18 \times 4,25 - 10$ , давление 5,62 кгс/см<sup>2</sup>.

Оперение обычной схемы, стреловидное. Горизонтальный стабилизатор неуправляемый и выполнен в виде неразъемной конструкции. Верхняя часть вертикального оперения (над стабилизатором) изготовлена из стеклопластика. Размеры форкиля увеличены по сравнению с самолетами ВАе 125 ранних моделей. Имеется подфюзеляжный киль.

Поперечное управление обеспечивается элеронами с весовой балансировкой и интерцепторами. Отклонение поверхностей управления осуществляется вручную. На левом элероне имеются триммер и сервокомпенсатор, на правом элероне два сервокомпенсатора. Воздушные тормоза на верхней и нижней поверхностях крыла. Четырехпозиционные двухщелевые закрылки большой площади с гидравлическим приводом. Угол отклонения закрылков  $45^\circ$ .

ТРДД Гаррет TFE 731-3-1RH имеют тягу по 1680 кгс. Степень двухконтурности 2,8.

Топливо размещено в крыльевых баках-отсеках емкостью ~4630 л, в подфюзеляжном киле (509 л) и в форкиле (232 л). Общий запас топлива ~5370 л.

Заправка топливом осуществляется под давлением через одну заправочную горловину, расположенную справа на нижней части поверхности фюзеляжа над крылом. На самолете имеется ВСУ.

Кабина экипажа двухместная, предусмотрено место для третьего члена экипажа. В административном варианте в пассажирской кабине устанавливается восемь кресел, имеется буфет-бар, гардероб и туалет. Сиденья могут разворачиваться на  $180^\circ$ . При использовании самолета в качестве воздушного такси возможна перевозка 14 пассажиров с багажом.

В конце 1981 г. фирма Бритиш Аэроспейс объявила о разработке новой модификации самолета, получившей обозначение ВАе 125-800 (рис. 2

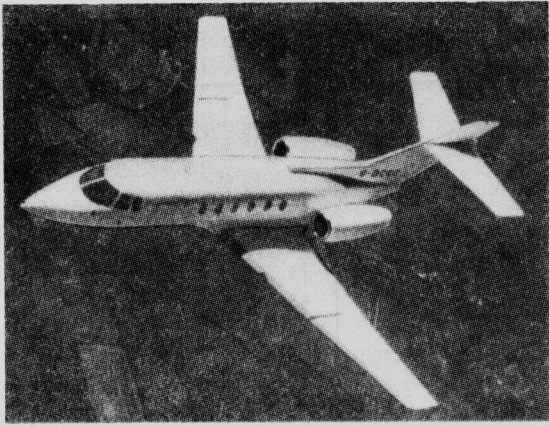


Рис. 2. Самолет Бритиш Аэроспейс ВАе 125-800

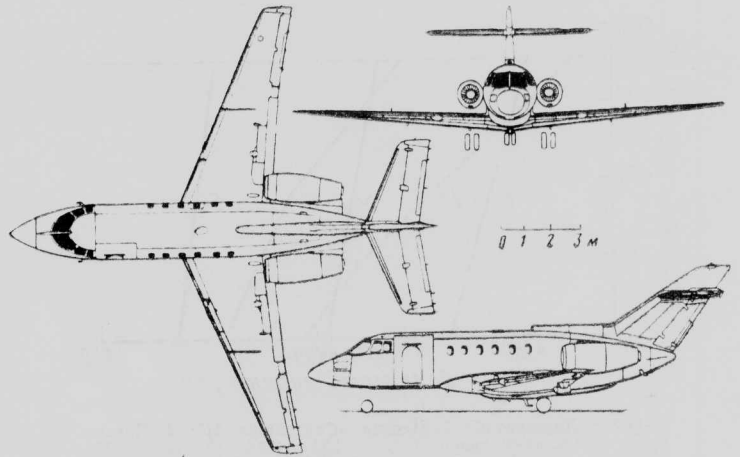


Рис. 3. Схема самолета Бритиш Аэроспейс ВАе 125-800

и 3). Этот самолет проектировался специально для беспосадочных перелетов через Атлантический океан (Лондон — Нью-Йорк, Лондон — Монреаль).

Летные испытания самолета ВАе 125-800 начались в мае 1983 г. Три опытных самолета к февралю 1984 г. налетали 500 ч (при запланированном объеме 450 ч). Сертификация была намечена на апрель 1984 г. Новый самолет будет поставляться в США и Канаду под обозначением ВАе 125-800А, а в другие страны — под обозначением ВАе 125-800В.

Самолет ВАе 125-800 отличается от модификации ВАе 125-700. Он имеет крыло с увеличенным на 1,33 м размахом (что позволяет снизить индуктивное сопротивление), удлиненную носовую часть фюзеляжа и измененную форму хвостовой части для снижения вредного сопротивления. На рис. 4 (см. стр. 14—15) приведена компоновочная схема самолета ВАе 125-800.

Фюзеляж типа полумонок. При сборке применяется клеевой метод «ридакс». Диаметр фюзеляжа 1,93 м. Кабина экипажа двухместная. В отличие от самолетов ранних выпусков имеет панели остекления с двойной кривизной. Использование акрилового стекла позволило отказаться от стеклоочистителей.

Пассажирская кабина рассчитана на 8—12 чел. Имеет большую высоту, а также ширину (на 0,12 м) за счет изменения формы боковых отделочных панелей.

Крыло низкорасположенное, по конструкции идентично крылу самолета ВАе 125-700 (за исключением увеличенного размаха).

Шасси трехстоечное, все стойки имеют спаренные колеса. Тип пневматиков как на самолете ВАе 125-700.

Поперечное управление обеспечивается элеронами (общая площадь 2,05 м<sup>2</sup>) с ручным приводом и интерцепторами на верхней и нижней поверхностях крыла (общая площадь 1,2 м<sup>2</sup>). Интерцепторы могут использоваться как воздушные тормоза. Для продольного и путевого управления служат рули высоты и направления. Крыло имеет двухщелевые четырехпозиционные закрылки общей площадью 4,83 м<sup>2</sup>.

Самолет Вае 125-800 оснащен двумя ТРДД Гаррет TFE 731-5R-1Н с тягой по 1950 кгс (степень двухконтурности двигателя 3,5). Топливо размещено в крыльевых топливных баках-отсеках об-

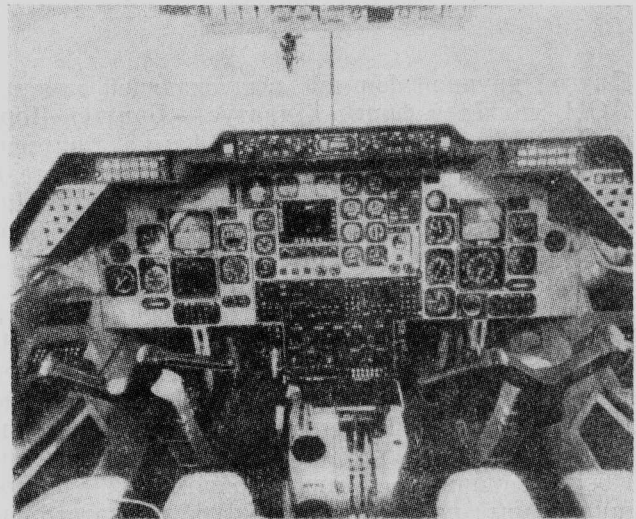


Рис. 5. Кабина экипажа самолета Бритиш Аэроспейс ВАе 125-800 с системой EFIS

щей емкостью 4820 л и в баке в подфюзеляжном киле (855 л). Общий запас топлива 5675 л. Заправка топливом осуществляется под давлением через одну заправочную горловину, расположенную за подфюзеляжным баком, через две заправочные горловины над концевыми частями крыла. Имеется ВСУ Гаррет GTCP 30-92.

В кабине экипажа самолета ВАе 125-800 установлен комплекс пилотажно-навигационных электронных цифровых приборов EFIS фирмы Коллинз, в состав которого входят пять цветных многофункциональных дисплеев (рис. 5). Подобная система была впервые установлена для опытной отработки на одном серийном самолете ВАе 125-700А в марте 1983 г.

На рис. 6 показана зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета ВАе 125-800 [5, 8, 10, 11, 24].

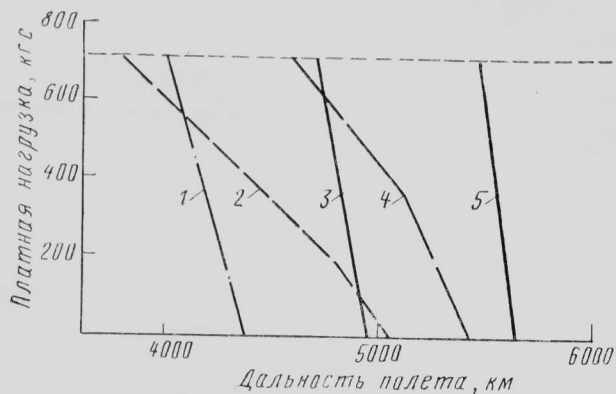
Основные характеристики самолетов ВАе 125 приведены в табл. 2.

Всего к концу 1983 г. было продано более 600 самолетов ВАе 125 всех модификаций, в том числе 20 — для ВВС Англии (под обозначением «Домини» Т.Мк.1). Цена самолета ВАе 125-700 равна 4,7 млн. долл., самолета ВАе 125-800 — 5,45 млн. долл. [5, 25].

Таблица 2

Характеристики самолетов Бритиш Аэроспейс  
BAe 125 [5, 8, 10, 11]

	HS 125-3B	HS 125-600	BAe 125-00	BAe 125-800
Длина, м	14,45	15,39	15,46	15,6
Высота самолета, м	5,03	5,26	5,36	5,36
Размах крыла, м	14,33	14,33	14,33	15,79
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	32,8	32,8	32,8	34,75
Относительное удлинение	6,25	6,25	6,25	7,06
Угол стреловидности по линии 1/4 хорд, град	20	20	20	20
Колея шасси, м	2,8	2,8	2,8	2,8
База шасси, м	5,72	5,72	6,34	6,41
Размеры пассажирской кабины, м:				
длина	5,9	6,5	6,5	6,5
ширина (максимальная)	1,8	1,8	1,8	1,92
высота (максимальная)	1,75	1,75	1,75	1,75
Число мест:				
экипажа	2	2	2	2
пассажиров	8	7—12	8—14	8—14
Силовая установка	2ТРД Бристоль Сиддли „Вайпер“ 552	2ТРД Бристоль Сиддли „Вайпер“ 601	2ТРДД Гаррет TFE 731- 3-RH	2ТРДД Гаррет TFE 731-5R- 1H
Взлетная тяга, кгс	2×1525	2×1700	2×1680	2×1950
Максимальный взлетный вес, кгс	9780	11 340	11 565	12 430
Вес пустого снаряженного, кгс	5220	5510	6270	6860
Максимальная платная нагрузка, кгс	~910	1070	1010	~1090
Максимальный вес без топлива, кгс	6125	7050	7280	7950
Запас топлива, л	4660	5395	5370	5675
Крейсерская скорость, км/ч	805	835	810	~860
Потолок, м	12 500	12 500	12 500	13 100
Длина разбега, м	810	1130	1370	1645 (длина ВПП)
Длина пробега, м	410	415	1143	—
Дальность полета, км	2750 (без резервов топлива)	3700 (без резервов топлива)	4480 (без резервов топлива)	5260



1—Гейте Лирджет 55; 2—Цесна «Сайтейш» III; 3—Дассо-Брегэ «Мистер-Фалькон» 100; 4—IAI 1124 «Уэствинд» II; 5—Бритиш Аэроспейс BAe 125-800

Рис. 6. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета Бритиш Аэроспейс BAe 125-800 (для сравнения показаны зависимости других одно-типных самолетов)

Другой крупной фирмой, выпускающей самолеты АОН, является фирма **Пилатус — Бриттен-Норман**. Основанная в 1960-х годах фирма Бриттен-Норман (член корпорации Фейри Груп) была в сентябре 1979 г. куплена швейцарской фирмой Пилатус и в настоящее время является дочерней фирмой компании Эрликон-Бюрле. Выпускает серийно легкие самолеты «Айлендер» и «Трайлендер».

Разработка легкого транспортного самолета «Айлендер» была начата в апреле 1964 г., постройка опытного самолета — в 1964 г. Первый полет самолета, оснащенного двумя ПД Роллс-Ройс «Континентал» 10-360 мощностью 210 л. с., состоялся в июне 1965 г. Опытный самолет, переоснащенный более мощным ПД Авко Лайкоминг 0-540, совершил первый полет в декабре 1965 г. У этого самолета также был увеличен размах крыла на 1,22 м.

Первый полет серийного самолета BN-2 «Айлендер» состоялся в августе 1966 г., сертификат управления гражданской авиации Англии был выдан в августе 1967 г., сертификат FAA — в декабре 1967 г. Поставки самолетов начались в августе 1967 г., различные варианты самолета были проданы в 120 разных стран мира.

С июня 1969 г. по 1978 г. выпускался серийный самолет BN-2A. В настоящее время выпускается самолет BN-2B «Айлендер» с увеличенным посадочным весом.

По сравнению с самолетом BN-2A у самолета BN-2B добавлен еще один ряд пассажирских кресел, улучшена вентиляционная система для эксплуатации в условиях жаркого и влажного климата; модернизирована кабина экипажа и приборная панель.

Самолет BN-2B «Айлендер» имеет следующие варианты: основной вариант BN-2B-20 (с ПД 0-540), вариант BN-2B-21 (с ПД 01-540), с дополнительными топливными баками — самолет BN-2B-26 и с увеличенными концевыми частями крыла — самолет BN-2B-27.

Самолет BN-2B «Айлендер» имеет высокорасположенное прямое крыло.

Пассажирская кабина рассчитана на десять мест, включая место летчика. Имеются три пассажирские двери. Багажные отсеки расположены в

хвостовой части кабины, грузовая дверь с левого борта. Самолет может использоваться в следующих вариантах: в грузовом — для перевозки грузов весом до 1 тс; в санитарном — для перевозки трех раненых на носилках с двумя санитарями; для аэрофотосъемки; в сельскохозяйственном и противопожарном вариантах.

Шасси трехступенчатое, неубираемое. Основные стойки со спаренными колесами, носовая стойка управляемая с одним колесом. Все стойки шасси снабжены масляно-пневматическими амортизаторами. Все пневматики колес имеют одинаковые раз-

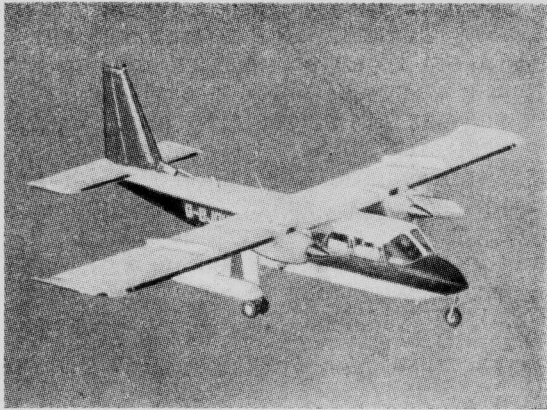


Рис. 7. Самолет Пилатус — Бриттен-Норман BN-2Т «Турбо Айлендер»

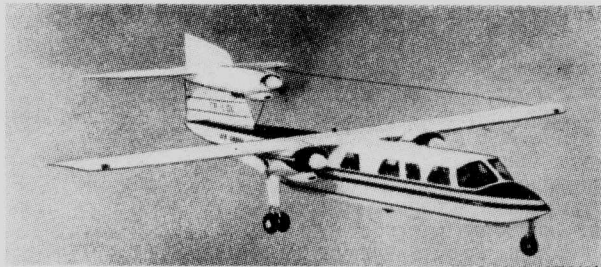


Рис. 8. Самолет Пилатус — Бриттен-Норман BN-2А «Трайлендер»

меры  $16 \times 7,7$ , давление в пневматиках на основных стойках  $2,46 \text{ кгс/см}^2$ , на носовой стойке  $2,04 \text{ кгс/см}^2$ . Основные стойки шасси снабжены гидравлическими тормозами.

Силовая установка состоит из двух ПД Авко Лайкоминг 0-540-Е4С5 мощностью по 260 л. с., по желанию заказчика могут быть установлены ПД 10-540-К1В5 мощностью по 300 л. с.

Топливо размещается в крыльевых баках-отсеках общей емкостью 518 л. В варианте самолета с удлиненными концевыми частями крыла с дополнительными топливными баками общий запас топлива увеличится до 740 л. Возможна установка дополнительных топливных баков емкостью по 227 л на пилоне под каждым полукрылом. Заправка топливом осуществляется через заправочную горловину на верхней поверхности крыла над каждым внутренним топливным баком.

Общий запас масла 22,75 л.

Самолет Бриттен-Норман BN-2Т «Турбо Айлендер» (рис. 7) оснащен двумя ТВД Аллисон 250-817С мощностью по 320—400 л. с. Самолет отличается от варианта BN-2А увеличенной платной нагрузкой и значительно улучшенными высотными характеристиками.

Первый полет опытного самолета BN-2Т состоялся в августе 1980 г., серийный самолет построен в июне 1981 г. Сертификат управления гражданской авиации Англии (САА) был выдан в июне 1981 г.

На основе гражданского самолета «Айлендер» разработан многоцелевой самолет Пилатус — Бриттен-Норман «Дефендер» (с двумя ПД Лайкоминг 10-540-К1В5 мощностью по 300 л. с.), который применяется в качестве военно-транспортного, поиско-

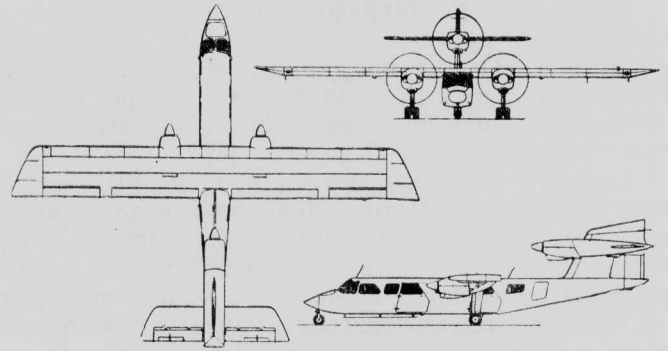


Рис. 9. Схема самолета Пилатус — Бриттен-Норман BN-2А «Трайлендер»

во-спасательного, патрульного, санитарного самолета и легкого штурмовика.

В 1970 г. фирма разработала легкий самолет BN-2А Mk.III «Трайлендер» (рис. 8 и 9), который рассчитан на перевозку 18 пассажиров. Первый полет состоялся в сентябре 1970 г., поставки — с 1972 г.

Самолет оснащен тремя ПД Авко Лайкоминг 0-540-Е4С5 мощностью по 260 л. с. Третий двигатель установлен на вершине вертикального оперения. Запас топлива увеличен до 745 л [5, 8].

На февраль 1984 г. поставлено более 1030 самолетов «Айлендер» и «Трайлендер» в 120 стран [26].

В табл. 3 приведены основные характеристики самолетов «Айлендер» и «Трайлендер».

Кроме фирм Бритиш Аэроспейс и Пилатус — Бриттен-Норман разработку самолетов АОН ведут и другие фирмы.

Таблица 3  
Характеристики самолетов Пилатус—Бриттен-Норман BN-2

	«Айлендер» BN-2В	«Трайлендер» BN-2А Mk. III	«Турбо Айлендер» BN-2Т
Размах крыла, м	14,94	16,15	14,94
Длина самолета, м	10,86	15,01	10,86
Высота самолета, м	4,18	4,32	4,18
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	30,19	31,31	30,19
Число пассажирских мест	10	18	10
Силовая установка	2 ПД Авко Лайкоминг 0-540-Е4С5	3 ПД Авко Лайкоминг 0-540-Е4С5	2 ТВД Аллисон 250-В17С
Взлетная мощность, л. с.	2×260	3×260	2×320
Максимальный взлетный вес, кгс	2995	4540	2995
Вес пустого снаряженного, кгс	1640	2560	1870
Платная нагрузка, кгс		1360	730 (с максимальным запасом топлива)
Запас топлива, л	518	745	490
Крейсерская скорость, км/ч	250	240	280
Дальность полета, км	~1160	1610	~800

Фирма Эджли Эркафт (основана в 1974 г.) разработала легкий самолет EA7 «Оптика» (рис. 10 и 11) для патрульных полетов. Летные испытания самолета начались в декабре 1979 г. Поставки самолетов должны были начаться в апреле 1984 г.; заказан 71 самолет [4].

Самолет «Оптика» имеет каплевидный фюзеляж. Кабина трехместная. Все три кресла установлены в ряд. Остекление кабины обеспечивает обзор по азимуту на  $270^\circ$  и вниз — на  $90^\circ$  вбок и на  $45^\circ$  вперед. Пол кабины рассчитан на удар с перегрузкой 9; может использоваться в качестве посадочной лыжи при невыпущенной передней стойке шасси. За креслами имеется небольшой багажный отсек. Крыло среднерасположенное, прямоугольной формы в плане. Внешние секции консолей крыла имеют угол поперечного  $V=3^\circ$ .

Шасси трехстоечное, неубираемое. Передняя стойка самоориентирующаяся, смещена влево от продольной оси. Все стойки имеют по одному колесу.

Оперение двухбалочное, балки имеют круглое сечение. Плоскости вертикального оперения наклонены в сторону продольной оси. Каждая плоскость имеет руль направления.

Крыло с четырехсекционными закрылками Фаулера: две секции между обтекателем двигателя и балками оперения и две внешние. Внутренние закрылки отклонены вниз на постоянный угол  $10^\circ$ , создавая эффект «щелевого крыла» в полете на малых скоростях.

Самолет «Оптика» оснащен одним ПД Лайкоминг 10-540 мощностью 260 л. с. Возможна уста-

новка двигателя с турбонагнетателем. Двигатель размещен за кабиной. Пятилопастный винт-вентилятор (диаметр 1,2 м) размещен в кольцевом канале, который крепится к обтекателю двигателя на четырех упругих и четырех стальных опорах. Топливо размещается в крыльевых баках в носке крыла перед лонжероном. Общая емкость 230 л.

Самолет «Оптика» предназначен для наблюдения за состоянием газо- и нефтепроводов, аэрофотосъемки, патрулирования прибрежных районов, охраны леса, наблюдения за дорожным движением и т. д. [5, 6, 7].

#### Характеристика самолета Эджли EA7 «Оптика»

Длина самолета . . . . .	8,16 м
Высота самолета . . . . .	2,31 "
Размах крыла . . . . .	12 "
Площадь крыла . . . . .	15,84 м <sup>2</sup>
Относительное удлинение . . . . .	9,1
Колея шасси . . . . .	3,4 м
База шасси . . . . .	2,74 м
Число мест:	
экипажа . . . . .	1
пассажиров . . . . .	2
Силовая установка . . . . .	1 ПД Лайкоминг 10-540
Взлетная мощность . . . . .	1×260 л. с.
Максимальный взлетный вес . . . . .	1235 кгс
Вес пустого снаряженного . . . . .	850 "
Максимальная крейсерская скорость . . . . .	215 км/ч
Скорость при патрулировании . . . . .	98 "

Фирма Чичестер-Майлс разработала проект административного четырехместного самолета «Леопард» (рис. 12 и 13). Самолет будет иметь два ТРД NPT 301 с тягой по 136—160 кгс, установленные в хвостовой части фюзеляжа, стреловидное крыло (угол стреловидности по  $1/4$  хорд  $25^\circ$ ), убирающееся шасси. В составе бортового оборудова-

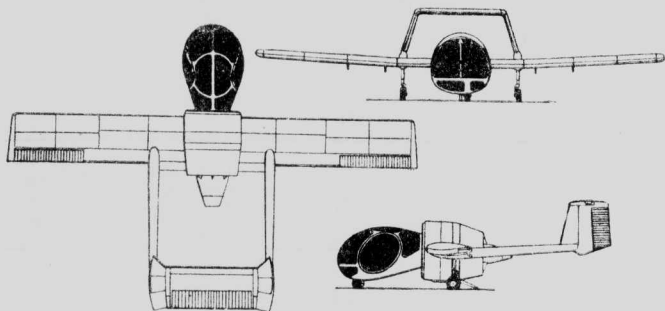


Рис. 10. Самолет Эджли EA7 «Оптика»

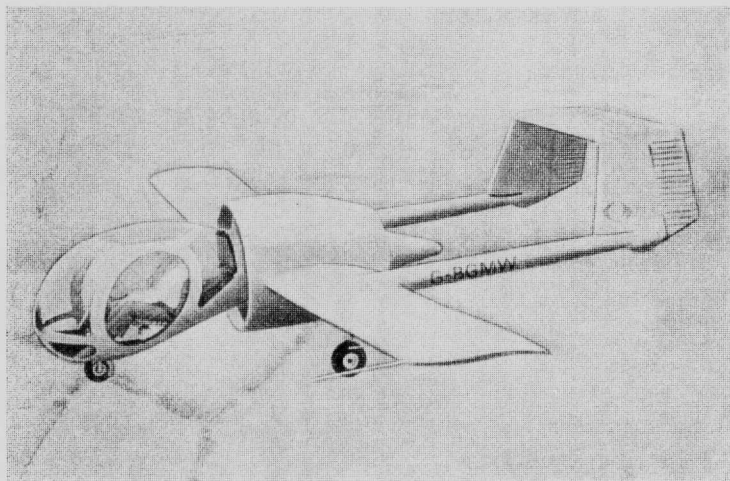


Рис. 11. Схема самолета Эджли EA7 «Оптика»



Рис. 12. Макет самолета Чичестер-Майлс «Леопард»

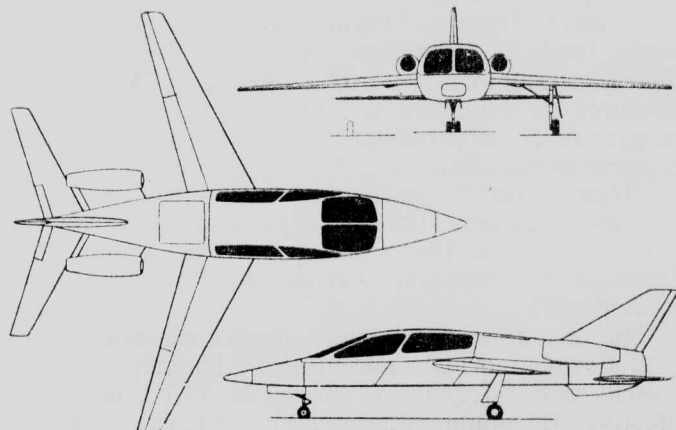


Рис. 13. Схема самолета Чичестер-Майлс «Леопард»

ния предполагается использовать электронную цифровую радионавигационную систему с индикацией на цветных многофункциональных дисплеях. В конструкции самолета используются композиционные материалы.

Постройка первого опытного самолета началась зимой 1984 г., первый полет намечен на начало 1985 г. [5].

#### Расчетная характеристика самолета Чичестер-Майлс „Леопард“

Длина самолета . . . . .	7,52 м
Высота самолета . . . . .	2,06 „
Размах крыла . . . . .	7,16 „
Площадь крыла . . . . .	5,81 м <sup>2</sup>
Относительное удлинение . . . . .	8,84
Силовая установка . . . . .	2ТРД NPT 301
Взлетная тяга . . . . .	2×136—160 кгс
Максимальный взлетный вес . . . . .	1700 кгс
Вес пустого снаряженного . . . . .	816 „
Максимальный вес топлива . . . . .	476 „
Крейсерское число М (на высоте 13 715 м)	0,757
Дальность полета (с резервами топлива на 30 мин и для полета на запасной аэродром на расстояние 370 км) . . . . .	2775 км

**Фирма Слингсби**, основанная для постройки планеров, в конце 1970-х годов начала заниматься разработкой и постройкой легких самолетов.

Сначала фирма выпускала по лицензии легкой спортивный самолет RF6B, разработанный французской фирмой Фурнье и получивший в Англии обозначение T67A. Первый построенный самолет T67A совершил первый полет в мае 1981 г. Самолет имеет цельнодеревянную конструкцию с низко-расположенным крылом и трехколесным неубирающимся шасси. Кабина экипажа двухместная с откидывающимся назад вверх фонарем. Самолет оснащен одним ПД Авко Лайкоминг 0-235-L2A мощностью 118 л. с.

В 1982 г. была разработана модификация самолета T67B, конструкция которого выполнена из стеклопластика. Самолет имеет один ПД Авко Лайкоминг 0-235-N2A мощностью 116 л. с. В дальнейшем были созданы варианты T67C (ПД мощностью 160 л. с. фирмы Авко Лайкоминг) и T67D.

Самолеты семейства T67 выпускаются серийно; цена самолетов 38 000—54 000 ф. ст. [5, 8, 9].

#### Характеристики самолетов фирмы Слингсби

	T67A	T67B
Длина самолета, м	7,01	7,01
Высота самолета, м	2,51	2,51
Размах крыла, м	10,59	10,59
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	12,63	12,63
Относительное удлинение	8,88	8,88
База шасси, м	1,5	1,5
Колея шасси, м	2,44	2,44
Число мест	2	2
Силовая установка	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-L2A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-N2A
Взлетная мощность, л. с.	1×118	1×116

Фирма исследует проекты четырехместного самолета T68 и шестиместного самолета T69 с ПД мощностью 200—240 л. с.

	T67A	T67B
Максимальный взлетный вес, кгс	750	818
Вес пустого, кгс	518	560
Максимальный вес топлива, кгс	~58	~58
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	200	200
Дальность полета (с резервами топлива), км	630	630
Диапазон перегрузок	-3÷+6	-3÷+6
Длина разбега, м	200	200
Длина пробега, м	280	280

#### САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ ФРАНЦИИ

Во Франции самолеты АОН выпускают фирмы Дассо-Бреге, SOCAT, Робэн, Мюдри. Всего этими фирмами к началу 1984 г. построено более 6800 самолетов [12].

**Фирма Дассо-Бреге** занимается разработкой и постройкой реактивных самолетов АОН семейства «Мистэр-Фалькон», которые большей частью экспортируются в США и другие страны.

В начале 1960 г. была начата разработка самолета «Мистэр-Фалькон» 20 (рис. 14); первый полет опытного самолета состоялся в мае 1963 г. Разработка велась в соответствии с требованиями американских авиакомпаний, которые предполагали использовать его в качестве воздушного такси (самолет рассчитан на 14 пассажиров). Поставки самолета «Мистэр-Фалькон» 20 были начаты в июне 1965 г.

Производство самолетов «Мистэр-Фалькон» 20 осуществлялось совместно фирмами Аэроспасьяль, строящей фюзеляж и хвостовое оперение, и Дассо-Бреге на заводе в Мериньяне, изготавливающей крыло и осуществляющей окончательную сборку самолета.

На опытных самолетах были установлены два ТРД Пратт-Уитни JT12A-8, а на первых серийных — ТРДД Джeneral Электрик CF700-2С с тягой по 1930 кгс.

В начале 1970-х годов фирма начала серийный выпуск самолета «Мистэр-Фалькон» 20F с более мощными ТРДД Джeneral Электрик GE700-2D-2 с



Рис. 14. Самолет Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 20





Рис. 15. Самолет Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 10

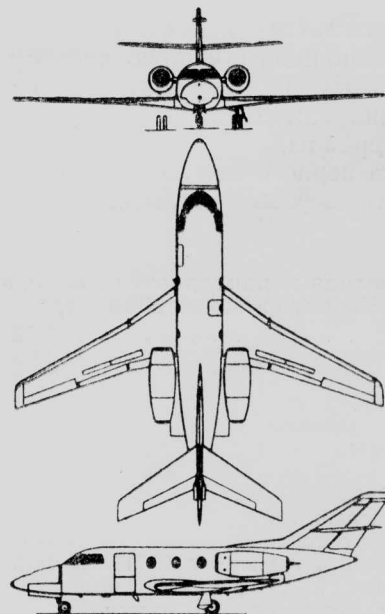


Рис. 16. Схема самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 10

тягой по 2040 кгс, увеличенным запасом топлива и улучшенной механизацией крыла.

На основе самолета 20F был разработан вариант «Мистэр-Фалькон» 20G для береговой охраны США, получивший обозначение HU-25A «Гардиан» (поставлен 41 самолет [22]). Самолет совершил первый полет в ноябре 1977 г., прошел сертификацию в июне 1981 г. По сравнению с самолетом 20F новая модификация оснащена двумя ТРДД Гаррет ATF3-6-2С с тягой по 2470 кгс.

Поставки самолетов на вооружение береговой охраны США начались в феврале 1982 г. Для выполнения задач береговой охраны самолет HU-25A «Гардиан» имеет некоторые конструктивные отличия: фюзеляж имеет люк для сброса грузов и четыре узла подвески (два рассчитаны на нагрузку 500 кгс и два — на 200 кгс), под крылом находятся четыре узла подвески (два рассчитаны на нагрузку 660 кгс и два — на нагрузку 230 кгс). Число членов экипажа 5—7 чел.

Американская фирма Сенчури Экррафт предлагает программу переоснащения находящихся в эксплуатации самолетов «Мистэр-Фалькон» 20F двигателями Гаррет ATF3 вместо ТРДД Дженерал Электрик CF700-2D-2, что обеспечит снижение расхода топлива. Фирма уже приступила к модификации первого самолета. Летные испытания самолета планируются начать летом 1984 г., поставки — в августе 1984 г. По сравнению с исходной модификацией самолет с ТРДД ATF3 будет иметь улучшенные характеристики при эксплуатации с высокорасположенных аэродромов в условиях жаркого климата, уменьшенную на 365 м длину разбега, увеличенную до 3140 км дальность полета с резервами NVAА. Стоимость программы модернизации оценивается в 2,6—2,8 млн. долл. [13].

В 1969 г. фирма Дассо-Бреге начала разработку самолета «Мистэр-Фалькон» 10 (рис. 15—16), рассчитанного на перевозку семи пассажиров. Летные испытания начались в декабре 1970 г. Опытный самолет имел два ТРДД Дженерал Электрик CJ610 с тягой по 1340 кгс. В октябре 1971 г. начались испытания второго самолета, оснащенного ТРДД Гаррет TFE 731-2 с тягой по 1465 кгс. Поставки серийных самолетов начались в конце 1973 г. [14].

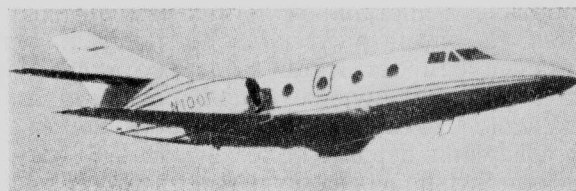


Рис. 17. Самолет Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 100

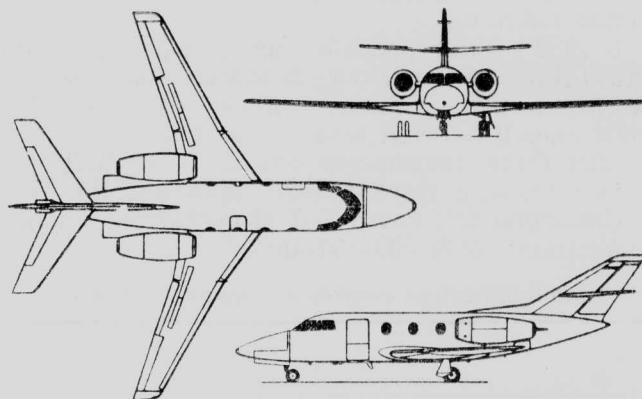


Рис. 18. Схема самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 100

С конца 1982 г. фирма Дассо-Бреге начала постройку усовершенствованного самолета «Мистэр-Фалькон» 100 (рис. 17 и 18), который разработан на основе самолета «Мистэр-Фалькон» 10. Новый самолет имеет увеличенный на 225 кгс максимальный взлетный вес, добавлено четвертое окно в пассажирской кабине с правого борта, увеличен объем негерметизированного багажного отсека в хвостовой части фюзеляжа. Кабина экипажа оборудована комплексом пилотажно-навигационных электронных цифровых приборов Коллинз EFIS-85 с системой индикации на цветных многофункциональных дисплеях.

К началу 1984 г. поставлено 202 самолета «Мистэр-Фалькон» 10 и 100.



Рис. 19. Самолет Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 200

В 1981 г. фирма Дассо-Бреге показала на Парижской авиационно-космической выставке самолет «Мистэр-Фалькон» 20Н, являющийся усовершенствованным вариантом самолета 20F. В 1982 г. самолет получил новое обозначение «Мистэр-Фалькон» 200 (рис. 19 и 20). Поставки самолета начались в конце 1983 г.

По сравнению с исходной модификацией самолета 20F вариант «Мистэр-Фалькон» 200 имеет ряд усовершенствований: более мощные ТРДД Гаррет Эрисерч ATF 3-6А-4С с тягой по 2360 кгс, новые гондолы меньших размеров, новый встроенный в хвостовой части фюзеляжа топливный бак и дополнительный багажный отсек (0,85 м<sup>3</sup>).

Самолет «Мистэр-Фалькон» 200 рассчитан на перевозку девяти пассажиров (при расстоянии между рядами 0,76 м возможна перевозка 12 пассажиров). Экипаж состоит из двух пилотов. Кабина экипажа оснащена комплексом пилотажно-навигационных электронных цифровых приборов Коллинз EFIS-85 с системой индикации на цветных многофункциональных дисплеях.

К концу февраля 1984 г. поставлено 473 самолета «Мистэр-Фалькон» 20 и 200 [15]. Цена самолета «Мистэр-Фалькон» 200 8,85 млн. долл. Фирма планировала с конца 1983 г. прекратить выпуск самолетов «Мистэр-Фалькон» 20.

Самолет «Мистэр-Фалькон» 50 (рис. 21 и 22), рассчитанный на перевозку до 14 пассажиров, разработан на основе самолета «Мистэр-Фалькон» 20 (первоначально обозначался «Мистэр-Фалькон» 25). Первый полет опытного самолета состоялся в ноябре 1976 г. Серийное производство начато в июне 1977 г. Сертификат FAA на эксплуатацию самолета выдан в марте 1979 г., поставки начались в июле 1979 г.

Самолет имеет низкорасположенное стреловидное крыло и три ТРДД в хвостовой части фюзеляжа. Крыло имеет излом по передней кромке, улучшенный профиль, что обеспечивает возможность полета при больших числах М. Крыло состоит из центроплана, составляющего одно целое с фюзеляжем, и консолей. Механизация крыла состоит из двухщелевых закрылков Фаулера, отклоняемых носков в корневой части и предкрылков в концевой части крыла. Фюзеляж типа полумонокок круглого поперечного сечения. Горизонтальное оперение с отрицательным углом поперечного V, стабилизатор с изменяемым в полете углом установки.

Силовая установка состоит из трех ТРДД Гаррет Эрисерч TFE 731-3 с взлетной тягой по 1680 кгс

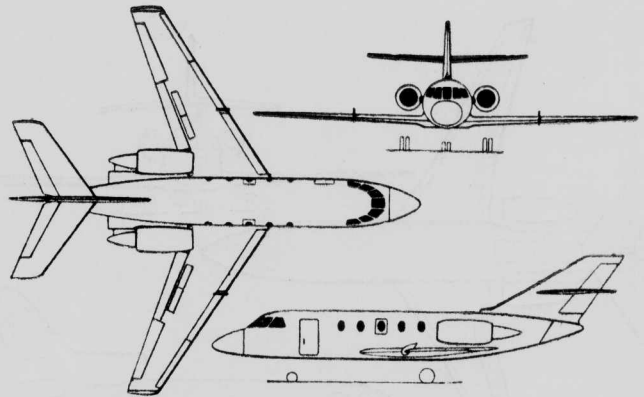


Рис. 20. Схема самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 200

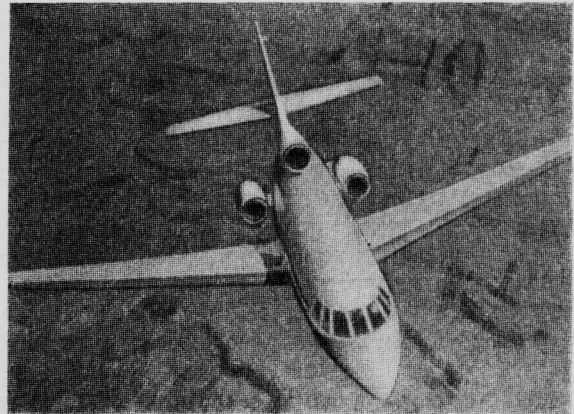


Рис. 21. Самолет Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 50

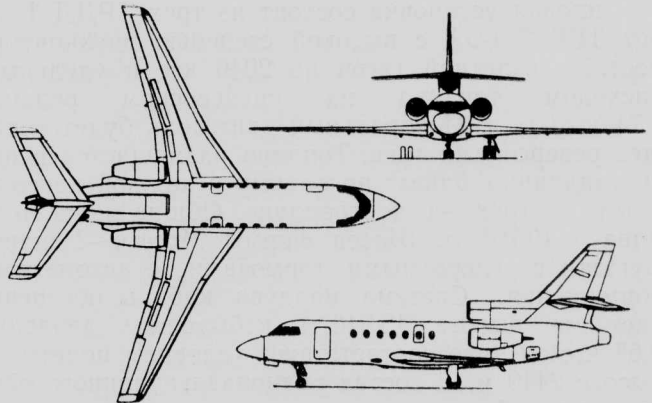


Рис. 22. Схема самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 50

и удельным расходом топлива на крейсерском режиме 0,835 кгс/кгс-ч. На центральном двигателе установлен реверсер тяги. Топливо размещено в баках-отсеках в центроплане и консолях крыла (общий запас топлива 8765 л). Система кондиционирования кабины обеспечивает максимальный перепад давления 0,618 кгс/см<sup>2</sup>, что соответствует высоте 2400 м при полете на высоте 13 700 м. По данным на начало 1984 г. поставлено 132 самолета «Мистэр-Фалькон» 50. Цена самолета 12,2 млн. долл.

В 1983 г. во время Парижской авиационно-космической выставки фирма Дассо-Бреге объявила

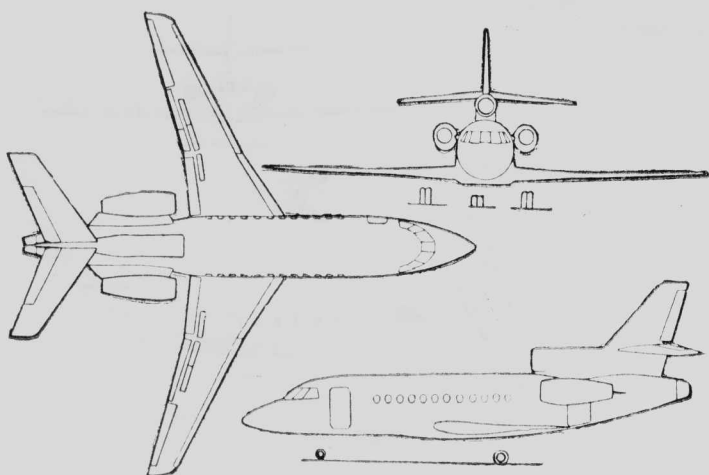


Рис. 23. Схема самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 900

о начале разработки нового самолета «Мистэр-Фалькон» 900 (рис. 23). Этот самолет является развитием самолета «Мистэр-Фалькон» 50 и относится к типу «широкофюзеляжных» административных самолетов; ширина кабины будет равна 2,34 м вместо 1,6—1,8 м на предыдущих самолетах фирмы. Самолет будет использоваться на межконтинентальных маршрутах (более 7000 км).

По сравнению с самолетом «Мистэр-Фалькон» 50 новый самолет имеет увеличенный размах крыла, фюзеляж больших размеров, увеличенный багажный отсек (объем 3,6 м<sup>3</sup>). В конструкции самолета будут использоваться композиционные материалы (носовой обтекатель, трапы, зализы крыла), а в некоторых элементах — титановые сплавы вместо стальных.

Силовая установка состоит из трех ТРДД Гаррет TFE 731-5А с высокой степенью двухконтурности, с взлетной тягой по 2040 кгс и удельным расходом топлива на крейсерском режиме 0,74 кгс/кгс-ч. Центральный двигатель будет оснащен реверсерами тяги. Топливо размещается в пяти топливных баках: по одному в каждой консоли крыла, и трех — в центроплане. Общий запас топлива ~10 735 л. Шасси фирмы Мессье—Испано-Бугатти с углеродными тормозами, с автоматами торможения. Система наддува кабины обеспечивает на высоте 15 540 м избыточное давление 0,65 кгс/см<sup>2</sup>, что соответствует условиям полета на высоте 2440 м. В состав радионавигационного оборудования будет входить комплекс пилотажных цифровых электронных приборов (EFIS) с индикацией на цветных многофункциональных дисплеях.

Система управления позволит совершать автоматическую посадку по категории II ИКАО [16, 17, 18, 19].

Самолет «Мистэр-Фалькон» 900 рассчитан на перевозку при стандартной компоновке пассажирской кабины до 19 пассажиров (рис. 24). При установке дополнительных аварийных выходов в варианте с высокой плотностью размещения кресел возможна перевозка 34 пассажиров. На рис. 25 приведена зависимость дальности полета от платной нагрузки.

Первый полет самолета «Мистэр-Фалькон» 900 планируется на октябрь 1984 г., сертификация — на конец 1985 г. — начало 1986 г. Поставки начнут-

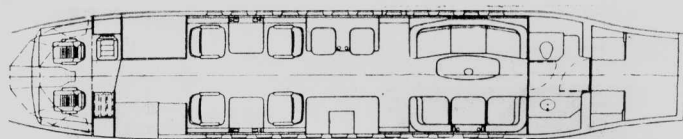


Рис. 24. Вариант компоновки кабины самолета «Мистэр-Фалькон» 900 на 12 пассажирских мест

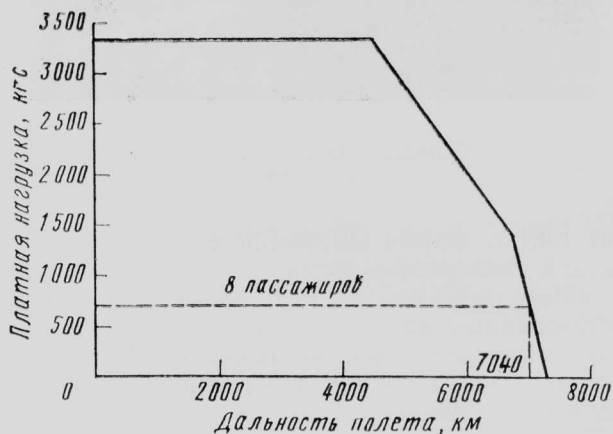


Рис. 25. Зависимость дальности полета от платной нагрузки самолета Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» 900

ся во втором полугодии 1986 г. Расчетная цена самолета ~13,5 млн. долл. (в ценах 1983 г.) [19]. Стоимость разработки самолета составит ~300 млн. долл. [20]. Ожидается, что первоначально ежемесячный темп производства самолетов «Мистэр-Фалькон» 900 составит 2,5 самолета. Безубыточность производства будет достигнута при продаже 200 самолетов [21]. К февралю 1984 г. зарезервированы заказы на 50 самолетов «Мистэр-Фалькон» 900 [19].

Самолет «Мистэр-Фалькон» 900, как считает фирма, будет конкурировать с однотипными административными самолетами Канадэр CL-601 «Челленджер» (находится в эксплуатации) и Гольфстрим Аэроспейс «Гольфстрим» IV (находится в разработке).

В табл. 4 приводятся основные характеристики самолетов Дассо-Бреге «Мистэр-Фалькон» [5,8].

Второй по значению во Франции фирмой, занимающейся постройкой самолетов АОН, является фирма **SOCATA** (Société de Construction d'Avions de Tourisme et d'Affaires). Фирма основана в 1966 г., является дочерней компанией национализированного объединения Аэроспасьяль. Выпускает легкие самолеты с ПД; всего к началу 1984 г. построила более 3270 самолетов [12].

В настоящее время продолжает выпуск новых вариантов легких однодвигательных самолетов, являющихся дальнейшим развитием семейства самолетов «Ралли» (самолет «Ралли» разработан в 1958 г. фирмой Моран-Солнье). К ним относятся:

«Галопэн» («Ралли» 110ST) с ПД Авко Лайкоминг 0-235-L2A мощностью 110 л.с., рассчитан на перевозку 2—4 человек;

«Галерьен» («Ралли» 180T), предназначенный для буксировки планеров и воздушных мишеней, оснащен ПД Авко Лайкоминг 0-360-A3A мощностью 180 л.с.;

«Габье» («Ралли» 235GT) с ПД Авко Лайкоминг 0-540-B4B5 мощностью 235 л.с., рассчитан на

## Характеристики самолетов АОН фирмы Дассо-Бреге

	„Мистэр-Фалькон“ 10	„Мистэр-Фалькон“ 100	„Мистэр-Фалькон“ 20F	„Мистэр-Фалькон“ 20G	„Мистэр-Фалькон“ 200	„Мистэр-Фалькон“ 50	„Мистэр-Фалькон“ 900 (расчетные)
Длина самолета, м	13,85	13,86	17,15	17,15	17,15	18,50	20,25
Высота самолета, м	4,61	4,61	5,32	5,32	5,32	6,97	7,55
Размах крыла, м	13,08	13,08	16,30	16,30	16,30	18,86	19,33
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	24,1	24,1	41,00	41,80	41,00	46,83	49,03
Относительное удлинение	7,1	7,1	6,4	7,02	6,4	7,6	7,66
Колея шасси, м	2,86	2,86	3,69	—	3,69	3,98	4,44
База шасси, м	5,38	5,38	5,74	—	5,74	7,24	7,90
Размеры пассажирской кабины, м:							
длина	5,00	4,70	7,08	—	7,26	6,67	11,26
ширина	1,46	1,55	1,87	—	1,79	1,86	2,34
высота	1,50	1,45	1,73	—	1,70	1,79	1,87
Число мест:							
экипажа	2	2	2	5—7	2	2	
пассажиrow	7	7	14	—	12	12	19
Силовая установка	2 ТРДД Гаррет TFE 731-2	2 ТРДД Гаррет TFE 731-2	2 ТРДД Джeneral Электрик CF700-2D-2	2 ТРДД Гаррет ATF3-6-2C	2 ТРДД Гаррет ATF3-6A-4C	3 ТРДД Гаррет TFE 731-3	3 ТРДД Гаррет TFE 731-5A
Взлетная тяга, кгс	2/1465	2×1465	2×2040	2×2470	2×2360	3×1680	3×2040
Максимальный взлетный вес, кгс	8500	8755	13 000	15 200	14 515	17 600	20 640
Вес пустого снаряженного, кгс	4880	5055	7530	9475	8250	9150	10 615
Платная нагрузка, кгс	1060	915	1180	—	1265	1570	3385
Максимальный вес топлива, кгс	3340 л	2680	5200 л	4820	4820	7040	8620
Максимальный посадочный вес, кгс	8000	8000	8930	13 100	13 100	16 200	19 050
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	915	912	862	855	870	880	M=0,84
Практический потолок, м	—	—	12 800	12 500	13 715	13 800	15 550
Дальность полета, км	3555	3480	3350	4170	4390	6480	7040
Длина разбега, м	1250	~1000	1220	1235	1220	1490	1560

перевозку четырех человек. Самолет может использоваться, как санитарный и буксировщик планеров. На основе этого самолета разработаны варианты «Ралли» 235А с двумя ручками управления (как на истребителях) вместо колонок управления и «Ралли» 235С с шасси с хвостовым колесом.

Все указанные выше самолеты имеют низкорасположенное крыло, неубираемое шасси с носовым

колесом (стойки закрыты обтекателями), топливные баки в крыле. Кабина самолетов имеет систему кондиционирования.

Фирма SOCATА осуществляет также выпуск семейства легких туристических цельнометаллических однодвигательных самолетов ТВ9 «Тампико», ТВ10/11 «Тобаго» и ТВ20 «Тринидад». Разработка самолетов данного семейства началась в феврале 1975 г., первый полет состоялся в феврале 1977 г. Серийное производство началось в апреле 1979 г.

Самолеты ТВ9 и ТВ10 (рис. 26) имеют низкорасположенное крыло и неубираемое шасси (стойки с обтекателями). Самолет ТВ9 «Тампико» рассчитан на перевозку четырех человек, имеет один ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2А мощностью 160 л. с. Запас топлива 155 л (по желанию заказчика может быть увеличен до 210 л). На самолете ТВ10 «Тобаго» установлен ПД Авко Лайкоминг 0-360-AIAD мощностью 180 л. с. Емкость двух крыльевых топливных баков 210 л. Кабина самолета пятиместная. Самолет ТВ11 «Тобаго» в основ-

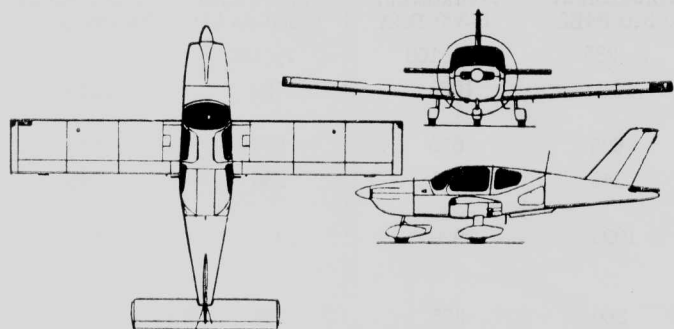


Рис. 26. Схема самолета SOCATА ТВ10 «Тобаго»

ном аналогичен самолету ТВ10, но предназначен для выполнения фигур высшего пилотажа при подготовке летчиков. Конструкция самолета рассчитана на перегрузку 4,4 при взлетном весе 1000 кг. Сохранена четырехместная компоновка кабины. Впервые опытный самолет был показан на Парижской авиационно-космической выставке 1983 г. Поставки планировалось начать в конце 1983 г. — начале 1984 г.

В мае 1982 г. состоялся первый полет самолета «Тобаго», на котором в качестве топлива использовался сжиженный газ, что позволит снизить расход топлива на 50%. Ожидается, что данный вариант с силовой установкой, работающей на сжиженном газе, будет сертифицирован в соответствии с требованиями FAR 23.

Самолет ТВ20 «Тринидад» (рис. 27) в основном аналогичен самолету ТВ10 «Тобаго», но имеет более мощный двигатель и убирающееся шасси. На самолете установлен один ПД Авко Лайкоминг 10-540-С4D5D мощностью 250 л. с. Топливо размещается в крыльевых баках (общая емкость 326 л). Самолет рассчитан на перевозку 4—5 человек. Опытный самолет ТВ20 совершил первый полет в ноябре 1980 г., французский сертификат получен в декабре 1981 г., первый серийный самолет поставлен в марте 1982 г. [5].

В январе 1984 г. самолет получил сертификат FAA по нормам FAR 23, что позволяет совершать полеты по приборам и визуальные полеты в любое время суток за исключением условий обледенения [7]. Поставки самолетов «Тринидад» в США планировалось начать в марте — апреле 1984 г.

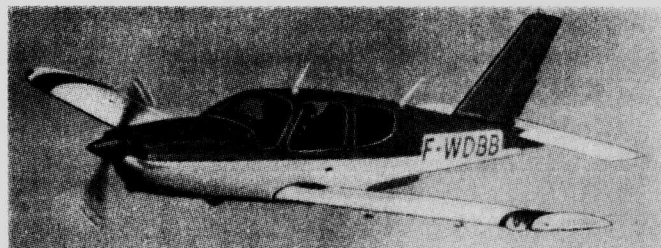


Рис. 27. Самолет SOCATA TB20 «Тринидад»

В настоящее время фирма осуществляет разработку варианта самолета «Тринидад» с турбонагнетателем. Летные испытания этого варианта предполагается начать в конце 1984 г., поставки — в 1985 г.

По данным на конец февраля 1984 г. получены заказы на 450 самолетов серии ТВ9/ТВ10/ТВ20, из них на ~50 самолетов ТВ20 «Тринидад». К началу 1984 г. поставлено 384 самолета серии ТВ [12].

В табл. 5 приведены основные характеристики самолетов фирмы SOCATA.

**Фирма Авион Робэн** (основана в 1957 г.) выпускает легкие самолеты цельнодеревянной конструкции серии DR400. Первый полет самолета данной серии состоялся в мае 1972 г.

Самолет DR400/120 «Дофэн» рассчитан на перевозку 3—4 человек с багажом, предназначен для использования в качестве учебно-тренировочного и туристского. Имеет низкорасположенное крыло, убирающееся трехколесное шасси. Самолет оснащен одним ПД Авко Лайкоминг 0-235-L2A мощ-

Таблица 5

Характеристики самолетов АОН фирмы SOCATA

	„Галопэн“	„Галерьен“	„Габье“	ТВ 9 „Тампико“	ТВ 10 „Тобаго“	ТВ 20 „Тринидад“
Длина самолета, м	7,24	7,24	7,25	7,63	7,63	7,71
Высота самолета, м	2,8	2,80	2,8	3,2	3,2	2,85
Размах крыла, м	9,74	9,74	9,74	9,76	9,76	9,77
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	12,66	12,66	12,76	11,9	11,9	11,90
Относительное удлинение	7,57	7,57	7,57	8	8	8
Колея шасси, м	2,01	2,01	2,01	—	—	—
База шасси, м	1,71	1,71	1,71	1,96	1,96	1,91
Длина кабины, м	1,8	1,8	2,25	2,53	2,53	2,53
Ширина кабины, м	1,13	1,13	1,13	1,28	1,28	
Число мест	2—4	4	4	4	4—5	4—5
Силовая установка	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-L2A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-360-A3A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-540-B4B5	1 ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-360-A1AD	1 ПД Авко Лайкоминг 10-540-C4D5D
Мощность, л. с.	1×110	1×180	1×235	1×160	1×180	1×250
Максимальный взлетный вес, кгс	770	950	1200	1060	1150	1335
Вес пустого, кгс	520	545	695	650	670	770
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	190	210	245	225	235	305
Дальность полета (с максимальным запасом топлива), км	740	852	1090	920	1210	1640
Длина разбега, м	214	240	360	355	325	295
Цена самолета, тыс. долл.	37,15	49,2	—	41,49	48,25	77,1

ностью 112 л. с. Воздушный винт двухлопастный (диаметром 1,78 м). Топливо размещается в фюзеляжном баке емкостью 100 л. По желанию заказчика возможна установка дополнительного бака емкостью 50 л. Кабина имеет систему обогрева и вентиляции.

Самолет DR400/160 «Мажор» рассчитан на перевозку 4 человек и 40 кгс багажа. Первый полет состоялся в июне 1972 г. На самолете установлен один ПД Авко Лайкоминг 0-320-D мощностью 160 л. с., приводящий двухлопастный воздушный винт (диаметром 1,83 м). Топливо размещается в фюзеляжном баке и двух баках-отсеках в корневой части крыла общим объемом 190 л. Возможна установка дополнительного бака емкостью 50 л.

Самолет DR400/180 «Режан» (рис. 28) разработан на основе варианта DR400/160 «Мажор» и рассчитан на перевозку 4—5 человек и багажа весом 55 кгс. Первый полет состоялся в марте 1972 г. Самолет оснащен одним ПД Авко Лайкоминг 0-360-A мощностью 180 л. с. Воздушный винт диаметром 1,93 м.

Фирма выпускает самолет-буксировщик планеров DR400/180R «Реморкер», который может также использоваться в качестве четырехместного туристского самолета. Самолет совершил первый полет в ноябре 1972 г. На самолете установлен один ПД Авко Лайкоминг 0-360-A мощностью 180 л. с., приводящий двухлопастный воздушный винт диаметром 1,83 м [5].

По данным на 1 января 1984 г. построено 2500 самолетов серии DR400 всех модификаций [12].

Четырехместный туристский самолет R1180 «Эглон» (рис. 29) цельнометаллический, с низкорасположенным крылом и неубираемым шасси. В качестве силовой установки используется один ПД Авко Лайкоминг 0-360-A3AD мощностью 180 л. с. Двухлопастный воздушный винт диаметром 1,93 м. Первый полет самолета состоялся в конце 1976 г., сертификат выдан в сентябре 1978 г.

Фирма Робэн выпускает серийно самолеты для высшего пилотажа R2000 «Альфа». В настоящее время строятся варианты R2112 «Альфа» и R2160 «Альфа Шорт» (опытный самолет совершил первый полет в сентябре 1976 г., сертификат FAA по категории высшего пилотажа выдан в ноябре 1982 г.).

Оба варианта двухместные. Имеют низкорасположенное крыло, неубираемое трехколесное шасси с обтекателями. Самолет R2112 «Альфа» имеет один ПД Авко Лайкоминг мощностью 112 л. с., самолет R2160 «Альфа Шорт» — ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2A мощностью 160 л. с.

В 1978 г. началась разработка цельнометаллических легких самолетов R3000. Первый опытный самолет R3140 совершил первый полет в декабре 1980 г.

Фирма планировала осуществлять производство десяти вариантов самолета, сохраняющих 90% общности конструкции. В ноябре 1981 г. фирма Аэроспастьяль объявила, что продажу самолетов данной серии на экспорт будет осуществлять фирма SOCAT. С тем, чтобы избежать дублирования уже выпускаемых фирмой SOCAT самолетов («Тобаго», «Тринидад»), было достигнуто соглашение, по которому фирма Авион Робэн должна выпустить варианты самолета серии R3000, мощность



Рис. 28. Самолет Авион Робэн DR400/180 «Режан»

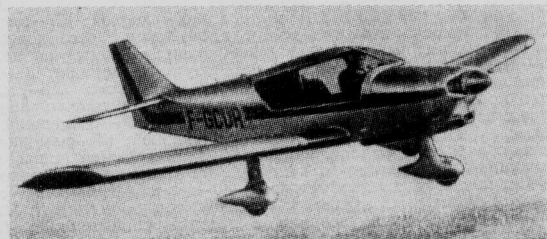


Рис. 29. Самолет Авион Робэн R1180 «Эглон»

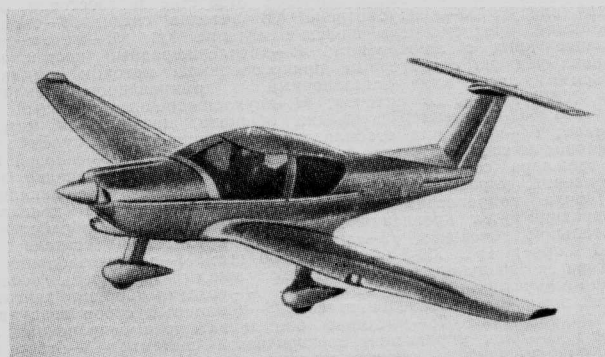


Рис. 30. Самолет Авион Робэн R3140E



Рис. 31. Самолет Авион Робэн ATL

двигателей которых не превышает 160 л. с. Было начато производство вариантов R3140E и R3120.

Самолет R3140E (рис. 30) рассчитан на перевозку 4 человек и 40 кгс багажа. Самолет имеет низкорасположенное крыло, Т-образное хвостовое оперение, неубираемое трехколесное шасси с управляемым носовым колесом. В конструкции планера использованы алюминиевые сплавы. Кабины с системой обогрева и вентиляции. Силовая установка состоит из одного ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2A мощностью 140 л. с., приводящего двухлопастный воздушный винт (диаметр 1,83 м). Топливо размещается в двух крыльевых баках общей емкостью 140 л [5].

1—носовая обтекатель (откидывающийся на шарнирах вверх) для размещения антенны метеорадиолокатора и системы посадки по приборам (ILS); 2—антенны радионавигационной системы VOR (с каждого борта); 3—аварийный кислородный баллон для членов экипажа; 4—дополнительный гидравлический резервуар; 5—сигнализатор обледенения; 6—управляемая носовая стойка шасси (убирается вперед) с гидравлическим приводом, диаметр пневматика 0,46 м; 7—створки ниш шасси; 8—передняя гермостенка; 9—водоотталкивающий воздушный нагнетатель (с одной стороны); 10—остекление кабины экипажа с двойной кривизной, с электрическим подогревом; 11—форточка фонаря кабины; 12—фрезерованный шанпоут; 13—потолочная панель управления; 14—педали управления рулем направления с ножным тормозом; 15—ручка управления для балансировки по тангажу с выключателями автопилота (автомат тряски ручки управления с левой стороны); 16—управление носовым колесом; 17—ПВД (с каждого борта с электрическим подогревом); 18—щитки АЗС; 19—пассажирская дверь-трап; 20—переднее багажное помещение (0,85 м<sup>3</sup>); 21—стойка с радиоэлектронным оборудованием; 22—кухня; 23—пассажирская кабина на 8 мест (с поворотными креслами; 24—складывающиеся столики; 25—аварийный выход (10,97×6,1 м); 26—пульта управления радио с амплитудной и частотной модуляцией (AM/FM) с кассетной лентой; 27—гардероб; 28—заднее багажное отделение с радиостойками, расположенными под ним; 29—туалет; 30—штампованные оконные рамы из цельного листа; 31—двойные панели окон; 32—шпангоуты фюзеляжа; 33—стрингеры, приклеенные к обшивке методом «ридакс»; 34—стыковые шпангоуты крыла с фюзеляжем; 35—силовой шпангоут с обшивкой крыла, усиливающей накладкой и стрингерами; 36—сочленение крыла с фюзеляжем, выполненное машинной ковкой; 37—рамочная антенна автоматического радиоконюаса; 38—задняя гермостенка и воздушные клапаны в пассажирской кабине; 39—напорный воздухозаборник, направленный к теплообменнику; 40—теплообменник и установка кондиционирования воздуха; 41—выхлоп теплообменника; 42—вентилятор рециркуляционного воздуха в пассажирской кабине; 43—воздухосборник; 44—питающие трубопроводы системы кондиционирования; 45—BCU в огнестойком корпусе; 46—воздухозаборник ВСУ; 47—выхлоп ВСУ; 48—огнетушители двигателей (по одному на каждый двигатель); 49—гидробак, аккумуляторы давления, ручной насос; 50—никель-кадмиевые батареи (24 В, 23 А · ч); 51—преобразователи переменного тока (два); 52—кислородные баллоны (два, объемом по 750 л); 53—смотровой люк; 54—вентиляционное отверстие в хвостовом обтекателе (вниз); 55—предусмотрена КВ антенна связи; 56—съемный носок кля, предусмотрена цельевая антенна КВ; 57—механическое крепление кля с лонжероном; 58—двухлонжеронный кессон кля (обшивка кля стрингерами, прикрепленными методом «ридакс»); 59—съемный носок кля, выполненный из армированного стеклопластика (GRP); 60—УКВ антенна; 61—двухлонжеронный цельный стабилизатор; 62—усиленная накладка обшивки, приклеенная методом «ридакс»; 63—крепления стабилизатора; 64—управление рулем высоты, проводка системы управления; 65—сервопривод; 66—силовой привод направления, управление с помощью автопилота; 67—секторная качалка руля направления; 68—две наклонные тяги руля направления; 69—поперечная балка пилона двигателя; 70—передний узел крепления двигателя (механически обработанный из стальной поковки); 71—задний узел крепления двигателя; 72—ТРДД Garrett TFE 731-5 с тягой 1950 кгс; 73—воздухозаборник генератора с воздушным охлаждением; каждый двигатель оснащен стартер-генератором (30 В, 12 кВт · А); 74—воздухозаборник двигателя с тепловым противообледенителем; 75—наклонный отбор воздуха от руля направления; 76—масляный бак давления и заправочная горловина; 77—блок управления электрической системы; 78—отбор воздуха под высоким и низким давлением от компрессоров двигателя в систему кондиционирования воздуха (посредством смесительных и управляющих клапанов); 79—трехлонжеронный цельный кессон; 80—лонжероны крыла (передний и задний механически обработанные монолитные лонжероны, центральный лонжерон составной); 81—молитные механически обработанные корневые и консольные нервюры (все нервюры будут механически обрабатываться, начиная с 21-го самолета); 82—обшивка верхней и нижней поверхностей цельной, механически обработанная, с приклеенными стрингерами методом «ридакс»; 83—съемные носки крыла; 84—крыло и стабилизатор с противообледенительным устройством, с подачей жидкости TKS; 85—осмотр верхней поверхности крыла; 86—заправочные наливные горловины топливных баков; 87—штуцер для заправки и слива топлива под давлением одной горловины; 88—посадочные и рулевые фары; 89—полоса возбудителя тряски; 90—лампа контрольного освещения крыла; 91—узлы крепления крыла с фюзеляжем; 92—втулка для размещения тяг, соединяющих крыло с фюзеляжем; 93—шесть топливных баков-отсеков в крыле и один коллекторный топливный бак общей емкостью 4545 л; 94—подфюзеляжный топливный бак емкостью 881 л; 95—дренажные трубопроводы бака (идущие от верхних стрингеров до внешнего дренажного отверстия и уравнительных баков); 96—дренажный трубопровод от подфюзеляжного топливного бака; 97—трубопровод вытеснительной системы подачи топлива; 98—топливомер (пять на крыло); 99—основные стойки шасси; 100—подкосное шасси и подъемник шасси; 101—опорная балка шасси; 102—гидравлический силовой привод закрылков (в аварийной ситуации закрылки могут отклоняться с помощью насоса с ручным приводом); 103—привод закрылков; 104—направляющая внутренних секций закрылков и винтовой подъемник; 105—двухсекционные щелевые четырехпозиционные закрылки; 106—шарнир и обтекатель направляющей закрылка; 107—верхние и нижние воздушные тормоза (из пенонаполнителя); 108—привод воздушного тормоза и проводка системы управления нижним воздушным тормозом; 109—трос управления элеронами и секторная качалка проводки управления; 110—сдвоенный винтовой привод триммера; 111—неразрезные элероны; 112—стальные весовые балансиры на носках крыла; 113—стальные концевые части крыла из стеклопластика; 114—АНО и проблесковые огни на конце крыла; 115—верхний

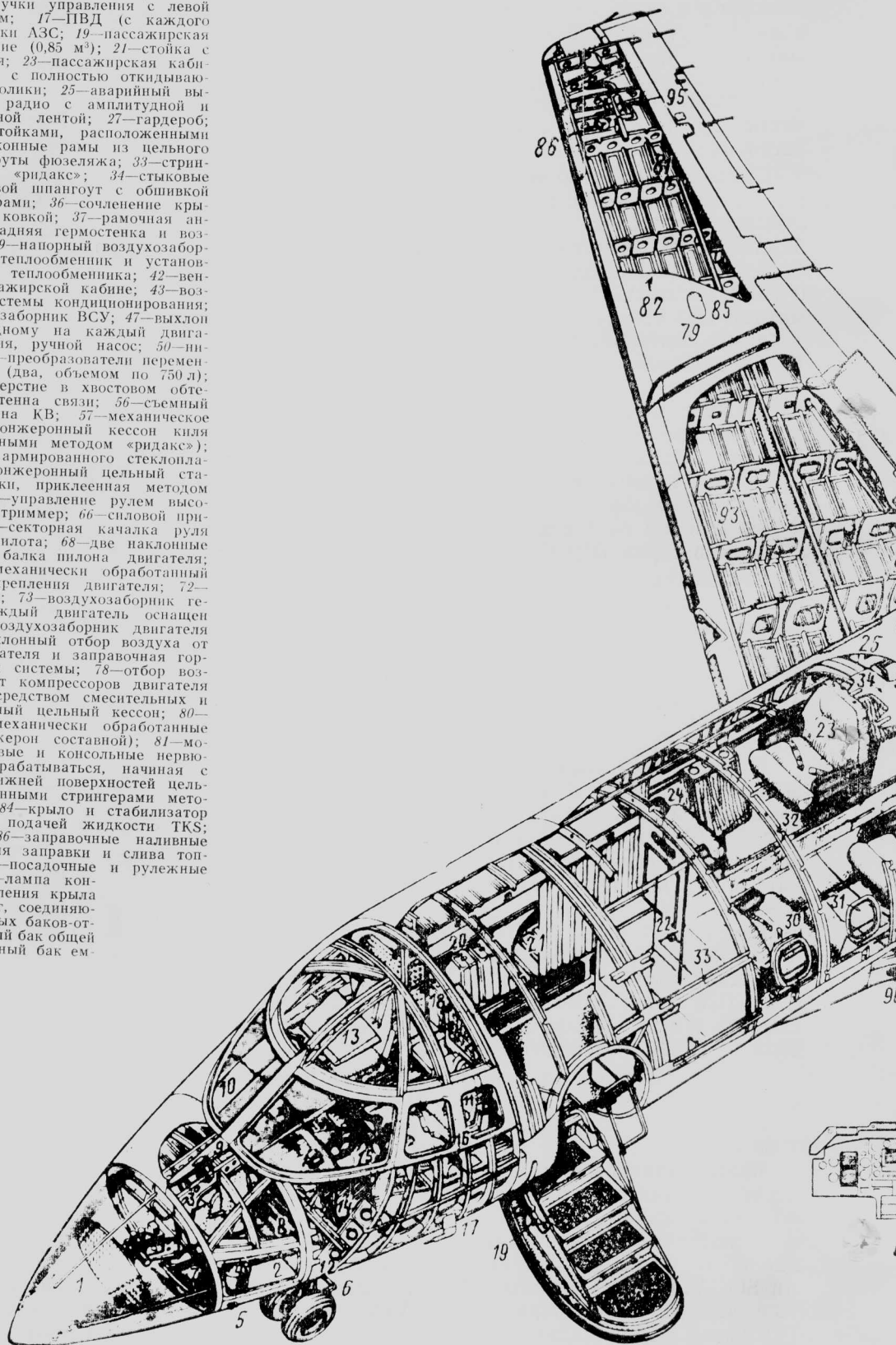


Рис. 4. Компоненты

огонь для предотвращения столкновений;  
 116—белые АНО; 117—фитильные разрядники статического электричества; 118—обтекатель крыла из стеклопластика;  
 а) —подфюзеляжный топливный бак;  
 б) —приборная панель с комплексом пилотажно-навигационных электронных приборов (EFIS — electronic flight instrument system)

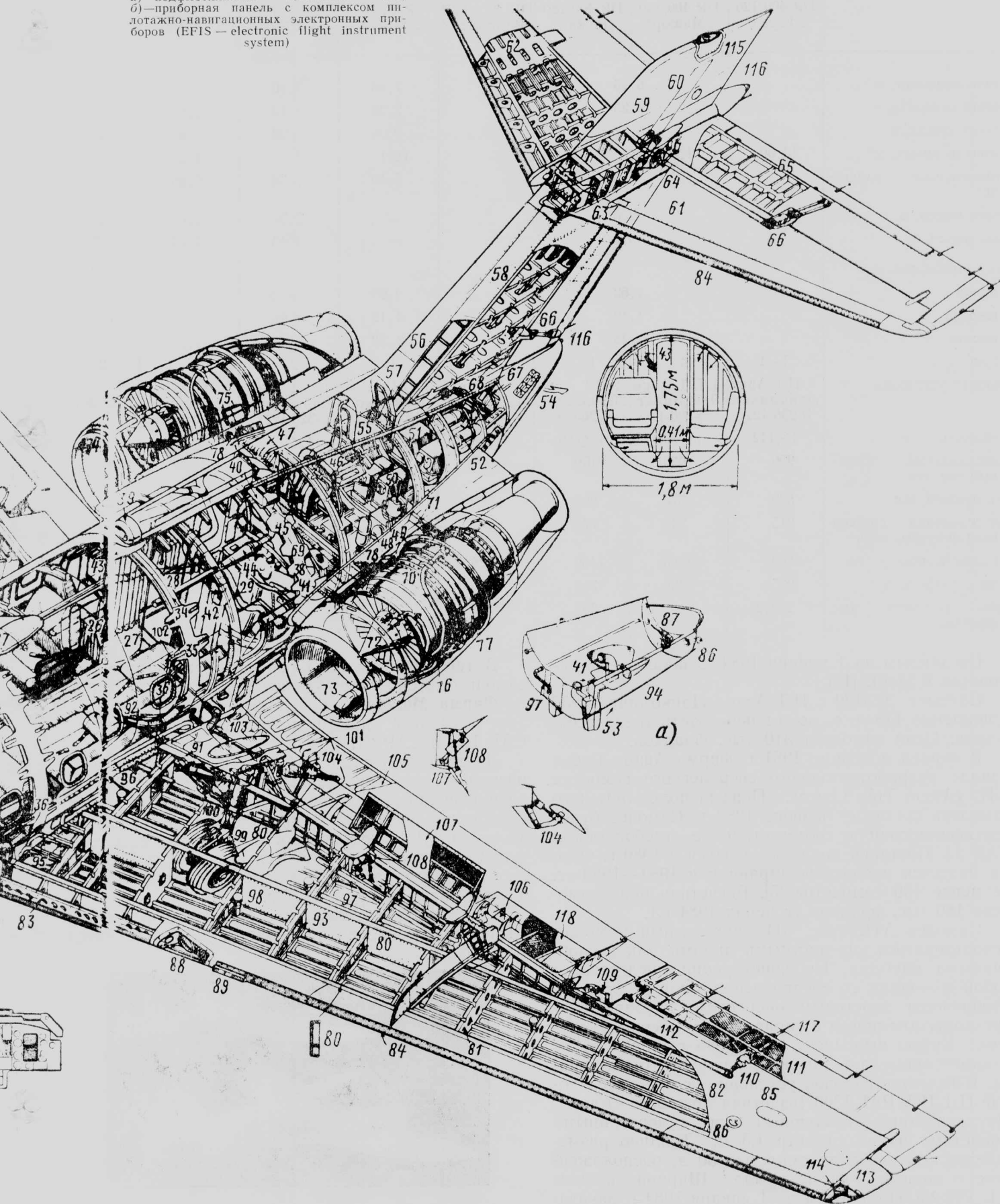


схема административного самолета Бритиш Аэроспейс Вае 125-800



Характеристики самолетов АОН фирмы Авион Робэн

	DR 400/120 „Дофэн“	DR 400/160 „Мажор“	DR 400/180 „Режан“	DR 400/180R „Реморкер“	R 1180 „Эглон“	R 2160 „Аль- фа Шорт“	R 3140E	ATL
Длина самолета, м		6,96			7,26	7,10	7,51	6,60
Высота самолета, м		2,23			2,38	2,14	2,66	1,90
Размах крыла, м		8,72			9,08	8,33	9,81	10,15
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	13,60	14,20	13,6		15,1	13,0	14,5	12,0
Относительное удлинение		5,6			5,46	5,34	6,65	—
Колея шасси, м		2,6			—	2,91	2,64	2,92
База шасси, м		5,2			—	1,43	1,74	1,64
Размеры кабины, м								
длина		1,62			2,00	—	2,7	—
ширина		1,10			1,12	1,06	1,14	1,10
высота		1,23			1,22	—	1,20	—
Число мест	3—4	4	4—5	4	4	2	4	2
Силовая установка	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-12А	1 ПД Авко Лайкоминг 0-320-D	1 ПД Авко Лайкоминг 0-360-A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-360-A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-360-A3AD	1 ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2A	1 ПД Авко Лайкоминг 0-320-D2A	1 ПД JRX PAL/300
Мощность, л. с.	1×112	1×160	1×180	1×180	1×180	1×160	1×140	1×47
Максимальный взлетный вес, кгс	900	1050	1100	1000	1150	800	1000	420
Вес пустого, кгс	530	570	600	560	650	550	575	200
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	215	245	270	230	250	240	250	—
Дальность полета, км	860	1285	1450	825	1625	800	890	800
Длина разбега, м	235	300	315	205	—	230	—	220
Цена самолета, тыс. франков	290,2	—	363,7	358	—	—	363	—

По данным на 1 января 1984 г. заказано 60 самолетов R 3140E [12].

Самолет R 3120 с ПД Авко Лайкоминг 0-235 мощностью 118 л. с. может перевозить трех пассажиров. Цена самолета 310 тыс. франков.

В первой половине 1981 г. фирма Авион Робэн начала разработку нового сверхлегкого самолета ATL (Avion Très Léger). Первый полет опытного самолета состоялся в июне 1983 г. Самолет будет сертифицирован в соответствии с требованиями FAR 23. Поставки должны начаться в 1986 г. Фирма надеется продать во Франции в 1984—1988 гг. не менее 400 самолетов [5]. Расчетная цена самолета 180 тыс. франков (в ценах 1984 г.).

Самолет ATL (рис. 31) двухместный и может использоваться как частными лицами, так и спортивными клубами. По конструкции представляет собой моноплан со среднерасположенным крылом, V-образным хвостовым оперением, неубираемым трехколесным шасси с управляемым носовым колесом. Крыло выполнено из дерева с обшивкой из дакрона, фюзеляж — из композиционного материала. В качестве силовой установки используется новый ПД JRX PAL 1300 (взлетная мощность 47 л. с.). Двухлопастный воздушный винт с деревянными лопастями имеет диаметр 1,5 м. Топливо размещается в двух баках емкостью 50 л, расположенных в корневой части крыла. Ширина кабины 1,1 м [5,23]. По данным на 1 января 1984 г. заказано 30 самолетов ATL [12].

В табл. 6 приведены основные характеристики самолетов АОН фирмы Авион Робэн.

Фирма Мюдри (основана в 1958 г.) осуществляет серийное производство легких самолетов CAP 10B и CAP 21.

Двухместный самолет CAP 10B (рис. 32) предназначен для использования в качестве учебно-тренировочного, легкого спортивно-пилотажного и туристического самолета. Первый полет опытного самолета CAP 10 состоялся в августе 1968 г., сертификация — в сентябре 1970 г., сертификат FAA на эксплуатацию самолета в любых метеоусловиях днем и ночью выдан в 1974 г.

По сравнению с исходным самолетом выпускаемый в настоящее время вариант CAP 10B имеет

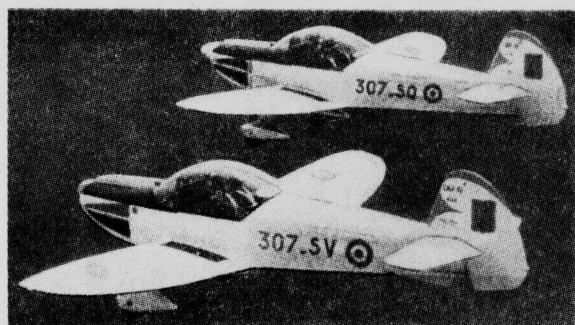


Рис. 32. Самолет Мюдри CAP 10B

## Характеристики самолетов АОН фирмы Мюдри

	САР 10В (многоцеле- вой вари- ант)	САР 21	САР Х
Длина самолета, м	7,16	6,46	5,90
Высота самолета, м	1,76	1,52	2,05
Размах крыла, м	8,06	8,08	8,00
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	10,85	9,2	9,00
Относительное удлинение	5,96	6,95	7,1
Максимальный взлетный вес, кгс	760	600	530
Вес пустого, кгс	540	490	340
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	240	320	190
Дальность полета с максимальным запасом топлива, км	1000	2400	740



Рис. 33. Самолет Мюдри САР 21



Рис. 34. Самолет Мюдри САР Х «Супер»

небольшой подфюзеляжный киль и увеличенный руль направления. Самолет представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом; угол поперечного  $V=5^\circ$ . Шасси неубираемое с хвостовым колесом. Конструкция самолета смешанного типа (дерево, алюминиевые сплавы и стеклопластик). Кресла инструктора и курсанта расположены рядом, за креслами имеется место для перевозки грузов весом до 20 кгс.

На самолете установлен один ПД Авко Лайкоминг АЕ10-360-В2F мощностью 180 л. с., приводящий двухлопастный деревянный воздушный винт. Топливо размещается в двух баках (общей емкостью ~147 л) в фюзеляже.

К маю 1983 г. было поставлено 186 самолетов САР 10 и САР 10В в 19 стран, включая 56 самолетов для ВВС и шесть самолетов для ВМС Франции.

Легкий одноместный спортивно-пилотажный самолет САР 21 (рис. 33) был впервые показан на Парижской авиационно-космической выставке 1979 г., первый полет состоялся в июне 1980 г. Поставки начались в мае 1982 г. Самолет представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом. Профиль крыла оптимизирован с помощью ЭВМ. Шасси неубираемое с хвостовым колесом.

Силовая установка состоит из одного ПД Авко Лайкоминг АЕ10-360-А1В мощностью 200 л. с., приводящего двухлопастный воздушный винт. Максимальный запас топлива 90 л [5].

К 1 января 1984 г. всего поставлено 10 самолетов САР 21. В настоящее время осуществляется постройка второй партии из 10 самолетов [12].

По сообщениям, поступившим в феврале 1984 г., фирма Мюдри временно прекратила производство самолета САР 21 в ожидании решения о возможном переоснащении самолета более мощным двигателем (мощностью 260 л. с.). Требуемые изменения конструкции незначительны [12].

В начале 1981 г. фирма Мюдри объявила о разработке нового двухместного учебно-тренировочного самолета САР Х для обучения гражданских и военных летчиков. При разработке самолета предъ-

являлись требования низкой начальной закупочной стоимости, простоты техобслуживания, расхода топлива не более 17—18 л/ч. Самолет имеет низкорасположенное крыло и неубираемое трехколесное шасси. Самолет оснащен одним ПД Мюдри-Бюшу МВ-4-80 мощностью 80 л. с., приводящим двухлопастный воздушный винт диаметром 1,55 м. Запас топлива 55 л. Опытный самолет САР Х совершил первый полет в сентябре 1982 г. После завершения первого этапа летных испытаний с ПД МВ-4-80 в марте 1983 г. на самолете был установлен ПД Авко Лайкоминг мощностью 108 л. с., с которым он совершил первый полет в мае 1983 г. Самолет САР Х с новым ПД получил обозначение САР Х «Супер» (рис. 34) [5]. Вес пустого самолета САР Х «Супер» составляет 300 кгс, максимальный взлетный вес 530 кгс. Максимальная крейсерская скорость ~200 км/ч, дальность полета 800 км [12].

В табл. 7 приведены основные характеристики самолетов АОН фирмы Мюдри.

### САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ ИТАЛИИ

В Италии разработку и постройку самолетов авиации общего назначения ведут фирмы SIAI-Маркетти, Партенавия и Пьяджо.

**Фирма SIAI-Маркетти** (основана в 1915 г.) выпускает серийно два самолета: SF.260С и SF.600ТР «Кангуро».

Самолет SF.260С может использоваться в качестве туристического и спортивного самолета. Самолет разработан в 1974 г., сертифицирован в 1976 г. Имеет низкорасположенное крыло; угол поперечного  $V=5^\circ$ . Вертикальное оперение стреловидное, имеется форкиль. Шасси трехколесное, убирающееся. Кабина рассчитана на трех человек; два впереди сидят рядом и один — по оси кабины. Доступ в кабину осуществляется при сдвигании назад фонаря кабины. За задним сиденьем находится багажный отсек, рассчитанный на перевозку ~40 кгс груза.

Силовая установка состоит из одного ПД Авко Лайкоминг 0-540-Е4А5 мощностью 260 л. с. Воз-

душный винт двухлопастный, лопасти металлические. Топливо размещается в двух крыльевых баках-отсеках (общей емкостью ~100 л) и в двух несбрасываемых баках на концах крыла (емкостью по 72 л).

Самолет SF.260С разработан на основе легкого учебно-боевого самолета SF.260М. К концу 1982 г. было продано более 800 самолетов SF.260 в гражданском и военном вариантах.

В 1978 г. фирма начала летные испытания самолета SF.600ТР «Кангуро» (рис. 35 и 36). Самолет предназначен для перевозки грузов, почты, для использования в качестве санитарного и воздушного такси. Имеет высококорасположенное прямое крыло. Фюзеляж полумонококового типа с прямоугольным сечением. Шасси трехколесное, убираемое. Главные стойки со спаренными колесами. Все стойки имеют обтекатели. Пассажирская кабина вмещает девять пассажиров или четырех раненых на носилках в сопровождении двух санитаров. В военном варианте возможна перевозка 12 пассажиров. В грузовом варианте возможна перевозка трех контейнеров размером 1,3×1,15×1,07 м.

Силовая установка состоит из двух ТВД Аллисон 250-В17С мощностью по 420 л. с. Воздушные винты трехлопастные, диаметр 2,03 м. Топливо находится в четырех крыльевых баках-отсеках емкостью 1100 л. Под крылом возможна подвеска двух баков емкостью по 300 л.

В вооруженных силах самолет SF.600ТР может использоваться в качестве буксировщика мишеней, для фотосъемки, ведения радиоэлектронной войны и связи.

Поставки самолета SF.600ТР «Кангуро» начались в 1983 г.

На основе самолета SF.600ТР фирма SIAI-Маркетти разработала самолет-амфибию S.700 «Корморано» (рис. 37). Начало летных испытаний намечено на 1986 г.

Самолет S.700 будет иметь высококорасположенное крыло. Для увеличения остойчивости на воде к фюзеляжу на двух небольших плоскостях будут крепиться поплавки. Шасси трехколесное, убираемое. Передняя стойка смещена влево.

Силовая установка будет состоять из двух ТВД Альфа Ромео AR318 мощностью по 580 л. с. Гондолы с ТВД размещаются над крылом. Топливо будет размещаться в четырех крыльевых баках-отсеках и одном баке под полом кабины. Общая емкость баков ~1500 л. Под крылом возможна подвеска дополнительных баков.

Начало летных испытаний самолета S.700 «Корморано» намечено на 1986 г.

В табл. 8 приведены основные характеристики самолетов АОН фирмы SIAI-Маркетти.



Рис. 35. Самолет SIAI-Маркетти SF.600ТР «Кангуро»

**Фирма Партенавиа** (основана в 1957 г.) выпускает легкие учебно-тренировочные и пассажирские самолеты.

В 1976 г. фирма разработала учебно-тренировочный самолет по заказу итальянского аэроклуба P.66С-160 «Чарли» (рис. 38). Самолет имеет высококорасположенное подкосное крыло. Шасси трехстоечное с носовым самоориентирующимся колесом, убираемое. Все стойки имеют обтекатели колес. Кабина четырехместная. За задней парой сидений находится багажный отсек. Силовая установка состоит из одного ПД Авко Лайкоминг 0-320-Н2АД мощностью 160 л. с. Топливо размещается в двух баках-отсеках в корневых частях крыла, общий объем ~162 л.

Самолет P.66С-160 выпускался серийно в 1977—1980 гг. После временного перерыва в конце 1981 г. выпуск возобновился.

На основе самолета P.66С-160 фирма разработала вариант P.66Т с ПД Авко Лайкоминг 0-320-Н мощностью 110 л. с. и вертикальными поверхностями на концах крыла.

В 1968 г. фирма Партенавиа разработала легкий самолет P.68, на основе которого было создано целое семейство самолетов: P.68В, P.68С-Р и др. В настоящее время в серийном производстве находятся самолеты P.68С «Виктор», P.68С-ТС и P.68 «Обсервер».

Самолет P.68С «Виктор» (рис. 39) разработан в 1979 г. на основе самолета P.68В. Рассчитан на

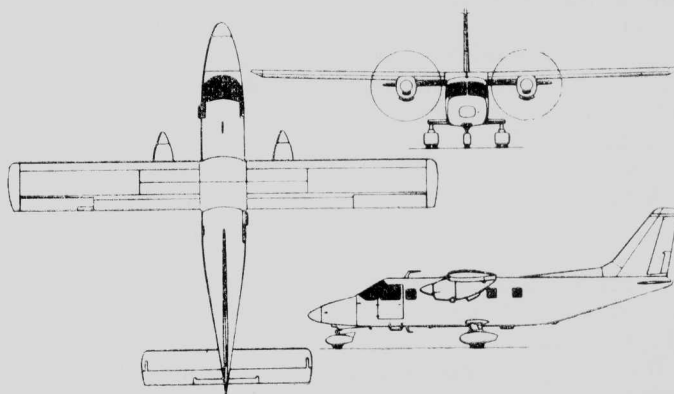


Рис. 36. Схема самолета SIAI-Маркетти SF.600ТР «Кангуро»

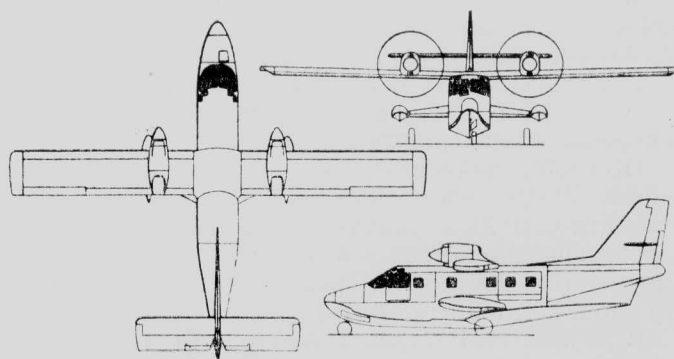


Рис. 37. Схема самолета-амфибии SIAI-Маркетти S.700 «Корморано»

Таблица 8

## Характеристики самолетов АОН фирмы SIAI-Маркетти

	SF.260C	SF.600TP «Кангуро»	S.700 «Кор- морано»
Длина самолета, м	7,1	12,15	12,32
Высота самолета, м	2,41	4,6	4,96
Размах крыла, м	8,35	15,0	15,0
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	10,1	24	21
Относительное удлинение	6,33	9,37	—
Колея шасси, м	2,27	2,4	—
База шасси, м	1,66	4,88	—
Размеры пассажирской кабины, м:			
длина	1,66	5,05	—
ширина	1,0	1,23	—
высота	0,98	1,27	—
	(от сиденья до фонаря)		
Число мест:			
экипажа	1	1—2	1—2
пассажиров	2	12	12
Силовая установка	1 ПД Авко Лайкоминг 0-540-E4A5	2 ТВД Аллисон 250-B17C	2 ТВД Альфа Ромео AR318
Взлетная мощность, л. с.	1×260	2×420	2×580
Максимальный взлетный вес, кг	1100	3300	4200
Вес пустого снаряженного, кг	755	1800	2300
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	330	290	330
Дальность полета, км	1490	1580	1600
Длина разбега, м	560	260	305 (по суше) 450 (по воде)

перевозку 6—7 пассажиров. Имеет высокорасположенное крыло. Шасси трехколесное, неубираемое.

Силовая установка состоит из двух ПД Авко Лайкоминг 10-360-A1B6 мощностью по 200 л. с. Емкость крыльевых баков-отсеков 538 л. Воздушные винты двухлопастные, диаметр 1,88 м.



Рис. 38. Самолет Партенавиа P.66C-160 «Чарли»

В 1980 г. прошел сертификацию самолет P.68C-TC, который отличается от своего предшественника наличием ПД Авко Лайкоминг TO-360-C1A6D мощностью по 210 л. с. с турбонагнетателем.

К весне 1983 г. заказано более 300 самолетов (поставлено 270) всех модификаций.

Самолет P.68 «Обсервер» (рис. 40) предназначен для выполнения патрульных полетов. Для этой цели кабина экипажа имеет остекление, позволяющее иметь обзор вниз. В остальном конструкция идентична самолету P.68C «Виктор». Разработка самолета велась совместно с западногерманской фирмой Спортавиа-Пютцер. Первый полет самолета состоялся в феврале 1976 г.

В апреле 1983 г. начались летные испытания самолета «Спартакус» 300 (рис. 41), созданного совместно фирмами Партенавиа и Аэриталия. Летом 1984 г. планировалось начать серийный выпуск.

Самолет рассчитан на перевозку 7—8 пассажиров. Будет использоваться в качестве воздушного



Рис. 39. Самолет Партенавиа P.68C «Виктор»



Рис. 40. Самолет Партенавиа P.68 «Обсервер»

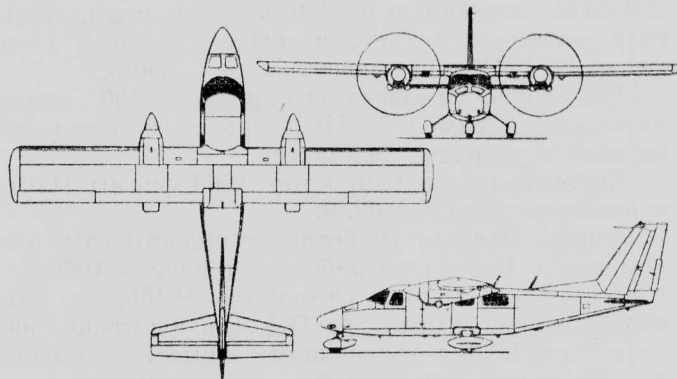


Рис. 41. Схема самолета Партенавиа «Спартакус» 300

Таблица 9

## Характеристики самолетов АОН фирмы Партенавиа

	Р.66С-160 „Чарли“	Р.68С „Виктор“	Р.68 „Обсервер“	„Спартакус“ 300
Длина самолета, м	7,24	9,55	9,35	9,7
Высота самолета, м	2,77	3,4	3,4	3,65
Размах крыла, м	9,98	12,0	12,0	12,0
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	13,4	18,6	18,6	18,6
Относительное удлинение	7,45	7,74	7,74	7,74
Колея шасси, м	2,1	2,4	2,4	2,25
База шасси, м	1,63	3,5	3,8	3,8
Размеры пассажирской кабины, м:				
длина	—	3,58	3,58	2,97 (без кабины экипажа)
ширина	1,06	1,16	1,16	1,13
высота	1,2	1,2	1,2	1,2
Число мест:				
экипажа	1	1	1—2	1—2
пассажиров	2—3	5—6		7—8
Силовая установка	1ПД Авко Лайкоминг 0-320-Н2АD	2ПД Авко Лайкоминг 10-360-А1В6	2ПД Авко Лайкоминг 10-360-А1В6	2ТВД Аллисон 250-В17С
Взлетная мощность, л.с.	1×160	2×200	2×200	2×330
Максимальный взлетный вес, кгс	990	1990	1960	2600
Вес пустого снаряженного, кгс	600	1230	1280	1500
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	220	340	305	385
Дальность полета, км	~975	~2040	2185	1815
Длина разбега, м	245	230	230	~300

такси, административного, санитарного, патрульного, для перевозки грузов. Предусматривается использование его и для военных целей в качестве легкого штурмовика. Для этого под крылом на двух узлах (рассчитанных на нагрузку 182 кгс) могут подвешиваться контейнеры с пулеметами калибром 7,62 мм, бомбы калибром 180 кгс, контейнеры LAU-32В/А с неуправляемыми ракетами и другим вооружением.

По конструкции почти идентичен самолету Р.68С «Виктор», но имеет несколько удлиненный фюзеляж и увеличенную площадь вертикального оперения. Самолет имеет два ТВД Аллисон 250-В17С мощностью по 330 л.с. Топливо находится в двух баках-отсеках в крыле и в баках в гондолах ТВД. Общая емкость баков ~690 л.

На основе самолета «Спартакус» 300 фирма разработала самолет «Пульсар» с герметической кабиной и убирающимся шасси.

Характеристики самолетов АОН фирмы Партенавиа приведены в табл. 9.

**Фирма Пьяджо** (работает в области самолетостроения с 1916 г.) разработала с начала 1960-х годов семейство легких самолетов Р.166, которые первоначально имели два ПД, а в настоящее время имеют ТВД с толкающими винтами и высоко-расположенное крыло типа «чайка». В настоящее время серийно выпускаются самолеты Р.166-DL3

(рис. 42). Первый полет самолета состоялся в июле 1976 г., сертификат выдан в 1978 г. Самолет используется в качестве легкого пассажирского и грузового. Высокорасположенное крыло типа «чайка» имеет угол поперечного  $V=20^{\circ}31'$  в корневой части и  $V=2^{\circ}30'$  на внешних секциях. Кабина экипажа двухместная, пол кабины приподнят по сравнению с уровнем пола пассажирской кабины. В пассажирской кабине восемь мест. Шасси трехколесное, убираемое.

Силовая установка состоит из двух ТВД Авко Лайкоминг LTR 101-600 мощностью по 600 л.с. Воздушные винты толкающие, диаметр 2,36 м. По желанию заказчика возможна установка двигате-



Рис. 42. Самолет Пьяджо Р.166-DL3

лей LTR 101-700A1A мощностью по 675 л. с. Топливо размещается в двух баках-отсеках во внешних секциях крыла, в двух баках на концах крыла и в одном фюзеляжном баке, общая емкость ~1190 л. По желанию заказчика можно устанавливать в фюзеляже дополнительный бак (236 л), а под крылом подвешивать два сбрасываемых бака (емкость 177 или 284 л).

Фирма выпускает также несколько модификаций самолета. В частности, самолет P.166-DL3-MAR используется для морской разведки, патрулирования, контроля за рыболовством и т. д. Имеет поисковую РЛС, телекамеры, навигационную систему для всепогодной эксплуатации. Для ведения противопартизанской борьбы и огневой поддержки войск предназначен самолет P.166-DL3-AML, который на четырех подкрыльных узлах может нести контейнеры с пулеметами, неуправляемыми ракетами SNEB (калибр 37 мм), бомбы, легкие торпеды Mk.44 и т. д. Имеются также противопожарный вариант, самолет для аэрофотографирования и другие модификации.

#### Характеристика самолета Пьяджо P.166-DL3

Длина самолета . . . . .	11,88 м
Высота самолета . . . . .	5 "
Размах крыла (с учетом концевых топливных баков) . . . . .	14,69 "
Площадь крыла . . . . .	26,56 м <sup>2</sup>
Относительное удлинение . . . . .	7,3
Колея шасси . . . . .	2,66 м
База шасси . . . . .	4,71 "
Размеры кабины (с учетом кабины экипажа):	
длина . . . . .	3,2 "
ширина . . . . .	1,57 "
высота . . . . .	1,76 "
Число мест:	
экипажа . . . . .	1—2
пассажиров . . . . .	8
Силовая установка . . . . .	2 ТВД Авко Лайкоминг LTR101-600
Взлетная мощность . . . . .	2×600 л. с.
Максимальный взлетный вес . . . . .	4300 кгс
Вес пустого снаряженного . . . . .	2650 "
	(2860 кгс у варианта MAR)
	~1070 кгс
Максимальная платная нагрузка . . . . .	
Максимальная крейсерская скорость на высоте 3050 м . . . . .	370 км/ч
Дальность полета (с дополнительным фюзеляжным топливным баком и резервом топлива на 30 мин) . . . . .	1805 км
	(2040 км — с ТВД LTR101-700A1A)
Время патрулирования самолета MAR (экипаж 3 чел., скорость патрулирования 315 км/ч, резервы топлива на 30 мин, расстояние от базы 370 км) . . . . .	4 ч
Длина разбега . . . . .	495 м

### САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ ФРГ

В ФРГ разработкой и постройкой самолетов АОН занимаются фирмы Дорнье и Экватор.

**Фирма Дорнье** (основана в 1922 г.) выпускает с 1981 г. легкий многоцелевой самолет КВП Do 128-2 (рис. 43). Самолет рассчитан на перевозку 8—9 пассажиров или 5 раненых на носилках. Имеет высокорасположенное прямое крыло. Шасси

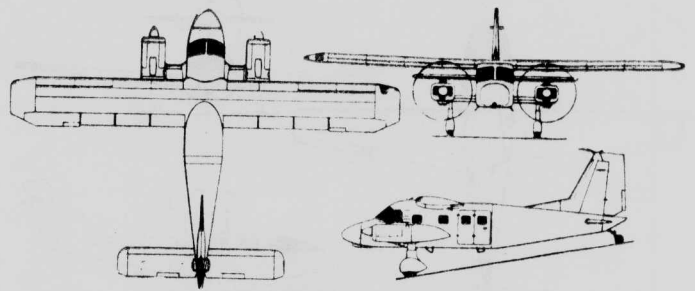


Рис. 43. Схема самолета Дорнье Do 128-2

трехколесное с хвостовым колесом, неубираемое. Главные стойки имеют обтекатели.

Самолет оснащен двумя ПД Авко Лайкоминг IGSO-S40-A1E мощностью по 380 л. с. Двигатели установлены на небольших крыльях-пилонах по бокам нижней части фюзеляжа. Топливо располагается в баках за гондолами двигателей; общая емкость 893 л. Под крылом возможна подвеска двух дополнительных баков общей емкостью 474 л.

В июле 1981 г. начались поставки самолета Do 128-6 (первый полет состоялся в марте 1980 г.). В отличие от своего предшественника оснащен двумя ТВД Пратт-Уитни РТ6А-110 мощностью по 400 л. с. Кроме гражданских целей самолет Do 128-6 используется в вооруженных силах некоторых африканских стран в качестве связного и патрульного.

Другая западногерманская фирма Экватор (до 1974 г. называлась Пёшель) разработала семейство самолетов КВП P-300 и P-400, в конструкции которых широко применила сотовые и слоняные конструкционные материалы. Летные испытания самолета P-300 «Экватор» начались в ноябре 1970 г. Этот самолет имел высокорасположенное крыло, кабину на восемь человек и один ПД мощностью 290 л. с. Двигатель был размещен за кабиной и приводил один винт, установленный на конце вертикального Т-образного оперения. Шасси убирающееся. Нижняя часть фюзеляжа герметизирована для обеспечения посадки на воду.

В дальнейшем схема самолета претерпела изменения: самолет стал иметь среднерасположенное крыло, двигатель установлен на пилоне над фюзеляжем, воздушный винт толкающего типа. В настоящее время серийно выпускаются самолеты P-300 «Экватор» с ПД мощностью 310 л. с. и P-350 «Экватор» с двигателем мощностью 350 л. с.

На основе самолета P-300 был разработан вариант P-420 «Турбо Экватор» с одним ТВД Аллисон 250-B17C мощностью 420 л. с. (рис. 44). Имеется также вариант P-420 «Твин Экватор» с двумя ПД мощностью по 210 л. с., установленными тандемом и приводящими тянущий и толкающий винты. Фирма разработала самолет P-550 «Турбо Экватор» с ТВД Пратт-Уитни РТ6А-27 мощностью 550 л. с.

Кроме фирм Дорнье и Экватор в ФРГ постройкой самолетов авиации общего назначения занимаются фирмы Гроб и Гирофлюг. **Фирма Гроб** (основана в 1972 г. для постройки планеров) разработала легкий двухместный самолет G 110 (рис. 45), выполненный из композиционных материалов. Первый полет состоялся в феврале 1982 г.

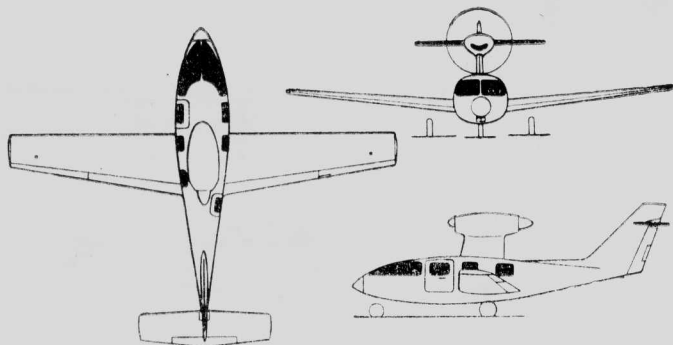


Рис. 44. Схема самолета Экватор Р-420 «Турбо Экватор»



Рис. 45. Самолет Гроб G 110

Серийный выпуск должен начаться в 1985 г. Самолет G 110 имеет низкорасположенное крыло, убирающееся шасси и один ПД Авко Лайкоминг 0-235-М1 мощностью 118 л. с. Емкость крыльевых топливных баков 140 л.

Фирма Гирофлюг была образована в 1978 г. для постройки и продажи в странах Западной Европы двухместного самолета «Спид Кэнард» (рис. 46), разработанного на основе американского

самолета Рутан «Вари-Из». Самолет «Спид Кэнард» выполнен по схеме «утка» с одним ПД мощностью 116 л. с. с толкающим винтом. Крыло имеет угол стреловидности 20° и вертикальные килы на концах. Планер самолета выполнен из композиционных материалов.

Летные испытания самолета начались в декабре 1980 г. Серийное производство предполагалось начать в 1983 г.

Таблица 10

Характеристики самолетов авиации общего назначения ФРГ

	Дорнье Do 128-2	Дорнье Do 128-6	Экватор Р-300 «Экватор»	Экватор Р-350 «Экватор»	Экватор Р-420 «Турбо Экватор»	Гроб G 110	Гирофлюг «Спид Кэнард»
Длина самолета, м	11,41	11,41	8,53	10	10	6,9	5,2
Высота самолета, м	3,9	3,9	3,1	3,66	3,66	—	1,9
Размах крыла, м	15,55	15,55	12,4	12,2	12,2	10,6	7,84
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29	29	18	18	18	12,2	7,8
Относительное удлинение	8,33	8,33	—	—	—	9,2	7,88
Колея шасси, м	3,52	3,52	2,5	—	—	—	—
База шасси, м	8,63	8,63	3,4	—	—	—	—
Размеры пассажирской кабины, м:							
длина	3,97	3,97	—	—	—	1,7	2,8
ширина	1,37	1,37	—	—	—	1,28	0,64
высота	1,52	1,52	—	—	—	1,15	0,99
Число мест:							
экипажа	1—2	1—2	1	1—2	1—2	1	1
пассажиров	8—9	8—9	7	5—6	5—6	1	1
Силовая установка	2 ПД Авко Лайкоминг IGSO-540-A1E	2 ТВД Пратт-Уитни РТ6А-110	1 ПД Авко Лайкоминг Т10-541	1 ПД Авко Лайкоминг Т10-540-J2BD	1 ТВД Аллисон 250-B17C	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-М1	1 ПД Авко Лайкоминг 0-235-PLA85
Взлетная мощность, л. с.	2×380	2×400	1×310	1×350	1×420	1×118	1×116
Максимальный взлетный вес, кгс	3840 (4015—с дополнительным топливным баком)	4350	1800	2000	2000	900	680
Вес пустого снаряженного, кгс	2345	2370	900	1100	943	560	380
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	305	330	345	490	440	260	280
Дальность полета, км	640	1460	5400	4075	4075	1200	1425
Длина разбега, м	280	545 (взлетная дистанция)	116	433 (взлетная дистанция)	385 (взлетная дистанция)	210	350

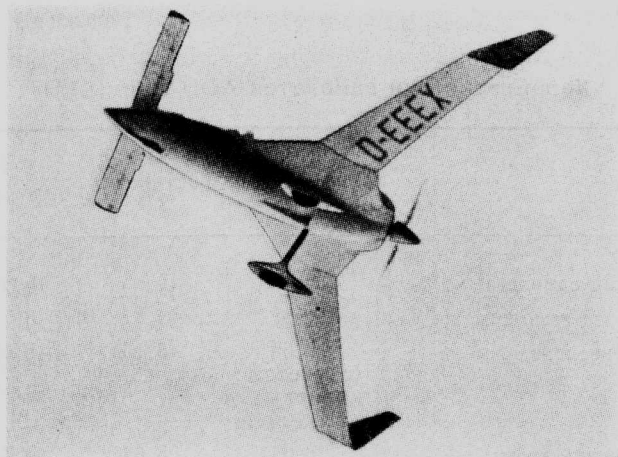


Рис. 46. Самолет Гирофлюг «Спид Кэнард»

Фирма изучает возможность установки на самолете двух легких ТРД Клокнер-Гумбольдт-Дойц КНД 117, что позволит увеличить скорость полета до 440 км/ч.

В табл. 10 приведены основные характеристики самолетов АОН, разработанных в ФРГ [5, 8].

### САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ В ИЗРАИЛЕ

Самолеты АОН в Израиле разрабатывает фирма IAI (Israel Aircraft Industries), основанная в 1953 г. под названием Бедек Эркафт; современное название получила в 1967 г. В настоящее время строит серийно реактивные административные самолеты «Уэствинд» 1 и 2.

Самолет 1124 «Уэствинд» 1 (рис. 47 и 48) был разработан в США фирмой Аэро Коммандер под названием «Джет Коммандер» (первый полет состоялся в январе 1963 г.). В 1968 г. постройка самолета стала осуществляться в Израиле. Всего было построено 186 самолетов, из которых 36 — в Израиле.

Эти первые серийные самолеты оснащались двумя ТРД Джeneral Электрик CJ610. С 1975 г. на самолеты стали устанавливаться ТРДД Гаррет TFE 731, самолет стал называться 1124 «Уэствинд». Было построено 53.

Серийная постройка самолета «Уэствинд» 1 началась с осени 1978 г. Самолет имеет среднерасположенное прямое крыло, на концах которого установлены дополнительные топливные баки. Крыло имеет двухщелевые закрылки Фаулера (привод электрический), элероны с ручным управлением (левый элерон с триммером); на верхней поверхности крыла находятся двухсекционные гасители подъемной силы и односекционные воздушные тормоза. Вертикальное и горизонтальное оперение стреловидные, угол стреловидности соответственно 35° и 28°. Стабилизатор с изменяемым углом установки с рулями высоты.

Шасси трехколесное убираемое. В убранном положении пневматики колес основных стоек выполняют роль створок шши.

Силовая установка состоит из двух расположенных в хвостовой части ТРДД Гаррет TFE 731-3-IG с тягой по ~1680 кгс. Двигатели имеют реверсеры. Степень двухконтурности 2,6—2,8. Топливо



Рис. 47. Самолет IAI 1124 «Уэствинд» 1

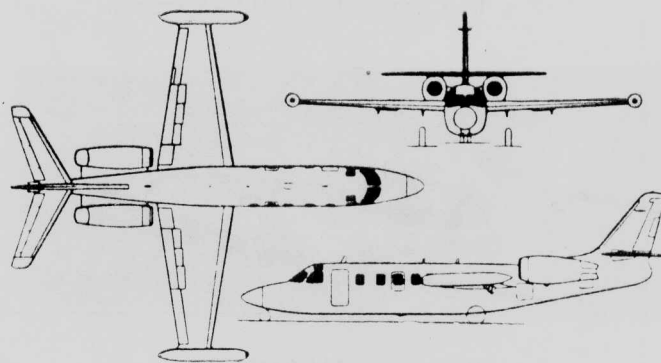


Рис. 48. Схема самолета IAI 1124 «Уэствинд» 1

размещается в крыльевых баках-отсеках (занимают 85% площади крыла), двух дополнительных баках на концах крыла и одном баке в хвостовой части фюзеляжа. Общий объем 4920 л. По желанию заказчика в переднем багажном отсеке возможна установка съемного бака емкостью ~400 л.

Герметичная пассажирская кабина рассчитана на 10 мест. Имеется буфет и туалет. Два багажных отсека вмещают ~475 кгс груза. Экипаж состоит из двух пилотов. Радионавигационное оборудование позволяет совершать полеты по приборам в любую погоду.

В 1976 г. на основе самолета «Уэствинд» 1 для ВМС Израиля был разработан морской патрульный самолет 1123N «Си Скэн». Самолет оснащен поисковой РЛС APS-504 (V-2) с обзором на 360°; по бокам фюзеляжа имеются пилоны для подвески контейнеров с электронным оборудованием или вооружения. Самолет «Си Скэн» может совершать патрулирование в течение 6—8 ч. В качестве вооружения может нести УР класса воздух — поверхность «Габриэль» III или легкие торпеды.

В апреле 1979 г. фирма IAI начала летные испытания усовершенствованного самолета 1124A «Уэствинд» 2 (рис. 49). Сертификация самолета состоялась в декабре 1979 г., поставки начались в мае 1980 г.

Самолет «Уэствинд» 2 несколько отличается от своего предшественника: крыло с новым профилем «Сигма», на концевых топливных баках установлены вертикальные аэродинамические поверхности, усилено шасси. Увеличен запас топлива до 5413 л.

Всего фирма IAI к началу 1983 г. поставила 195 самолетов «Уэствинд» 1 и 2.

В конце 1979 г. фирма начала разработку нового административного самолета 1125 «Астра» (рис. 50 и 51). Первый опытный самолет был построен в сентябре 1983 г., а в апреле 1984 г. совершил первый полет. Сертификация самолета намечена на апрель 1985 г.



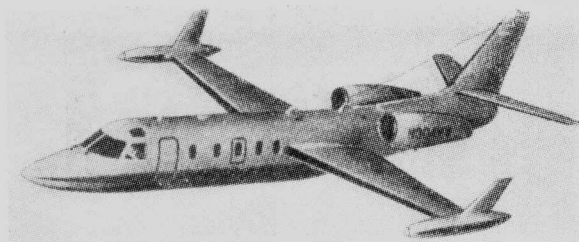


Рис. 49. Самолет IAI 1124A «Уэствинд» 2

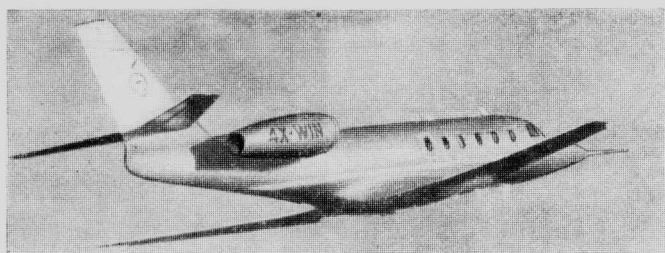


Рис. 50. Самолет IAI 1125 «Астра»

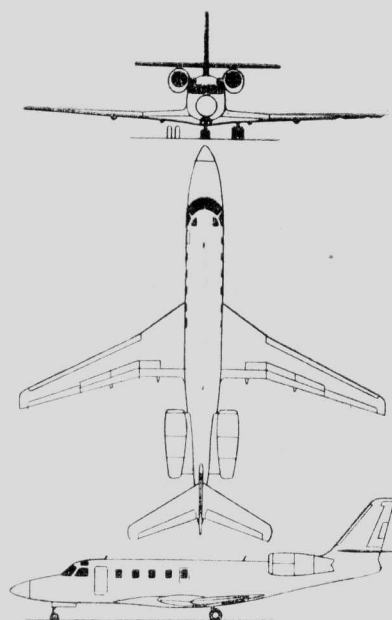


Рис. 51. Самолет IAI 1125 «Астра»

## Характеристики самолетов АОН фирмы IAI

	1124 „Уэствинд“ 1	1124А „Уэствинд“ 2	1125 „Астра“
Длина самолета, м	15,93	15,93	16,94
Высота самолета, м	4,81	4,81	5,54
Размах крыла, м	13,65	13,65	16,05
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	28,64	28,64	29,4
Относительное удлинение	6,51	6,51	8,76
Размах горизонтально-го оперения, м	6,4	6,4	6,4
Колея шасси, м	3,35	3,35	2,77
База шасси, м	7,79	7,79	7,34
Размеры пассажирской кабины, м:			
длина	4,72	4,74	5,23
ширина	1,45 (макс.)	1,45 (макс.)	1,45
высота	1,5 (макс.)	1,5 (макс.)	1,75
Число мест:			
экипажа	2	2	2
пассажиров	10	7—10	6—9
Силовая установка	2 ТРДД Гаррет TFE 731-3-1G	2 ТРДД Гаррет TFE 731-3-1G	2 ТРДД Гаррет TFE 731- 3B-100G
Взлетная тяга, кгс	2×1680	2×1680	2×1655
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кгс/кгс-ч	0,835 (Н=12 200 м, М=0,8)	0,835 (Н=12 200 м, М=0,8)	—
Максимальный взлетный вес, кгс	10 660	10 660	10 660
Вес пустого снаряженного, кгс	5580	6010	5747
Максимальная платная нагрузка, кгс	1540	1475	1510
Максимальный вес топлива, кгс	3950	4345	3900
Крейсерская скорость, км/ч	740	723	876
Крейсерский потолок, м	13 710	13 710	13 710
Дальность полета с учетом резервов топлива, км	3980 (7 пассажи- ров, багаж)	4430 (10 пасса- жиров)	6185 (5 пасса- жиров)
Длина разбега, м	5370 (2 пассажи- ра, багаж)	5385 (4 пассажи- ра)	—
Длина пробега, м	1495	~1220	—
Уровень шума, EPN дБ:			
при взлете	625 (посадочная дистанция)	534	754 (длина ВПП)
при заходе на посадку	84,2	85,1	88
сбоку от ВПП	93	92,8	92
	88,4	88,5	88

В отличие от самолетов «Уэствинд» самолет «Астра» имеет низкорасположенное стреловидное крыло с изломом по передней кромке. Угол стреловидности по 1/4 хорд в корневой части 34°, у концевых секций 25°. В конструкции крыла использован новый профиль «Сигма» 2, композиционные материалы номекс и кевлар. Крыло имеет предкрылки, которые механически связаны с закрылками. На верхней поверхности крыла находятся трехсекционные интерцепторы. Крыло имеет цельную по всему размаху конструкцию и крепится под фюзеляжем.

Шасси трехстоечное, убираемое. Все стойки имеют спаренные колеса.

В хвостовой части фюзеляжа находятся два ТРДД Гаррет TFE 731-3B-100G с тягой по 1655 кгс,

имеют реверсеры. Топливо размещается в крыльевых баках-отсеках и двух фюзеляжных баках за пассажирской кабиной. Запас топлива ~5750 кгс. В багажном отсеке возможна установка двух дополнительных баков емкостью по ~190 л.

Пассажирская кабина рассчитана на 9 мест. Имеется буфет, гардероб и туалет. В отличие от самолетов «Уэствинд» пассажирская кабина имеет постоянную ширину, высота увеличена на 0,25 м. Кабина экипажа двухместная. В состав бортового оборудования входит цифровая электронная пилотажно-навигационная система Коллинз EFES-85 с выводом информации на цветные многофункциональные дисплеи. По желанию заказчика возможна установка навигационной системы фирмы Ханиуэлл [5, 8, 27, 28, 29].

Характеристики самолетов АОН фирмы IAI даны в табл. 11.

### САМОЛЕТЫ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ БРАЗИЛИИ

Среди всех стран Латинской Америки Бразилия занимает ведущее место по производству самолетов АОН. Их разработку и постройку ведет фирма **Эмбраэр**, основанная в 1969 г. Завод фирмы находится в Сан-Паулу. В настоящее время фирма выпускает самолет ЕМВ-110 «Бандейранте», который используется в гражданских и военных целях.

Разработка самолета «Бандейранте» (рис. 52) началась в 1965 г., когда ВВС Бразилии выдвинули требование о замене устаревших самолетов Бич 18, которые использовались в качестве легких транспортных самолетов. В 1966 г. началась постройка первого опытного самолета IРD/PAR 6504, который 26 октября 1968 г. совершил первый полет. Самолет получил военное обозначение УС-95. Было построено три самолета для летных испытаний и один — для статических. Однако достигнутые характеристики не отвечали требованиям.

Фирма Эмбраэр доработала конструкцию самолета, в частности, установила более мощные ТВД, полностью убираемое шасси, удлинила фюзеляж. В новом варианте самолет получил обозначение ЕМВ-110 «Бандейранте». Первый полет серийного самолета состоялся 9 августа 1972 г. В настоящее время в серийном производстве находится модификация самолета ЕМВ-110Р2, который совершил первый полет в мае 1977 г.

Самолет ЕМВ-110Р2 имеет низкорасположенное прямое крыло с двумя лонжеронами. Угол поперечного  $V=7^\circ$ . Крыло выполнено из алюминиевых сплавов, законцовки — из стеклопластика. Задний стык крыла с фюзеляжем также изготовлен из стеклопластика. Крыло имеет элероны Фрайза и двухщелевые закрылки. Левый элерон с триммером. Оперение обычной схемы, вертикальный киль стреловидный. Имеется небольшой подфюзеляжный киль.

Силовая установка состоит из двух ТВД Пратт-Уитни РТ6А-34 мощностью по 750 л. с. Двигатели приводятся трехлопастные ВИШ диаметром 3,2 м. Топливо размещается в четырех крыльевых баках-отсеках общей емкостью ~1720 л.

Кабина экипажа двухместная. В пассажирской кабине можно разместить 21 пассажира (расстоя-



Рис. 52. Самолет Эмбраэр ЕМВ-110 «Бандейранте»

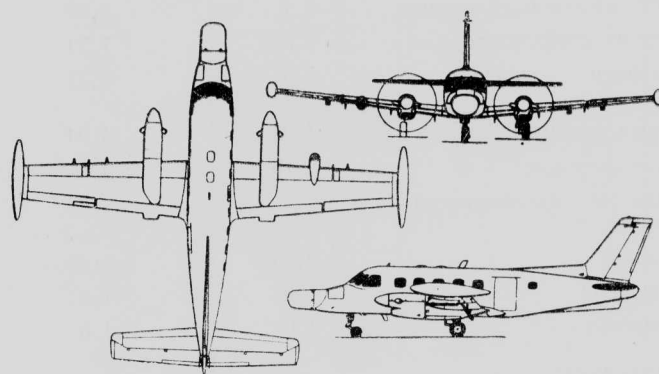


Рис. 53. Схема патрульного самолета Эмбраэр ЕМВ-111

ние между рядами 0,74 м). В хвостовой части кабины находится багажный отсек объемом 2 м<sup>3</sup>.

Фирма Эмбраэр разработала несколько вариантов самолета ЕМВ-110, часть которых серийно уже не строится (ЕМВ-110В, Е, К). Самолет ЕМВ-110Р1 представляет собой переоборудуемый грузо-пассажирский вариант самолета ЕМВ-110Р2. Имеется поисково-спасательный вариант ЕМВ-110Р1 SAR с увеличенным взлетным весом до 6000 кгс. Используется в поисковых операциях над сушей и водой, сброса парашютистов-спасателей и эвакуации пострадавших. Для улучшения обзора кабина имеет два полусферических иллюминатора. Самолет рассчитан на перевозку шести раненых на носилках, санитаров, надувных спасательных плотов и другого спасательного снаряжения. В ВВС Бразилии имеет обозначение SC-95В.

Фирма предлагала вариант ЕМВ-110Р3 с ТВД РТ6А-65 мощностью по 1170 л. с. и Т-образным оперением. Разработка была прекращена.

В 1977 г. на основе самолета ЕМВ-110Р2 был разработан базовый морской патрульный самолет ЕМВ-111 (рис. 53). Отличается от исходного усиленной конструкцией передней кромки крыла, наличием дополнительных топливных баков (общим объемом 636 л) на концах крыла и удлиненным обтекателем в носовой части фюзеляжа. Крыло имеет четыре пилона для подвески контейнеров с НУР калибром 70 мм. На правом крыле на передней кромке установлен поисковый прожектор (50 млн. свечей). Для подсветки целей ночью используются осветительные бомбы. Самолет может оснащаться громкоговорителем (1,4 кВт).

Всего фирма Эмбраэр к началу 1983 г. поставила 413 самолетов EMB-110 «Бандейранте».

### Характеристики самолетов Эмбраэр EMB-110P2 и 111

	EMB-110P2	EMB-111
Длина самолета, м	15,1	14,91
Размах крыла, м	15,33	15,95 (с учетом концевых топливных баков)
Высота самолета, м	4,92	4,91
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	29,1	29,1
Относительное удлинение	8,1	8,07
Размах стабилизатора, м	7,54	7,51
Площадь стабилизатора, м <sup>2</sup>	5,51	5,51
Колея шасси, м	4,94	4,94
База шасси, м	5,10	4,26
Размеры пассажирской кабины, м		
длина	9,53	8,65
ширина	1,6	1,6
высота	1,6	1,6
Число мест:		
экипажа	2	2
пассажиров	19—21	5 операторов оборудования
Силовая установка	2 ТВД Пратт-Уитни PT6A-34	2 ТВД Пратт-Уитни PT6A-34
Взлетная мощность, л.с.	2×750	2×750
Максимальный взлетный вес, кгс	5670	7000
Вес пустого снаряженного, кгс	~3520	3760
Максимальная платная нагрузка, кгс	1680	—
Вес самолета без топлива, кгс	5450	5150
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	410	360
Дальность полета (с 45 мин резервом топлива), км	2000	2945
Взлетная дистанция (высота препятствия 15 м), м	675	1050

В октябре 1976 г. начались летные испытания самолета EMB-121A «Шингу» I, который был сертифицирован в 1979 г. Самолет «Шингу» I используется как административный, воздушное такси и учебный.

Самолет «Шингу» I имеет низкорасположенное крыло и Т-образное оперение. По конструкции крыло идентично крылу самолета EMB-110P2 «Бандейранте», но имеет меньший размах и модифицированные законцовки. Шасси трехколесное, убирающееся. Кабина рассчитана на перевозку девяти пассажиров. Экипаж состоит из двух пилотов.



Рис. 54. Самолет Эмбраэр EMB-121 «Шингу» II

Силовая установка состоит из двух ТВД Пратт-Уитни PT6A-28 мощностью 680 л.с. Воздушные винты трехлопастные, диаметр 2,36 м. Топливо размещается в четырех баках-отсеках в крыле, общая емкость ~1670 л.

Поставки самолета «Шингу» I начались во второй половине 1977 г. К весне 1983 г. построено более 100 самолетов. В вооруженных силах Бразилии и Франции самолет используется в качестве связного.

В 1981 г. состоялся первый полет самолета EMB-121A1 «Шингу» II (рис. 54), который по конструкции идентичен самолету «Шингу» I, но имеет новые ТВД PT6A-135 мощностью по 750 л.с. и четырехлопастные воздушные винты. В хвостовой части установлен небольшой подфюзеляжный гребень. Топливо размещается в двух крыльевых баках-отсеках общей емкостью ~1720 л. Поставки самолета «Шингу» II начались в 1982 г.

Фирма исследовала вариант самолета «Шингу» III с удлиненным фюзеляжем и двумя ТВД PT6A-42 мощностью по 850 л.с. В 1983 г. разработка была прекращена [5, 8].

### Характеристики самолетов Эмбраэр EMB-121 «Шингу»

	«Шингу» I	«Шингу» II
Длина самолета, м	12,25	12,25
Размах крыла, м	14,05	14,05
Высота самолета, м	4,84	4,84
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	27,5	27,5
Относительное удлинение	7,18	7,18
Размах стабилизатора, м	5,58	5,58
Площадь стабилизатора, м <sup>2</sup>	5,84	5,84
Колея шасси, м	5,24	5,24
База шасси, м	2,90	2,90
Размеры пассажирской кабины, м:		
длина	3,57	3,57
ширина	1,74	1,74
высота	1,52	1,52
Число мест:		
экипажа	1—2	1—2
пассажиров	9	9

	„Шингу“ I	„Шингу“ II
Силовая установка	2 ТВД Пратт-Уитни РТ6А-28	2 ТВД Пратт-Уитни РТ6А-135
Взлетная мощность, л.с.	2×680	2×750
Максимальный взлетный вес, кгс	5670	5670
Вес пустого снаряженного, кгс	3620	3500
Максимальная платная нагрузка, кгс	860	900
Вес самолета без топлива, кгс	4660	—
Максимальная крейсерская скорость, км/ч	450	465
Дальность полета (с 45 мин резервом топлива), км	2270	1630
Взлетная дистанция (высота препятствия 15 м), м	865	760

1. ICAO Bulletin, 1983, v. 38, VII, N 7, p. 52—53.
2. Aviation Magazine, 1983, 1—14/IX, N 857, p. 55.
3. Ramsden J. M. The 270 000 — aircraft market. Flight International, 1982, v. 121, 22/V, N 3811, p. 1322—1324, 1329—1331.
4. Interavia Air Letter, 1984, 2/II, N 10440, p. 6.
5. Jane's All the World's Aircraft, 1983—1984, p. 11—16, 67—71, 72—82, 84—87, 128—130, 145—153, 251—253, 267—269, 274—276, 281—282.

6. ICAO Bulletin, 1983, v. 38, II, N 2, p. 20—21.
7. Air et Cosmos, 1984, 3/III, N 991, p. 16—17, 19.
8. Jane's All the World's Aircraft, 1982—1983, p. 272.
9. Flight International, 1984, v. 125, 31/III, N 3908, p. 803.
10. Jane's all the World's Aircraft, 1967—1968, p. 159—160.
11. Jane's All the World's Aircraft, 1972—1973, p. 199—201.
12. Bulletin de GIFAS, 1984, 15/III, N 1371.
13. Interavia Aerospace Review, 1983, v. 38, VI, N 6, p. 652—653.
14. Interavia Air Letter, 1983, 22/IV, N 10239, p. 3.
15. Air et Cosmos, 1984, 25/II, N 990, p. 14.
16. Air et Cosmos, 1983, 8/X, N 970, p. 19—22.
17. Air et Cosmos, 1983, 5/XI, N 974, p. 17—19.
18. Aviation Magazine, 1984, 15/I, N 866, p. 42—44.
19. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 12/XII, N 24, p. 71—73.
20. Interavia Aerospace Review, 1983, v. 38, XI, N 11, p. 1162.
21. Air et Cosmos, 1984, 18/II, N 989, p. 21, 25.
22. Interavia Air Letter, 1984, 22/II, N 10449, p. 6.
23. Air International, 1984, v. 26, I, N 1, p. 46.
24. Velupillai D. 125-800: coast-to-coast high flier. Flight International, 1983, v. 123, 4/VI, N 3865, p. 1680—1686.
25. North D. Changes cut drag on uprated HS.125. Aviation Week and Space Technology, 1983, v. 119, 5/XII, N 23, p. 141, 144, 149, 151.
26. Interavia Air Letter, 1984, 7/II, N 10438, p. 4.
27. North D. Westwind 2 offers increase in range. Aviation Week and Space Technology, 1982, v. 116, 25/I, N 4, p. 74—77.
28. Air et Cosmos, 1983, 24/IX, N 968, p. 15.
29. Aviation Week and Space Technology, 1984, v. 120, 2/IV, N 14, p. 16.

Референты: В. В. Беляев, Д. С. Георгиевская,  
Н. Н. Зайцева.  
Редактор В. В. Беляев.

„ТИ“, ОНТИ ЦАГИ, 1984, №14, 1—28.

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

Технический редактор **О. В. Колоколова**

Корректор **Л. Д. Морозова**

Сдано в набор 15.06.84.

Подписано в печать 2.08.84.

Формат бумаги 60×90<sup>1</sup>/<sub>8</sub>.

Типографская № 1.

Литературная гарнитура.

Высокая печать.

Бум. л. 1,75.

Усл. печ. л. 3,5.

Уч.-изд. л. 4,2.

Тираж 2872 экз.

Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2006.

Индекс 6183