00906011 6

V271-62
12

世界民用飞机手册

张庆伟　林左鸣　主编

赠

北京航空航天大学
藏书
图书馆

航空工业集团公司

航空工业出版社

北京

北航　C1328820

内 容 提 要

《世界民用飞机手册》收录了世界各国正在使用、生产和研制中的民用飞机共94个型号，按座级编排。全书共分4篇：100座以下机型、100～200座机型、200～300座机型、300座以上机型，系统地介绍了它们的研制概况、设计特征及技术数据，特别综述了这些飞机的技术水平和性能特点，从而比较全面地反映了当前民用飞机发展概貌和民机技术的发展历程及最新水平。本书内容丰富、资料翔实、数据可信、图文并茂、特点鲜明，是目前国内第一部集手册与综述于一体的权威性民用飞机参考书。为了读者阅读方便，书后附有名词解释、国外相关公司名录、拉丁文索引、国家（或地区）索引、座位数索引及项目启动时间索引。

本书可作为从事航空科研、民机生产的政府部门与企事业单位的管理人员和研究人员查阅各种民用飞机概况、设计特点和技术发展以及技术数据的工具书，也可作为广大航空爱好者了解各种民用飞机及民机技术发展的科普读物。

图书在版编目（CIP）数据

世界民用飞机手册 / 张庆伟，林左鸣主编 .—北京：航空工业出版社，2009.5

ISBN 978-7-80243-330-4

Ⅰ.世… Ⅱ.①张…②林… Ⅲ.民用飞机－简介－世界 Ⅳ.V271

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2009）第 067946 号

世界民用飞机手册

Shijie Minyong Feiji Shouce

航空工业出版社出版发行

（北京市安定门外小关东里 14 号）

发行部电话：010-64815615　010-64978486

北京盛通印刷股份有限公司印刷　　全国各地新华书店经售

2009 年 5 月第 1 版　　2009 年 5 月第 1 次印刷

开本：889×1194　1/16　　印张：28.25　　字数：722 千字

印数：1—4000　　定价：298.00 元

《世界民用飞机手册》

主　　编　张庆伟　林左鸣

副 主 编　吴光辉

执行主编　张晋平

总 审 校　秦福光

审校人员　张钟林　任源博　徐德康　李广义

编写人员　（按姓氏笔画为序）

丁立铭　王　妍　王晓鹤　尹相丽　邓中卫

卢新来　邢晨光　朱彦伶　刘代军　刘亚威

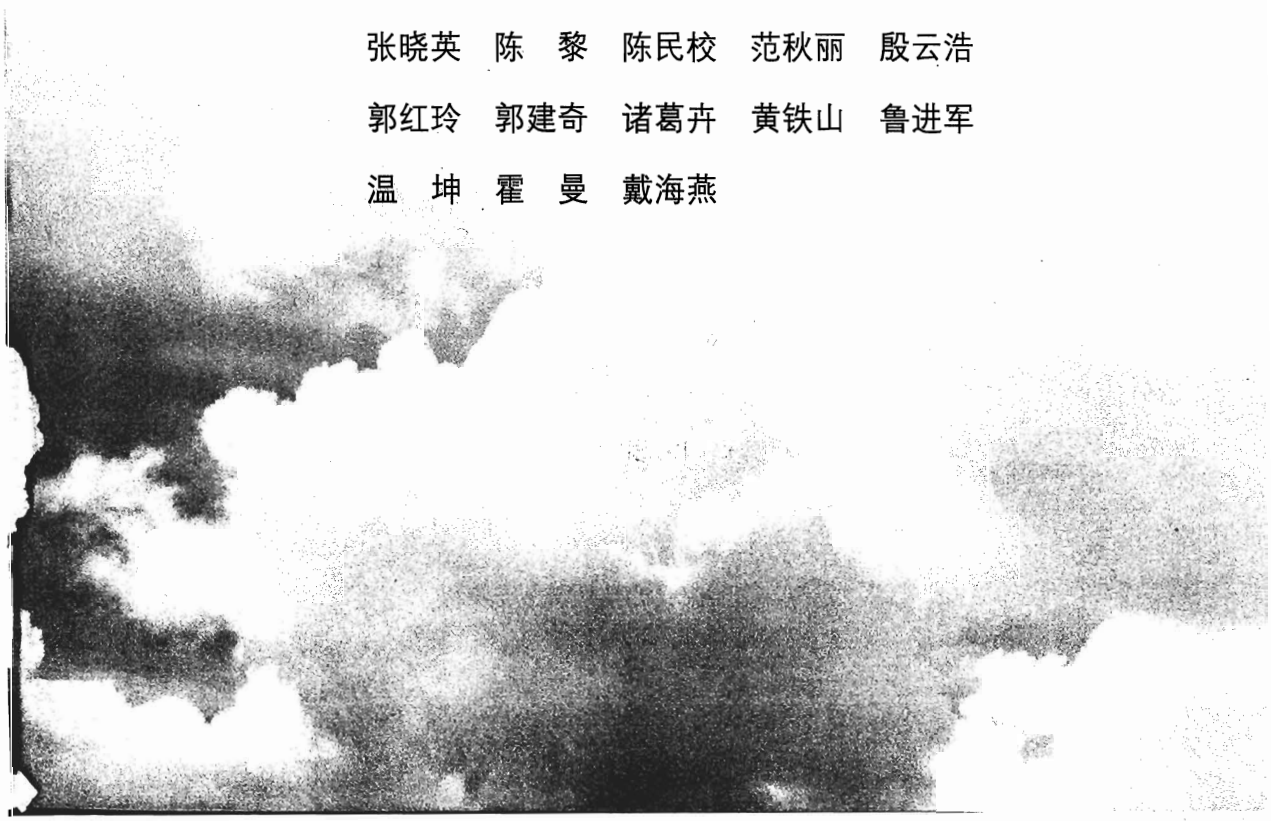
闫　娟　苏海军　李　航　李　清　李广义

杨玉岭　吴　蔚　张　慧　张云阁　张汝玲

张晓英　陈　黎　陈民校　范秋丽　殷云浩

郭红玲　郭建奇　诸葛卉　黄铁山　鲁进军

温　坤　霍　曼　戴海燕



序

2008年5月11日，中国商用飞机有限责任公司在上海正式成立，标志着中国大型客机研制工作已全面启动。这不但是中国航空发展史上的一件大事，而且对于建设创新型国家、实现中华民族的伟大复兴都具有非常深远的意义。60年来数代中国人梦想着坐上自己的大飞机。科技界和全国各界都对航空战线寄予厚望，人们说，中国没有自己的大飞机，死不瞑目。今天，中国在大型客机领域向世界航空科技制高点发起冲击，这是一场伟大的战役，夺取这场战役的胜利将标志中国向科技强国迈出了决定性一步。改革开放以来的实践已经证明，任何轻视自己的能力、难有作为的观点都是没有根据的。

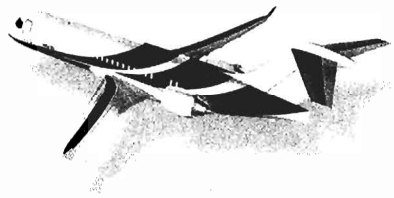
大型客机技术复杂，风险高，难度大，要想在竞争激烈的市场中占有一席之地，必须有坚韧不拔的奋斗精神和精益求精的科学态度。我们是后来者，在改革开放的条件下，不但能站在巨人的肩膀上，开拓前进，还能够针对市场需求，有所创新，有所创造，创出我们自己的特色。

航空工业出版社出版的《世界民用飞机手册》系统地介绍了近100种机型的设计特点和技术数据，概述了飞机特点，还配有大量的图片，形象直观，是一本图文并茂的工具书。它有助于航空科研、生产、管理人员迅速、准确地了解世界民用飞机的最新发展情况，对于制定设计方案、筹划竞争策略也有重要的

愿航空战线全体干部职工在攻克大飞机战役中取得辉煌胜利，祝愿中国的大飞机能够早日翱翔于世界蓝天。

宋健

2009年3月



前 言

飞机作为民用运载工具在过去的一个世纪中得到了迅速发展和广泛应用。民用飞机每天都在造福人类。它在运输领域充分施展才能，加快了社会运转速度，改变了人们的时空观，缩短了国与国、人与人之间的距离感。目前民用飞机已成为一些国家的经济发展源泉，并被称为工业之花和技术发展的火车头。在产品方面，航空运输系统对保持国家经济活力、提高公众生活质量和国家安全水平起着至关重要的作用；在技术方面，民用航空技术的发展进步极大地推动了其他领域的协同发展，同时各种先进技术在民用飞机上的成熟应用也连锁带动了一大批相关技术的不断更新。民用飞机所具有的巨大社会效益和经济效益已成为发达国家和发展中国家自行研制本国民用飞机的主要驱动因素。

2006年，值得所有中国人自豪的是，温家宝总理宣布中国要自行研制大型客机，并将研制大型飞机列为建设创新型国家的重大专项和标志性工程，中国人要用自己的双手和智慧制造有国际竞争力的大型客机，这是所有国人倍感兴奋的大事，但也向肩负研制重担的飞机设计人员提出了巨大挑战。面对飞机设计的高技术和复杂性以及世界民用飞机市场及民机技术日新月异的变化，飞机设计人员极其希望迅速了解和掌握世界民用飞机的发展概况和技术特点，以便积累经验和启发设计思路。正如新中国第一位飞机总设计师徐舜寿同志的名言："设计飞机像做诗一样——熟读唐诗三百首，不会吟诗也会咏；看多了飞机图纸，设计飞机自然就有思路了。"顾诵芬院士在他主编的《飞机总体设计》一书中，明确提出要做好飞机设计，必须查阅大量的飞机资料，并且推荐飞机设计人员要经常翻阅英国

出版的《简氏飞机年鉴》和航空工业出版社出版的《世界飞机手册》。飞机手册真实描述和介绍了飞机的性能水平和发展概况，是积累资料的重要途径。然而截至目前国内尚未出版一本具有权威性的专门介绍民用飞机的手册。为此，我们组织民机技术相关情报研究人员编撰了这本《世界民用飞机手册》，希望弥补此缺憾。也希望这本书为所有关心民用飞机发展的中国人提供一个放眼看世界的极好平台。

在综合考虑时效性和代表性的基础上，本书重点收录了21世纪在役的、在研的用于航线运输的干线、支线飞机，以及大型公务机。此外，为了比较全面地反映民用飞机产品及技术的发展特点，本书还将一些对民机技术发展比较有影响但因各种原因未能成功开发和生产的民用机型收录在内。

本书共收录了94种民用飞机，每一种机型按项目概况、主要型别、设计特征、使用特点、技术数据五部分阐述。“项目概况”重点介绍飞机项目的研制背景、发展概况、投入运营时间、生产量及交付量，研制费用及飞机单价等。“主要型别”概要介绍该机种已发展、正在发展或计划发展的主要改型。“设计特征”介绍飞机的总体布局、动力装置、座舱、起落架、系统与机载设备。“使用特点”重点反映飞机所采用的新技术、所具有的新特点，其成功经验及教训等，以求客观地展现出民机产品及其技术的发展历程和发展趋势。该部分内容是集客观反映和研究于一体的综述性分析，是本书区别于其他手册的最大亮点。“技术数据”包括外形尺寸、内部尺寸、重量及载荷和性能数据等。此外为了增强读者对各种飞机的感性认识，书中为每种机型都配备了数幅反映飞机特征的彩色图片。

本书目录不同于以往手册的目录形式，是按座级编排的，使读者更直观、更有效地查阅。此外，为方便读者以其他方式查阅及深入了解，另增加6项附录用

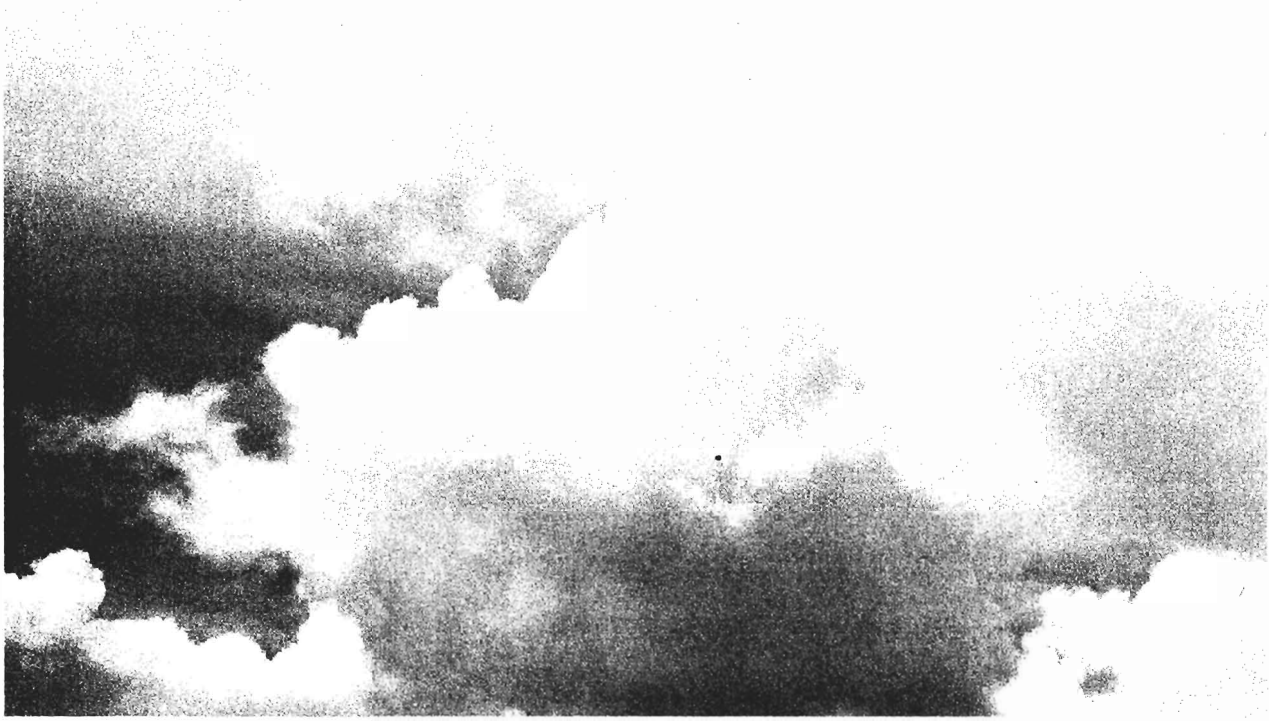
于特殊名词解释、公司查询和飞机索引：附录1名词解释，对出现在书中的一些专用名词进行注解；附录2列出本书所涉及的主要研制商及设备制造商；附录3按拉丁文排序；附录4按国家（或地区）排序；附录5按座位数从小到大排序；附录6按项目启动时间列出，并附有首架飞机首飞、交付时间及现状。

本书编者多渠道收集、整理并分析了国内外的权威信息资料，所引用的信息资料截止到2008年12月。

经过半年多的努力，《世界民用飞机手册》终于要和大家见面了。在此感谢全体编写人员、审校人员和出版人员。并承原国务委员、第九届全国政协副主席、中国工程院主席团名誉主席、著名科学家宋健院士作序，特此致谢。

为了能够尽快投入使用，本书的编写出版时间安排非常紧张，书中难免会有疏漏和不足，欢迎大家批评指正。

2009年4月



说不尽的精彩

——世界民用飞机发展与展望

1903年12月17日，美国莱特兄弟制造的历史上第一架带有动力的载人飞机“飞行者”1号试飞成功，把人类飞行的梦想变成了现实。从此，民用飞机给人类的进步和发展插上了飞翔的翅膀，将人们的活动范围从陆地、海洋扩展到天空，并逐步成为国民经济发展和人民生活不可或缺的交通工具，极大地改变了人们的时空观。今天，数以万计、不同大小和不同种类的民用飞机翱翔在蓝天中，成为蓝天白云之间一道亮丽的风景线，在蓝天上演绎着说不尽的精彩。

一、民用飞机发展历程

飞机发明之初，主要用于体育运动和娱乐活动。1910年前后，人们开始尝试用飞机进行空中运输。但直到第一次世界大战硝烟散尽后，飞机才开始广泛投入商用航空客货运输并出现真正意义上的民用客机。第二次世界大战后，民用飞机迎来了快速发展的黄金时期，飞机设计、研发、制造技术不断创新。20世纪50年代，具有划时代意义的喷气飞机问世，随后的几十年，民用喷气飞机一直引领着现代民用飞机发展的潮流。

1.干线飞机

干线飞机一般是指客座数大于100、满载航程大于3000km的大型客货运输机。按航程划分，现在通常把满载航程大于6000km的干线飞机称为中远程干线飞机，国际航线上大多采用这类飞机；把满载航程小于5000km的干线飞机称为中短程干线飞机，一般多用于地区航线和国内航线。干线飞机是民用飞机市场的主体，民用航空运输90%以上的客、货周转量都是由干线飞机完成的。干线飞机处于民用飞机产业的高端，具有经济价值高、技术难度大、综合性强等特点。

目前，大型客机市场通过优胜劣汰的残酷竞争，全球市场几乎被美国波音公司和欧洲空中客车公司（空客公司）这两大航空巨头垄断，其产品已形成了各自的系列，全方位地覆盖着不同的市场需求，而且通过系列化和通用化发展，取得了很大的竞争优势。

自20世纪50年代初喷气飞机问世以来，基本每隔10多年就会有一批具备不同技术特点的干线飞机问世，今天第五代飞机已在发展之中。虽然这五代喷气干线飞机在速度上没有很大的提高，粗看起来外形变化也不大，但是每代飞机都具有鲜明的技术特征，每一代飞机之间都取得了很大的技术进步。

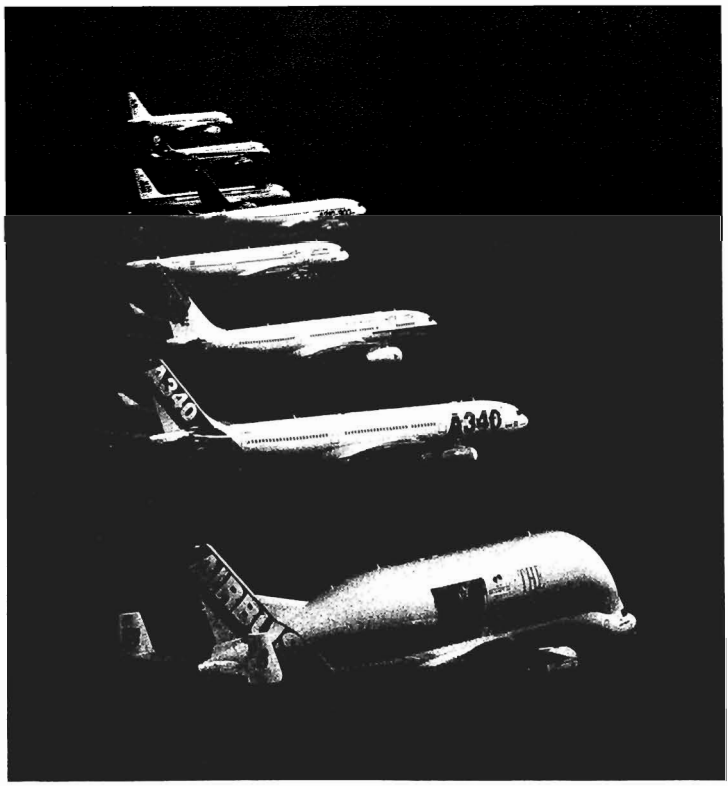
第一代喷气干线飞机于20世纪50年代投入航线运营，代表机型有美国的波音707、DC-8和苏联的图-104等客机。其主要技术特点是采用涡轮喷气（涡喷）发动机作为动力装置和使

用带后掠角的机翼代替以往的活塞式发动机和直机翼，从而大大提高了飞机的巡航速度和客运量，使航空公司的运营效率大大提高。这一代飞机机翼一般采用层流平顶翼型，结构设计应用静强度和刚度设计准则，航空电子设备大多为模拟式，以机电仪表为主。

第二代喷气干线飞机于60年代开始投入航线运营，代表机型包括美国的波音727、波音737、DC-9，英国的“三叉戟”和苏联的图-154。其主要技术特点是装有低涵道比涡轮风扇（涡扇）发动机，降低了燃油消耗，提高了中近程航线运营的经济性，各系列型号覆盖了从100座至180座的各个座级，满足了中近程航线的运输需求。这一代飞机机翼大多采用尖峰翼型，结构设计应用破损安全设计准则，航空电子设备大多也为模拟式，也以机电仪表为主。

第三代喷气干线飞机包括70～80年代投入使用的众多机型，代表机型包括美国的波音747、DC-10、L-1011“三星”、波音757、波音767，欧洲的A300B、A310，以及苏联的伊尔-86等飞机。这一代飞机的技术特点是除了采用改进的高涵道比涡扇发动机使燃油消耗改善5%以上外，还逐步采用了超临界机翼、减小机翼后掠角、加大机翼展弦比、增大机翼相对厚度。通过这些措施来改善飞机的巡航气动效率，并采用新型铝合金以减轻结构重量[①]，从而有效地降低了飞机的直接使用成本，提高了运营效率。这一代飞机结构设计从应用破损安全设计准则发展到后来采用结构损伤容限设计准则，航空电子设备开始采用总线技术，数字化、综合化程度提高，仪表板以电子显示为主。

此外，在80年代，为了占领波音727、波音737早期型、DC-9等中短程老龄飞机退役而出现的市场空缺，波音公司和麦道公司分别在波音737早期型和DC-9基础上利用新技术推出了波音737-300/400/500和MD-80系列飞机等。而欧洲空客公司则“以新制胜”，研制出在民用飞机上首次采用电传操纵等一系列新技术的A320参加这一市场的竞争。这些80年代出现的150座级的新干线飞机也具有前述第三代干线飞机的技术特点，应属于第三代干线飞机的范畴。



第四代喷气干线飞机从90年代开始陆续投入航线运营，机型以美国的波音777、波音737NG（波音737-600/700/800/900/900ER），欧洲空客公司的A330/A340、俄

① 本书“重量”均为“质量”概念，单位为千克（kg）。

罗斯的图-204以及伊尔-96为代表。空客公司最新机型A380的工程研制工作始于90年代中期，2000年年底项目正式启动，于2007年10月投入运营。第四代飞机机翼进一步加大展弦比或加装翼梢小翼来提高巡航效率；在动力装置上采用推力大、耗油率低、停车率低、污染小、噪声低的涵道比为7～9的先进高涵道比涡扇发动机；在机体结构上广泛采用轻型结构材料，加大复合材料用量，波音777和A380的复合材料用量占总结构重量的比重分别达到12%和25%，远高于过去机型3%的复合材料用量，较大幅度地减少了飞机的结构重量；客舱宽敞舒适；驾驶舱为双人驾驶体制，使用电传操纵系统，用先进液晶平板显示器代替过去飞机上的阴极射线管（CRT）显示器，所有主要的飞行、导航及发动机信息数据都显示在6块大型屏幕上，大大减轻了驾驶员的工作负荷。

进入21世纪，以波音787和空客A350XWB为代表的第五代干线飞机出现在世人面前。这一代飞机非常强调客舱的舒适性；采用先进计算流体力学设计，融合式翼梢小翼的三维一体化机翼提高了飞机的空气动力性能和巡航效率；在动力装置上采用推力大、耗油率低、环保的涵道比为9～11的先进高涵道比涡扇发动机，燃油消耗比同类型现役飞机低20%以上；最显著的技术特点是在机体结构上大量采用复合材料，波音787和A350XWB飞机的复合材料用量分别占飞机总结构重量的50%和52%，远高于以前大型干线飞机的用量（目前最高水平在25%左右），显著地降低了飞机的结构重量，提高了飞机的维修性，改善了乘客的舒适性；采用开放式结构的中央计算机取代传统的数十条独立总线，控制整个飞机的航电和通用系统，提高了飞机系统的可靠性；首次采用了电刹车系统，将环控系统由传统的发动机引气系统驱动改为电驱动；采用更大尺寸的双屏液晶平板显示器，并采用垂直状态显示模式以显示飞机航迹的相关数据，可以加入增强视景系统和三维合成视景系统，进一步减轻了驾驶员的工作负荷。

2.支线飞机

支线飞机是指100座以下、航行于中心城市与中小型城市或者中小型城市之间的客货运输机，其航程一般在3000km以下。如果按照支线飞机座位数的多少划分，目前世界各国航空公司使用的支线飞机可分为小型支线飞机（10～30座）、中型支线飞机（40～60座）和大型支线飞机（70座以上）；如果按照采用的动力装置划分，支线飞机可分为涡扇支线飞机和涡轮螺旋桨（涡桨）支线飞机。

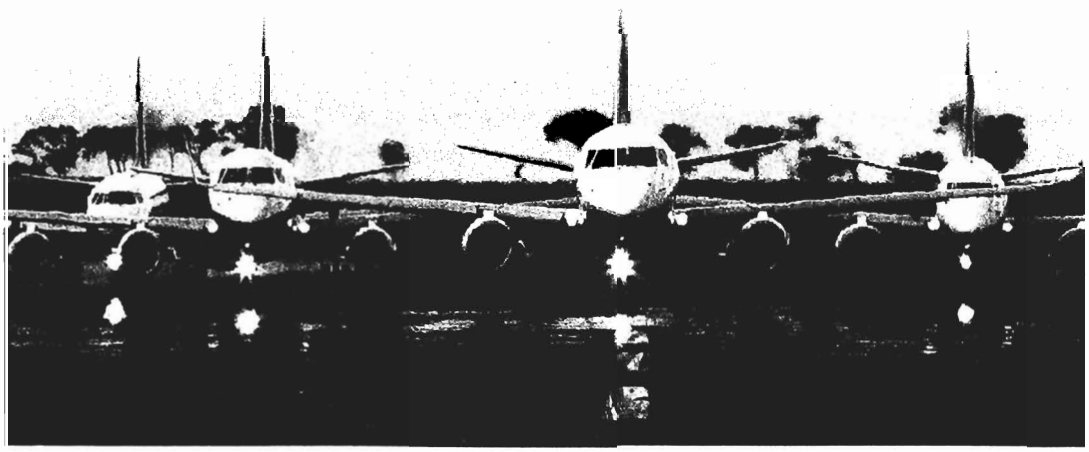
应该指出，近年来随着航空运输的发展，

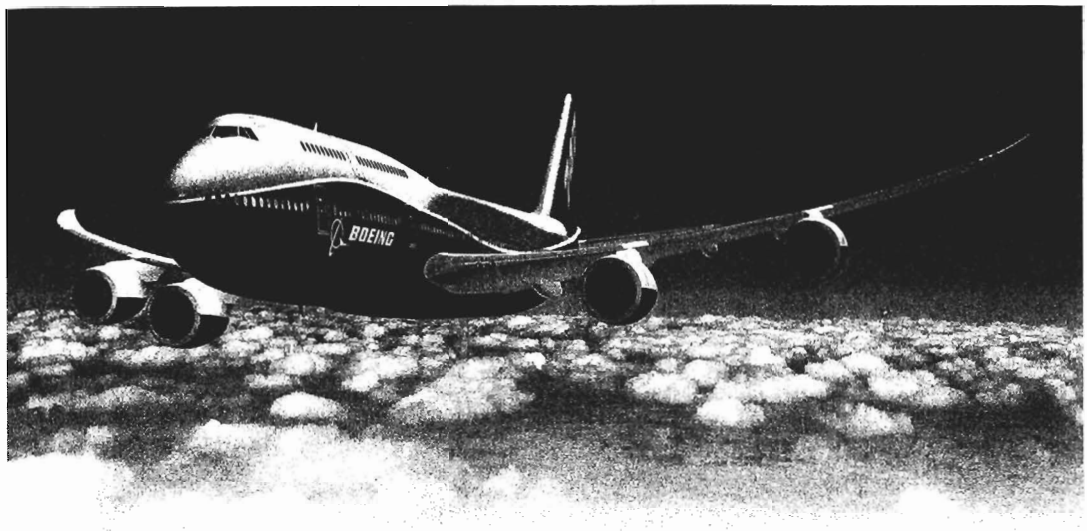
支线飞机与干线飞机的界限越来越模糊，支线飞机的座位数、舒适性越来越接近干线飞机，有些支线飞机的最大座位数已经大大超过100座。但是这些飞机脱胎于大型支线飞机，因此我们仍然将这类飞机归属于支线飞机的范畴。从20世纪60年代至今，支线飞机已经发展了3代。

70年代末期以前投入航线运营的支线飞机被称为第一代支线飞机，以美国的DC-3、康维尔440，荷兰的F.27、F.28“伙伴”，英国的BAe超748、肖特330，加拿大的DHC-6、“冲锋”7，苏联的安-24、雅克-40，日本的YS-11，西班牙的C-212等机型为代表。这些支线飞机是为满足初期支线航空运输的急需而发展的，大部分是中小型涡桨飞机，有的则是从干线航线上淘汰下来的活塞式飞机。

80年代开始投入航线运营的支线飞机被称为第二代支线飞机，以英国的肖特360和ATP、加拿大的“冲锋”8、荷兰的福克50、瑞典的萨伯 340、法国和意大利的ATR42、西班牙和印度尼西亚的CN-235以及巴西的EMB-120等为代表。这一代飞机大部分由第一代飞机改进改型发展而来，小部分是新设计的。其主要技术特点是：在设计规范上全面按适航标准进行设计；在气动外形上虽然仍沿用大展弦比、大相对厚度的梯形直机翼，但把原来的低速层流翼型改为高升力、超临界、后加载等先进翼型；在结构上采用新材料，把复合材料的用量由5%提高到10%；在动力装置方面，换装第二代小型涡桨发动机和噪声小、效率高的螺旋桨，使飞机的燃油消耗下降10%～30%，加上维修性能的改善，使直接使用成本比第一代飞机下降10%左右；在机载航电设备方面也有很大改进，30座以上的飞机都采用了先进的电子显示系统，并装有气象雷达。机载航电设备的改进大大提高了第二代支线飞机的安全性和可靠性。

第一、第二代支线飞机其实都是由短程运输机“转型”而来的，真正为支线航空开发的支线飞机从第三代开始。90年代投入使用的支线飞机被称为第三代支线飞机，以加拿大的“冲锋”8-300/400、CRJ100，法国和意大利合作的ATR72，瑞典的萨伯2000，德国的多尼尔328，巴西的ERJ-145系列，印度尼西亚的N-250，英国的“喷气流”41及BAe.146NRA等为代表。这一代支线飞机的主要特点是：多数型号是在第二代支线飞机基础上把机身加长或缩短，以满足不同座级的需求；在机翼上采用低阻翼尖或翼梢小翼；结构上大量采用铝锂合金等先进材料，复合材料用量达到近20%；在动力装置上采用功重比（发动机功率与其重力之比）比第二代支线飞机更高、耗油率更低的涡桨发动机和高速螺旋桨，以提高巡航速





度和改善飞机经济性，有的则换装涡扇发动机（如ERJ-145）或发展新的涡扇支线飞机（如CRJ100/200飞机）来提高支线飞机的巡航速度；第三代涡扇支线飞机的燃油消耗比第二代涡扇支线飞机下降了10%以上；第三代支线飞机的航电设备进一步改进，可在Ⅳ类气象条件下进近着陆。

进入21世纪，一批新的喷气支线飞机陆续投入使用，它们是加拿大的CRJ700/900、巴西的EMBRAER170/190系列；此外，俄罗斯的“超级喷气”100、中国的ARJ21和加拿大的CRJ1000飞机将在未来的1～2年中投入运营。这些飞机具有第三代喷气支线飞机的主要技术特点，也应属于第三代支线飞机。这些飞机在结构上继续加大先进金属材料和复合材料的用量，以减轻结构重量，并采用了燃油经济性更好的新型涡扇发动机。EMBRAER170/190系列飞机采用了双气泡形的机身截面，增大了客舱空间，并首家将电传操纵驾驶系统引入支线飞机。新世纪投入运营的喷气支线飞机均为70座以上的大运力支线飞机，并且更加注重飞机的通用性、经济性、维修性、环保性以及舒适性。

二、民用飞机发展展望

近年来，航空技术的飞速发展及世界经济的稳步推进为民用飞机提供了良好的发展空间，无论是干线飞机还是支线飞机的订货都大幅上升；然而，与此同时，油价的巨幅震荡、噪声和排放标准限制的加强、对飞机经济性和舒适性要求的不断提高，使民用飞机面临巨大的挑战。

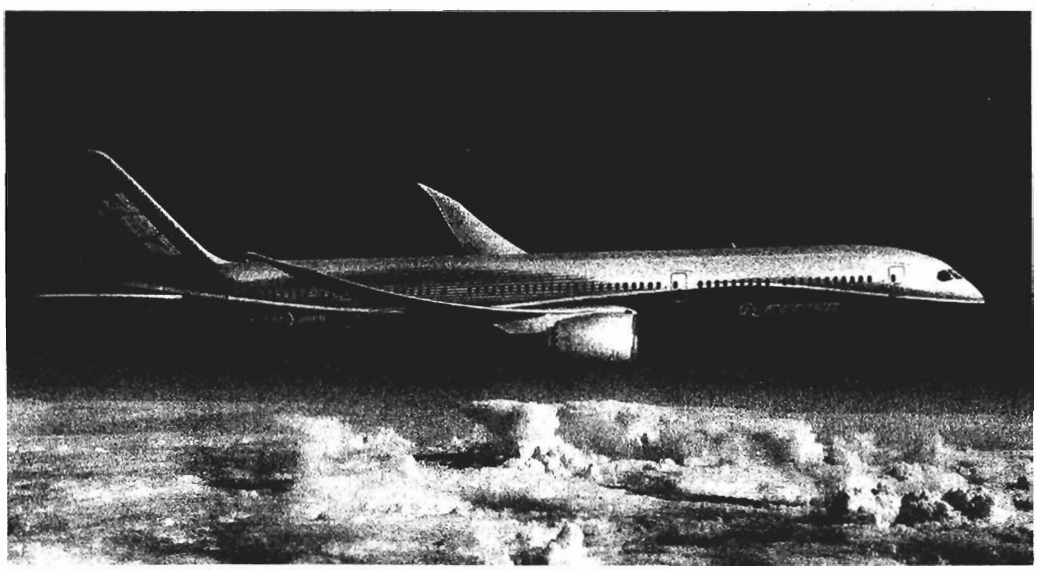
为了在未来激烈的市场竞争中得到生存与发展，保持在民用飞机领域的全球领导地位，美欧等民用飞机强国提出了多项民用航空发展计划，积极研究新一代民用飞机采用的技术，以便继续引领世界民用飞机的发展方向。近两年，美国和欧洲先后出台的涉及民用航空发展的计划包括：美国国家航空研究与发展计划、美国国家航空航天局（NASA）的《民用航空技术十年发展规划：未来的基础》以及欧洲的“清洁天空”联合技术创新计划等。

美国国家航空研究与发展计划按照近期

（小于5年）、中期（5～10年）和远期（大于10年）3个时段，制定了相应的目标，提出了3代新飞机的设想。在这项计划中，“N”代表2008年进入服役的目前一代飞机（波音787作为代表），并且定义了3代新飞机：“N+1”是下一代常规构型飞机，定于2015年前后投入使用；“N+2”是先进构型飞机，2020～2025年投入使用；“N+3”是大幅改进的飞机，2030～2035年投入使用。相比于目前的波音737，该计划要求“N+1”飞机的耗油率降低33%，“N+2”飞机耗油率降低40%，“N+3”飞机耗油率降低70%。其他的远期目标是，使“N+3”飞机的噪声比国际民用航空组织（ICAO）第四阶段噪声限制标准降低62dB，污染排放比航空环境保护委员会第二级标准（CAEP 2）减少80%。美国NASA的《民用航空技术十年发展规划：未来的基础》报告则要求：未来十年美国的民用航空研究与技术须有助于达到4个高度优先的战略目标：提高容量、提高安全性和可靠性、提高效率和性能、降低能耗和环境影响。

与此同时，欧盟正式启动了“清洁天空”联合技术创新计划。这项计划是迄今为止欧洲规模最大、也最具挑战性的计划，计划的研制成果将会颠覆现在飞机设计和航空运输的理念，目的是满足2020年具有挑战性的环境保护目标，即飞机的NO_x排放量减少80%；感觉噪声降低50%；通过大幅度减少燃油消耗将CO_2排放减少50%，同时在整个飞机制造业推行绿色设计、绿色制造、绿色维修和绿色产品寿命周期的“绿色工程”概念。目前欧洲的主要大学、研究机构和航空企业正在6个研究方向上开展工作，分别是：开发主动机翼技术和新飞机布局的智能固定翼飞机验证机研究、绿色支线验证机研究、绿色旋翼验证机研究、绿色发动机验证机研究，开发和验证全电飞机设备和系统结构的绿色运行系统验证机研究，以及开发并验证绿色设计及产品的生态设计研究。此外，欧盟还提出了对未来航空运输产生革命性影响的6个新概念计划，它们是：巡航飞机/输送飞机远程运输系统、地面辅助起飞和着陆电源系统、个人空中运输系统、新的动力系统、全球空中交通系统和先进机场系统。

展望未来，世界民用飞机呈现出以下发展趋势。



1.传统亚声速民用飞机主要优化现有设计

对民用飞机制造商来说，未来传统亚声速民用飞机的发展更多的将是改进现有设计，目的是使民用飞机用更少的油，飞得更高、更远，更好地达到安全性、经济性、舒适性和环保性目标。他们的才能将大多用在降低民用飞机的生产成本和运营成本上，同时使这些飞机噪声更小、排放更低。简而言之，在未来20～25年中，传统亚声速民用飞机的发展主旋律是渐进式的改进，而不是革命性的创新。为满足未来市场需求，会有新的设计产生，但新设计的民用飞机也许与今天在机场上使用的飞机相比不会有多少改观。尽管如此，新型发动机、新型航空电子系统结构、新型结构材料、新型生产工艺、数字通信、新的经营理念、环境要求和正在发展中的市场仍将对未来世界民用飞机的变化产生较大的影响。

（1）干线飞机将向超高效方向发展

目前世界干线航空运输市场使用的全部是亚声速飞机。亚声速干线飞机的一大发展趋势是超高效。超高效有两层含义：一层含义是以更低的成本获得比现在使用的飞机更多的经济效益，要实现这一目标需要采用先进的气动技术、高效的发动机和先进的结构与材料技术等；另一层含义是通过推出新型高效的运输机，提高整个航空运输系统的效率。为了提高运输系统的效率，未来干线飞机可能会更加多样化，实现不同座级的飞机尺寸（100～200座、200～350座和350座以上）与不同航程（短程、中程和远程）的多种组合。

（2）支线飞机的主流将“喷气化”

支线喷气飞机舒适性强，速度较快，航程较远，经济性不断提高，在使用成本上与涡桨飞机的差距已经越来越小，能够与“低端的”干线飞机“无缝连接”，上述因素使支线喷气机在支线飞机市场占据了上风，体现出支线飞机主流“喷气化”的趋势，而且这种趋势正在不断强化。这一趋势将促使支线飞机向大型化方向发展，目前支线飞机的平均座位数正从50～70座级向70～100座级推进。此外，“喷气化”的趋势还促使支线飞机“干线化”，其显著特点之一就是支线飞机的舒适性越来越接近干线飞机。但是涡桨支线飞机也并非没有用武之地，未来燃油价格的上涨将进一步推动对涡桨飞机的需求，特别是在距离较短、航站密度大和往返经济欠发达地区的航线上。

2.新一代超声速民用飞机将面世

速度一直是航空界追求的目标之一。目前，乘客从美洲到亚洲等洲际飞行一般需要10h以上的飞行时间，而人们希望洲际飞行的时间能够缩减到6h以下，特别是相当一批高层人物、政府要员、商务人士都希望提高远程旅行的效率，解决办法之一就是乘坐超声速飞机。可以说，如果出现一种经济上可行，又满足环保要求的超声速民用飞机，那么很有可能将有相当一部分亚声速运输机被挤出国际空运市场。

在世界航空史上，只有法英联合研制的“协和”号超声速客机有较长的商业运营历史，但最终由于经济上的失败已经退出历史舞台。尽管如此，人类对超声速民用飞机的探索一直没有停止，世界航空发达国家如美国、俄罗斯、日本和欧洲的其他一些国家等正在就未来超声速民用飞机的推进、导航、环境污染等问题加紧研究，为发展第二代超声速运输机做技术准备。美欧对可能装载200～300名乘客、马赫数（*Ma*）在2.0～2.5、符合欧美严格的噪声标准的第二代超声速运输机的研究仍在进行之中，而几种尺寸较小的超声速公务机已经进入试飞阶段。

目前许多国家对发展超声速公务机表现出越来越大的兴趣。原因是对于超声速公务机

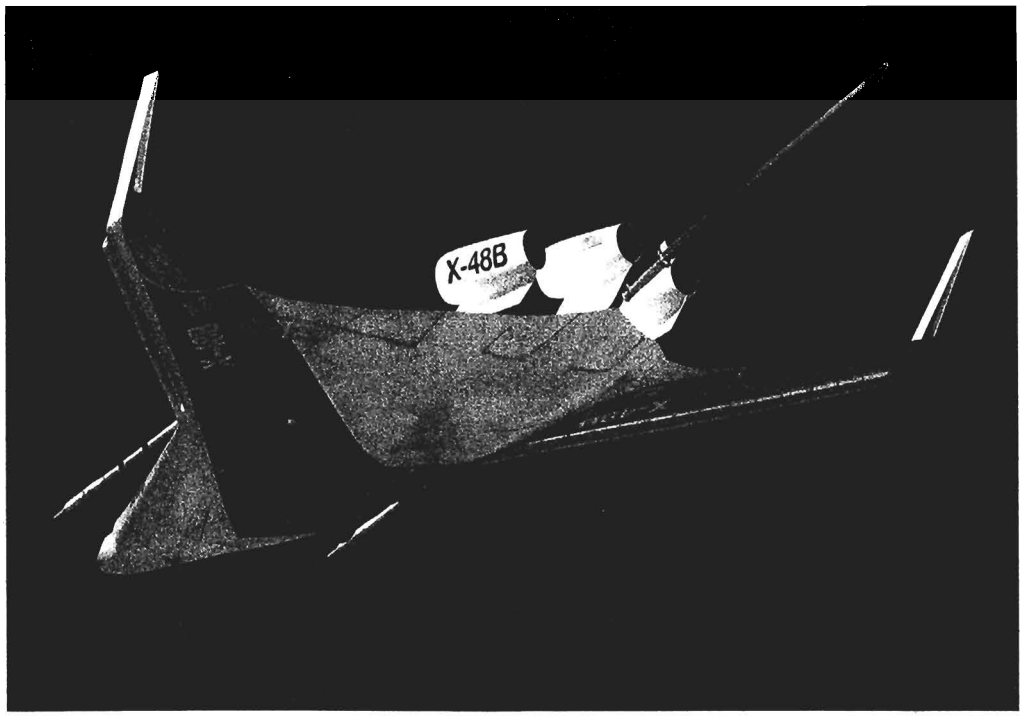
来说，机场噪声、声爆和高空污染排放相对较小。而且如果超声速公务机成功必定会推动大型超声速飞机的研制。预计在不久的将来，第二代超声速民用飞机技术将会日趋成熟，超声速公务机可能会在2020年以后投入使用，而超声速运输机在2030年以后投入商业运营的可能性较大。目前，超声速飞机面临着诸多挑战，其中包括：高效；经济可行、环境可接受的气动布局；同时满足亚声速和超声速飞行包线范围内推力要求的高效、耐久、维修性强的发动机；以及低声爆设计技术等。此外，超声速运输机适合的飞行高度在16000m以上，因此还要考虑辐射对机组和乘客的潜在危害，以及飞机排放物对地球臭氧层的不利影响。

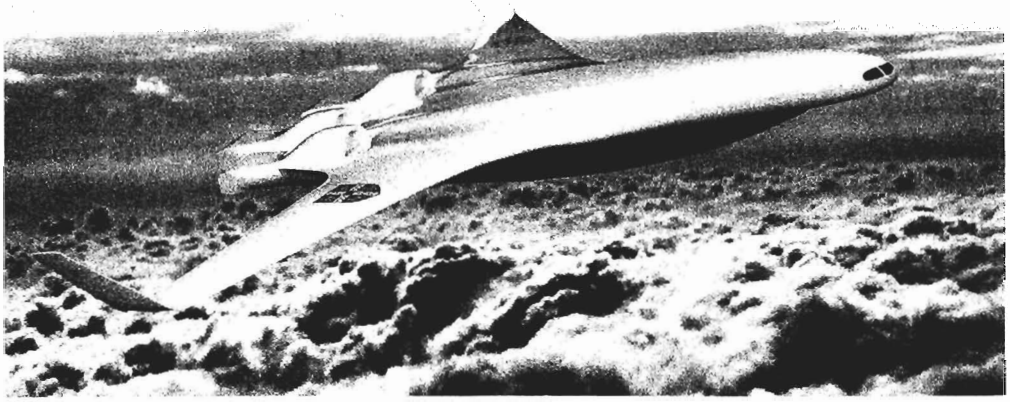
3.新概念运输机探索研究将不断深入

新概念飞行器与传统飞行器相比，在设计思路、气动布局和飞行原理方面存在显著的差别，具有创新性和探索性。目前，一些富于开拓精神的飞机制造商正在考虑未来很有前景的新概念运输机方案，其中包括翼身融合体（飞翼）、倾转旋翼机等方案。

（1）飞翼飞行器

飞翼是未来飞行器发展的焦点之一，美国波音公司和欧洲的多家航空工业公司都提出了飞翼布局的客机方案。飞翼的最大好处是可以使空气动力效率改善30%以上。这种改善主要来自于飞机重量和气动载荷沿着整个机体得到最佳分布，使整个机体（机翼加机身）都是一个升力体。这种升力体客机几乎消除了常规飞机的机翼-机身干扰阻力，同时大大减小了飞机的诱导阻力，又大大增加了机体的内部空间。这种布局不再是常规客机一成不变的由机身载客、机翼提供升力的使用方式，使飞行器无论从气动力上还是从使用效率上都得到了最大程度的发挥。旅客走进客舱看到的不再是现在客机的那种长长的通道式座椅布局，而是“剧院式”座椅布局。





近年来，美国NASA和波音公司都开展了深入的飞翼飞行器研究。NASA早在2005年就在全尺寸风洞中试验了飞翼5%缩比模型的自由飞特性，内容包括在低速飞行包线边缘（无发动机条件）的稳定性和操纵性能评估。现在，NASA正在针对未来空中运输设想方案中各种布局的优点，在持续不断的系统研究基础上，考虑飞翼的改进，诸如引入混合层流控制和埋入式发动机等先进技术，以进一步发挥飞翼设计的更大潜力。波音公司则在2006年5月4日正式公开了两架翼展为6.4m的X-48B原型机缩比模型分别用于风洞试验和飞行试验的信息。2007年7月20日，X-48B技术验证机在加利福尼亚州爱德华空军基地首飞。随后，研究人员将把X-48B关注的重点转向低噪声特性。

此外，剑桥-麻省理工学院联合研究所（CMI）最近提出了SAX-40翼身融合体静音飞机方案。SAX-40机长44m，翼展67.5m，最大起飞重量150000kg。巡航速度Ma0.8，航程9250km；动力系统为3台发动机组成的“Granta-3401”发动机组，每台发动机有3个直径1.2m、由核心机驱动的风扇，使其涵道比为18.3。飞机计划于2025年投入运营，载客215人，在机场周边的加权平均噪声水平为63dB，低于公路交通噪声水平，累积噪声水平比ICAO第四阶段噪声限制标准低75dB。在燃油消耗方面，SAX-40的每客燃油消耗量设计值约为波音787的80%。

另外，欧洲空客公司、法国航空航天研究院/德国航空航天中心和俄罗斯等都开展了飞翼布局的研究，从而反映出世界航空强国都非常看好飞翼飞行器的潜力，从而正在推动飞翼技术的不断突破，使这个概念正在不断趋于成熟。

（2）倾转旋翼机

倾转旋翼机属于直升机/固定翼螺旋桨转换式的组合设计构型飞行器。它将直升机和固定翼螺旋桨飞机两者之间不能替代的性能特点集于一身，基本上解决了直升机飞行速度难以继续提升的难题，弥补了固定翼飞机无法垂直起降的缺憾。从整个运输系统来看，这种构型的飞行器具有更好的竞争性，能够满足用户的要求。目前，V-22已经在军事领域获得了应用，未来民用倾转旋翼机必将在民用航空舞台上扮演重要的角色。

倾转旋翼机在技术上现在还有很多有待进一步发展、改进的地方，在应用技术方面还明

显地缺乏控制、维修等方面的经验。航空界未来一方面要对那些关系到倾转旋翼机飞行安全的关键技术寻求更好的解决方案，另一方面要在部件和系统设计中进一步挖掘能减轻飞机重量、减少功率消耗、扩大飞行包线的技术发展潜力，同时还需要寻求发展更新的构思和技术改进方案。

目前世界上有不少进一步改进倾转旋翼机设计的研究和发展方案。例如，为了能够在直升机和螺旋桨飞机飞行性能之间找到最佳的折中方案，美国正在研究一种可伸缩旋翼桨叶技术，它可在旋翼/螺旋桨向固定翼飞行器状态过渡时，通过缩短桨叶直径使旋翼/螺旋桨更接近螺旋桨的设计特点。贝尔公司提出了大型四角旋翼的倾转旋翼机方案，这种倾转旋翼机有前后两个机翼，每个机翼两端各装一台发动机和一副旋翼。同时，欧洲也提出了一个“欧洲倾转旋翼机”方案。该方案与美国V-22采用的发动机与旋翼全部倾转的方案不同，它只转动发动机短舱前面的旋翼部分，而发动机仍保留在水平位置，这样发动机不必为自身的倾转运动进行修改，机翼结构设计也简单。但是这些设想要想付诸实际，在技术研究上还有很艰难的路要走。

未来倾转旋翼机要想在民用航空领域获得广泛的应用，就必须能够充分利用现有和未来各项先进技术的发展，解决组合式飞行器目前研究中普遍存在的结构重量大、操作复杂的问题，使之具有使用简便、实用性强、适应性强、更经济和更可靠的特点。

我们相信，未来民用飞机将在广阔无垠的天空上描绘出越来越精彩的航空画卷。

目　录

100座以下机型

An–32（安–32） …… (2)
An–38（安–38） …… (6)
An–72（安–72） …… (10)
An–74（安–74） …… (14)
An–140（安–140） …… (17)
An–148（安–148） …… (20)
ARJ21 …… (24)
ATP/Jetstream 61（ATP/“喷气流”61） …… (32)
ATR42 …… (35)
ATR72 …… (40)
BAe.146 …… (43)
BAe Super 748（BAe超748） …… (48)
CN–235 …… (52)
CRJ100/200 …… (56)
CRJ700 …… (60)
CRJ900 …… (63)
Dash7（“冲锋”7） …… (66)
Dash8–100/200（“冲锋”8–100/200） …… (70)
Dash8–300（“冲锋”8–300） … (74)
Dash8–400（“冲锋”8–400） … (77)
DC–9 …… (82)
Do.328（多尼尔328） …… (86)
Do.328JET（多尼尔328JET） … (89)
Do.728JET（多尼尔728JET） … (93)
EMB–120 …… (95)
EMBRAER 170/175（ERJ–170/175） …… (100)
EMBRAER 190/195（ERJ–190/195） …… (105)
ERJ–145/135/140 …… (109)
F.28 Fellowship（F.28“伙伴”） …… (115)
Fokker 50（福克50） …… (119)
IL–112（伊尔–112） …… (124)
IL–114（伊尔–114） …… (127)
IRTA–21（伊尔–214） …… (132)
Jetstream 41（“喷气流”41） … (134)
L–610 …… (138)
MA60/600/700（新舟60/600/700） …… (142)
MIG–110（米格–110） …… (147)
MPC–75 …… (150)
MRJ …… (152)
N–250 …… (155)
RJ70/85/100 …… (159)
SAAB 340（萨伯340） …… (164)
SAAB 2000（萨伯2000） …… (170)
Shorts 330（肖特330） …… (175)
Shorts 360（肖特360） …… (179)
SSJ–100（“超级喷气”100） … (183)
Su–80（苏–80） …… (187)
Tu–324/414（图–324/414） …… (191)
Y7（运7） …… (194)

100～200座机型

A318 …… (200)
A319 …… (203)
A320 …… (207)
A321 …… (216)
AE–100 …… (220)
An–180（安–180） …… (221)

Boeing7J7（波音7J7） …… (223)
Boeing707（波音707） …… (225)
Boeing717（波音717） …… (230)
Boeing727（波音727） …… (234)
Boeing737（波音737） …… (238)
Boeing757（波音757） …… (249)
C Series（“C系列”） …… (254)
Concorde（“协和”） …… (258)
CRJ1000 …… (263)
DC-8 …… (266)
Fokker 100（福克100） …… (271)
IL-62（伊尔-62） …… (275)
MD-80 …… (279)
MD-90 …… (284)
N-2130 …… (287)
Trident（“三叉戟”） …… (290)
Tu-144（图-144） …… (294)
Tu-154/156（图-154/156） …… (297)
Tu-204/214（图-204/214） …… (302)
Tu-334/336（图-334/336） …… (307)
Y10（运10） …… (312)
Yak-42（雅克-42） …… (316)

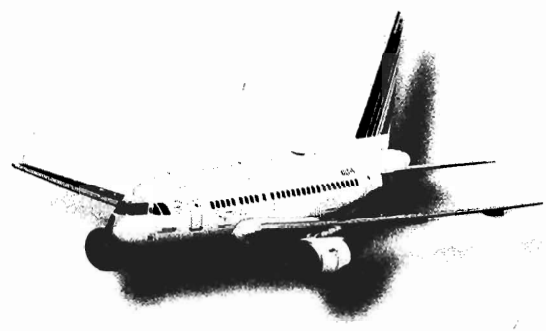
200～300座机型

A300 …… (322)
A310 …… (328)
A350 …… (333)
An-218（安-218） …… (337)
Boeing767（波音767） …… (339)
Boeing787（波音787） …… (345)
IL-86（伊尔-86） …… (351)
IL-96（伊尔-96） …… (355)

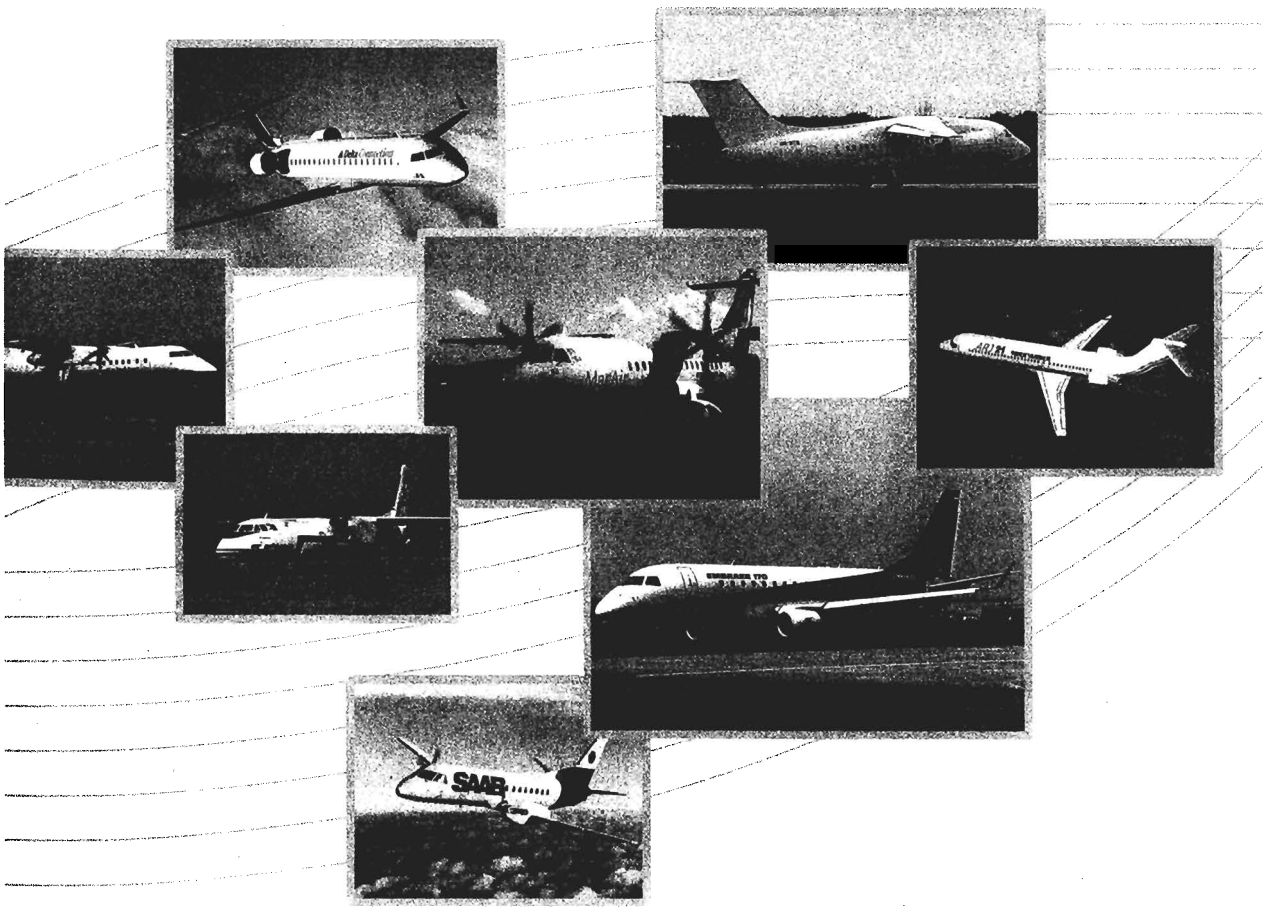
300座以上机型

A330 …… (362)
A340 …… (367)
A380 …… (373)
Boeing747（波音747） …… (379)
Boeing777（波音777） …… (386)
DC-10 …… (394)
L-1011“Tristar”（L-1011“三星”） …… (400)
MD-11 …… (403)
Tu-304/306（图-304/306） …… (408)

附录1 名词解释 …… (410)
附录2 国外相关公司名录 …… (418)
附录3 拉丁文索引 …… (422)
附录4 国家（或地区）索引 … (424)
附录5 座位数索引 …… (426)
附录6 项目启动时间索引 …… (428)



100座以下机型



An-32（安-32）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）

项目概况

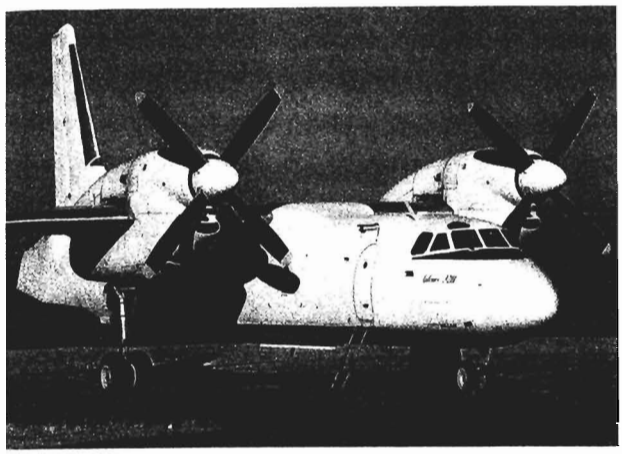
安-32是苏联安东诺夫实验设计局（现为乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体）研制生产的50座双发涡桨中短程运输机。安-32是在安-26基础上发展的一种飞机，主要用于高温、高原机场。原型机于1976年首次试飞，1977年5月在法国巴黎航展上首次展出。最初以每年40架的速度进行生产，主要提供给苏联武装部队。1980年12月，印度空军决定用安-32代替C-119运输机，并于1982年向苏联订购了95架安-32飞机，但要求安装印度生产的仪表和电子设备，1984年7月开始交付。1985年秋季，安-32在飞行表演时创造了14项纪录。其中1985年10月25日，载重2000kg爬升到11760m的高度；同年11月5日，载重5000kg爬升到11230m的高度。安-32飞机在1992年以前一直大批量生产，在此期间共交付337架（不包括原型机）。此后，该机按订单生产，1997年7月交付第346架飞机。2001年莫斯科航展上，首次展出安-32B-300改型机的模型。

主要型别

安-32 基本型。

安-32B 改进型。1993年年初面世，发动机的功率提高大约149kW，从而使最大商载增加500kg。

安-32P 灭火机改型。该机机身的每侧装有一个快换阻燃溶剂箱，总容量8000kg；可把30名森林灭火员、专用设备包和装备空投到火场；携带和投放MP-26弹药包，诱导大气凝结，利用人工降雨灭火。该机装备NKPB-7观测器协助寻找目标，也可选装NK-32P导航/



观测系统。最大起飞重量 27000kg；巡航速度 400km/h；使用速度 217 ~ 230km/h。安-32P 未成批生产。

安-32B-100 配置升级型。使用 AI-20D 系列（MotorSich IA200）涡桨发动机驱动一副 6 桨叶螺旋桨，提高了高温、高原性能。其西方化改型使用英国罗尔斯·罗伊斯公司（罗罗公司）AE2100 发动机，英国道蒂公司 6 桨叶复合材料螺旋桨，美国罗克韦尔·柯林斯公司的航电设备。

安-32V-20 与安-32B-100 型相似，但在机身两侧配备 1500L 的远程油箱。

安-32B-300 使用罗罗公司 AE2100 发动机驱动英国道蒂公司 R391 型 6 桨叶螺旋桨。

设计特征

机翼 采用悬臂式上单翼，全金属双梁结构，共分 5 段：中央翼、两段内翼和两段可拆卸外翼。在发动机外侧的机身上装有 3 段开缝后缘襟翼和自动式前缘襟翼。

机身 全金属半硬壳式结构，机身下部为硬铝钛合金蒙皮，以防机身下部受损。

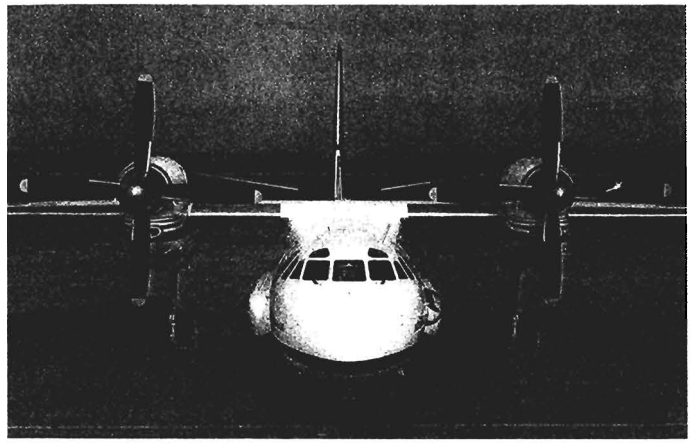
尾翼 全金属后掠垂直尾翼（垂尾）和全翼展开缝水平安定面，上反角 9°，所有舵面由手动控制。方向舵上的调整片和伺服随动片为电动。垂尾和水平尾翼（平尾）采用发动机引气防冰。

起落架 液压可收放前三点式，均为并列双轮，装有油气缓冲器。所有起落架均向前收起，应急时可依靠重力放下。主起落架机轮轮胎（主轮）尺寸为 1050mm × 400mm，胎压 3.93×10^5Pa；前起落架机轮轮胎（前轮）尺寸为 700mm × 250mm，胎压 4.41×10^5Pa。主起落架为盘式刹车并有防滑装置，前起落架可操纵转弯。

动力装置 两台乌克兰扎波罗什进步机器制造设计局 AI-20D 系列 5 型涡桨发动机，单台功率 3810kW，发动机功率比安-26 的增加近 1 倍，而起飞总重只增加 3000kg，所以起飞性能和实用升限有较大提高，保证飞机在 5000m 的高原机场起飞。每台发动机驱动一副可逆桨距的 4 桨叶恒速螺旋桨。也可选装功率为 3126kW 的 AI-20M 涡桨发动机。一台 AG-16M 辅助动力装置安装在右起落架整流罩的后面，可用于发动机起动、供电和供气。普通情况可装燃油 7100L。可临时内装 4500L 转场油箱。

座舱 驾驶舱内有 3 名机组成员，即正、副驾驶员和导航员。此外，还配备了飞行工程师。舱门位于货舱前部右侧，与机腹应急出口邻近。左侧机翼前部和右侧机翼后缘下部各有一个应急出口，驾驶舱设有舱顶出口。另外，还设有后装货舱门、前滑动跳板 / 舱门，并配有绞车和升降机用作货物搬运，载重能力为

3000kg。可装载总重达 6700kg 的 4 个货盘；或者两个 3000kg 或 12 个 500kg 可空投货盘；或者 50 名乘客或 24 副担架病人（3 排）及 1 ～ 2 名医护人员。在公务机 / 旅游机改型中，装有 14 排可拆卸式两个并列座椅（乘坐 28 名乘客）、4 ～ 6 个躺椅，并设有衣帽间及配餐间。在标准货运机改型中，可选装机组人员休息室。

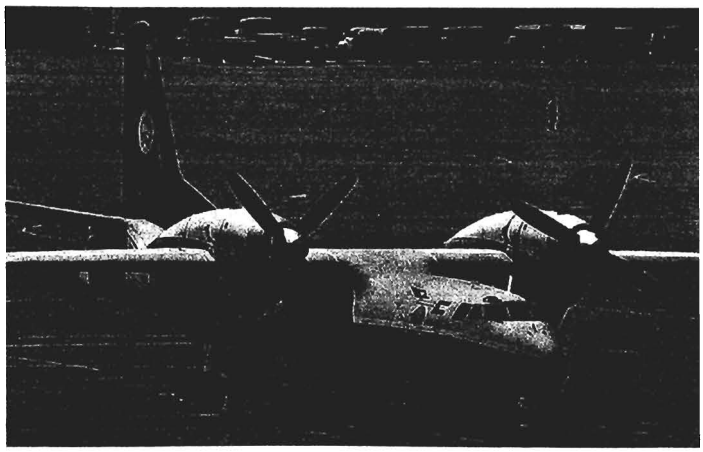


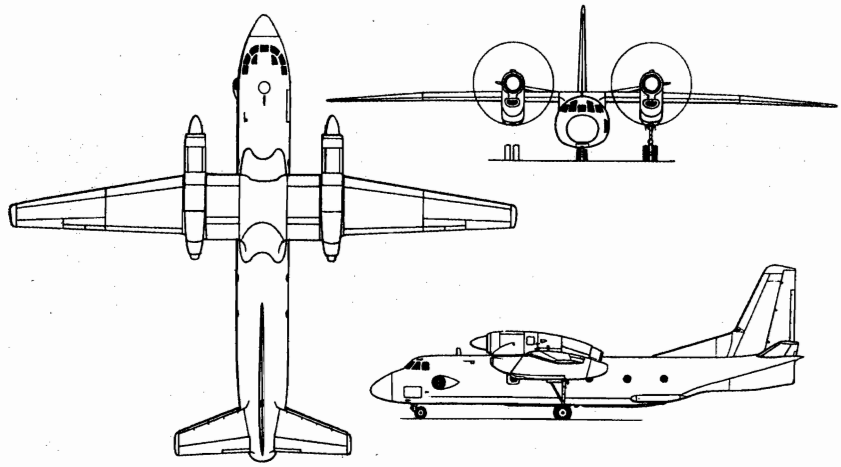
系统 全部为增压和空调座舱，座舱压差 0.39×10^5Pa。空调系统使用引自每台发动机第 10 级压气机的热空气，每个发动机短舱内均装有热交换器和涡轮冷却器。主液压系统和应急液压系统工作压力 151.7×10^5Pa，用于起落架收放、前轮转弯、襟翼操纵、机轮刹车和螺旋桨桨叶顺桨操纵。电源系统包括两台由发动机驱动的 27V 直流发电机、一台由辅助动力装置驱动的备用直流发电机。每台发动机驱动一台 115V、400Hz 单相交流发电机，通过变流器变换成 36V、400Hz 三相交流电供各系统使用。另外，还配有 3 个蓄电池。驾驶舱和客 / 货舱均有供氧系统。

机载设备 两台甚高频无线电台、一台高频电台和机内通话设备。此外，还有气象导航雷达、两台自动测向器、无线电高度表、下滑航迹接收机、下滑坡度信标接收机、航向陀螺仪和飞行记录仪等。可选装飞行指引仪、天文罗盘、自动驾驶仪和空投瞄准仪。

使用特点

作为安-26 飞机的发展型，安-32 飞机在发动机、起落架和机体结构上都进行了较大改进，使之更适合在高温、高原气候条件下和未制备机场上的使用。改换更大功率的发动机保证了在高原上的起飞性能，通过发动机引气防止垂尾和平尾结冰、发动机入口热空气防冰、螺旋桨电热防冰，保证了高空中的飞行性能。为适应未制备机场、湿滑跑道或紧急情况的起飞降落，机身下部设计为硬铝钛合金蒙皮以抗轻微碰撞和摩擦，发动机安装位置上移以减少沙石或碎片的吸入，起落架均装有油气缓冲器和防滑装置，并可依靠重力放下以消除起降颠簸和安全隐患。安-32 专门为满足上述飞行和起降条件的需要进行了改进，所以其野外任务能力得到了很大增强，在林区、山区、水上作业时优势明显。





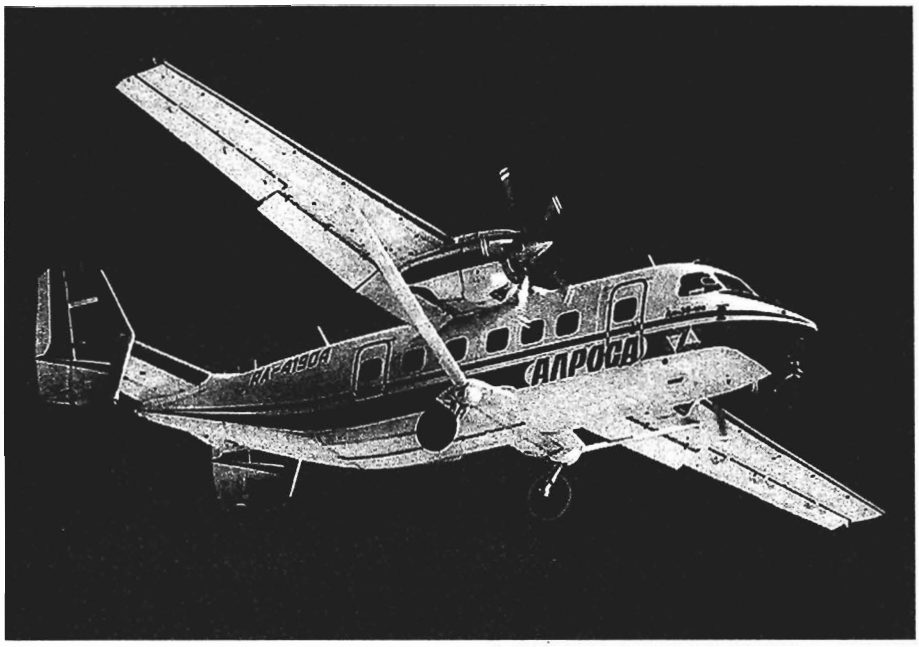
技术数据

外形尺寸	
机长	23.68m
机高	8.75m
翼展	29.20m
展弦比	11.7
机翼面积	74.98m^2
螺旋桨直径	4.70m
内部尺寸	
客 / 货舱	
长度	12.48m
宽度（最大）	2.78m
（地板处）	2.30m
最大高度	1.84m
容积	66.0m^3
重量及载荷	
使用空重	17405kg
最大起飞重量	27000kg
最大着陆重量	25000kg
最大燃油重量	5500kg
燃油重量（最大商载）	2267kg

性能数据（A：国际标准大气，B：国际标准大气 +25℃）		
最大巡航速度	A	530km/h
	B	460km/h
经济巡航速度	A	460km/h
最佳巡航高度		8000m
升至 6000m 高度时间	A	11min
	B	14min
升至 8000m 高度时间	A	19min
	B	27min
实用升限	A	9400m
	B	8300m
起飞平衡场长	A	1360m
起飞滑跑距离（混凝土跑道）	A	760m
	B	880m
着陆滑跑距离	A	470m
	B	505m
航程 A（最大商载，45min 余油）		850km
B（最大燃油）		2000km

An-38（安-38）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）



项目概况

安-38是苏联安东诺夫实验设计局（现为乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体）研制生产的25～30座双发涡桨轻型多用途支线运输机。安-38是在安-28基础上发展的一种飞机。1991年法国巴黎航展上首次公布并展示模型。首批6架飞机在俄罗斯的契卡洛夫新西伯利亚航空生产联合体（NAPO）制造，其中1架原型机安装TPE331发动机，于1994年6月23日首飞；另外4架用于发展评估，还有1架在基辅做静力试验。1997年4月22日取得俄罗斯AP-25合格证。1995年12月安东诺夫航空科学技术联合体与NAPO成立合资公司——西伯利亚－安东诺夫飞机公司，合作生产、营销安-38飞机，并提供售后服务。1997年7月和8月在印度进行巡回飞行，1998年12月和2001年2月在印度航展上展出。

俄罗斯Vostok航空公司订购了首批3架（后增加到8架）安-38飞机，并于1995年交付。2000～2003年间，NAPO曾一度中断该机生产。2003年3月，该公司以与莫斯科租赁公司和伏尔加格勒SpetzAvia航空公司签署制造第一批次5架安-38飞机的协议为标志恢复生产，但直到2007年年初，没有证据表明这些飞机投入生产。在2006年1月NAPO与意大利飞机制造商VulcanAir公司就生产欧洲预计需求的约60架安-38飞机展开谈判，即NAPO指定VulcanAir公司作为飞机的内饰厂商，而后者提供资助进行欧洲航空安全局（EASA）认证，不过目前仍未达成协议。俄罗斯联合航空制造公司（OAK）拥有NAPO 25.5%的股份，OAK于2007年年初放弃生产涡桨飞机的计划对

安-38的生产造成影响，NAPO决定独自继续安-38项目。2007年8月22日，安东诺夫航空科学技术联合体与NAPO签订安-38的升级、开发新改型和进行客户支持服务等协议。

截至2006年年底，NAPO大约交付9架安-38飞机。按2005年的币值计算，安-38-100型飞机的基价为500万美元，安-38-200型飞机的基价为350万美元。

主要型别

安-38-100 安装美国霍尼韦尔公司TPE331发动机，第一架和第二架（1997年在莫斯科航展上展出）原型机为此型配置。2003年3月完成航电试验。

安-38-110 与安-38-100型相比减少了航电设备的安装。

安-38-120 与安-38-100型相比增加了航电设备的安装。设备包括甚高频全向无线信标/测距仪、Opal-B声音记录仪和SPPZ-2000近地告警雷达。

安-38-200 安装TVD-20发动机的改型。当该发动机研制完成后，第三架和第四架原型机为装该发动机的改型。2001年12月11日在NAPO首飞。设备采用安-38-120的配置，但增加了TCAS-2000空中交通告警与防撞系统。2002年11月28日状态试验完成，报告指出此改型比TPE331型无明显优势。

安-38D 未来计划的伞兵空降、医疗后送和一般轻型运输用军用改型。

安-38K 安-38-100的改型。在机身后部左侧开有大型上折式铰接舱门；可容纳4个LD3(KMP-500)或5个LD3K集装箱；货舱内的搬运设备可拆卸，改为可乘坐30名旅客的客机。

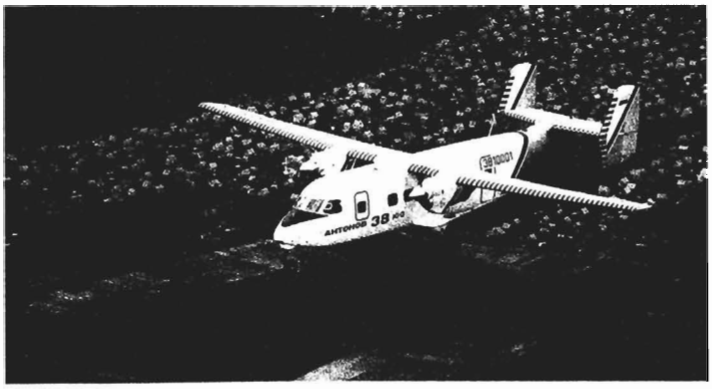
另外，2000年曾打算制造安装TVD-1500发动机的改型机，但直到2002年年中仍未实现。所有的改型机均可从事航空摄影（安-38F）、航空测绘（安-38GF）、森林巡逻（安-38D）、VIP运送、航空救护（安-38S，可容纳6副担架、乘坐9人及1名服务人员）以及渔场和浮冰考察、巡逻（安-38LR）等任务。2001年8月有报道称，一种突袭运输改型机正处在设计阶段，该机也定名为安-38D，可装载22名伞兵或3000kg货物，可选择安-38-100或安-38-200的发动机。

设计特征

与安-28类似，采用带有斜撑的上单翼布局。

机翼 采用两段式双缝襟翼，液压驱动；左侧副翼装有配平调整片；发动机外侧机翼装有全翼展前缘缝翼，副翼前方和襟翼外侧前方设有扰流片。

机身 采用普通全金属半硬壳非增压结构；机腹下增加了根段翼，用于安装撑杆和主起落架；尾部机身底部上翘，并有蚌壳式舱门用于装卸货物和供乘客登机。



尾翼 重新设计了尾翼，单垂尾改为双垂尾，安装在水平尾翼的端部；升降舵电传操纵，手动操纵作为备用，其上装有配平调整片；方向舵采用电传操纵，也装有配平调整片。

起落架 采用不可收放前三点式起落架。

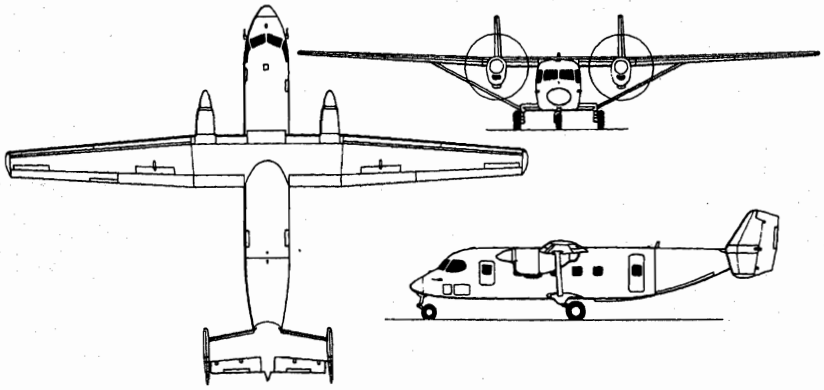
动力装置 两台霍尼韦尔公司 TPE331-14GR-80IE 涡桨发动机，单台功率为 1118kW，驱动一副美国哈策尔公司的 HC-B5MA 型 5 桨叶恒速螺旋桨；或者安装两台俄罗斯鄂木斯克巴拉诺夫发动机制造企业的“火星”TVD-20 涡桨发动机，单台功率为 1029kW，驱动一副 AV-36 静音、可逆桨距螺旋桨；或者安装两台由雷宾斯克发动机制造联合体的 TVD-1500 涡桨发动机，单台功率为 956kW。另装有卢卡斯宇航公司起动 / 发电机。安-38K 可装 2860L 燃油。

座舱 驾驶舱内有两名机组人员，即正、副驾驶员。客舱内正常安装 26 个座椅，中间留有过道；也可选装 27 个座椅，排距为 75cm。救护机改型舱内布局为 6 副担架、8 个伤员和医护人员座椅；公务机改型舱内布局 8 ～ 10 个座椅；森林监护 / 跳伞机改型可坐 26 名空降森林灭火员或受训伞兵。座椅和行李舱可快速折叠靠于客舱壁，以腾出空间装载 2500kg 货物。带登机梯的客舱门位于左侧，勤务舱门与之相对；客舱每侧均设有应急出口。在后机身上翘段的下部，可选择开设货舱门，用于直接装卸货物。该货舱门开后向前滑入客舱下。货舱舱顶装有装货绞盘。

机载设备 对于目视飞行或仪表飞行，可选择俄罗斯的航空电子设备，或美国本迪克斯 / 国王公司“银冠”系列等西方国家的航空电子设备，其中包括国际民用航空组织（ICAO）I 类进近和卫星导航设备。俄罗斯的设备包括 SO-72 发射机应答器、A813Ts 气象雷达、BSFK-1 导航系统、VEM-72PB-3A 高度计和 A-307 雷达高度计、双 US-450K 空速表、SAU-28 自动飞行控制系统、M3 GPS、VMD-94 测距仪、SPPZ-200 近地告警系统、TCAS-2000 空中交通告警与防撞系统，以及 KURS-93M 自动着陆系统。

使用特点

作为安-28 客机的发展型，安-38 在其基础上进行了较大改进，使其更加适合旅客运输。增大的发动机功率使得起降和飞行性能得到提升，增加的燃油容量提高了载荷运输能力与航程，改进的隔声和减振措施改善了乘客的乘坐环境，增设的货舱门和搬运系统方便了运输行李和进行其他改型使用。但是作为 20 世纪 90 年代末投放市场的支线飞机，没有空调、增压和冷气系统是安-38 的软肋，尤其是对气候寒冷的俄罗斯来说，直接影响客舱的环境舒适程度。与意大利 VulcanAir 公司就 EASA 认证和生产合作等事宜的谈判悬而未决，新成立的 OAK 对涡桨飞机市场的放弃也令安-38 前途未卜。



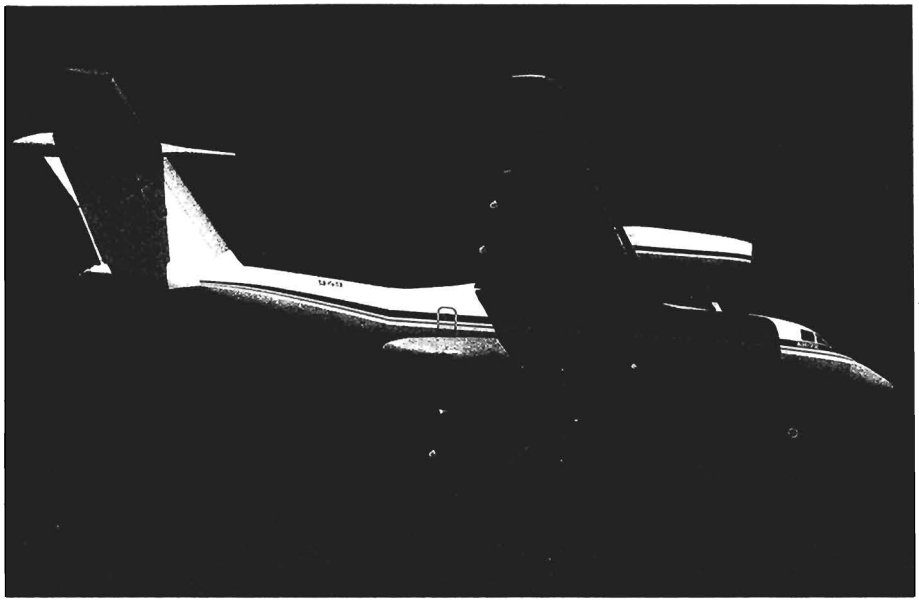
技术数据

外形尺寸	
机长	15.67m
机高	5.05m
翼展	22.065m
主轮距	3.515m
前后轮距	6.345m
螺旋桨直径	2.85m
客舱门	
高	1.55m
宽	0.70m
货舱门	
高	2.40m
宽（地板处）	1.40m
（后部）	1.00m
内部尺寸	
货舱	
长度	7.83m
宽（最大）	1.74m
（地板处）	1.55m
最大高度	1.70m
容积	24.7m^3

重量及载荷（A：安-38-100，B：安-38-200，C：安-38K）	
空重 A	5735kg
最大起飞重量 A	9500kg
B	9930kg
最大商载 A，B	2500kg
C	3200kg
最大燃油重量 A	2210kg
性能数据（估算值，装 TPE331 发动机）	
最大平飞速度	405km/h
正常巡航速度 A，B	380km/h
正常最大巡航高度 A，B	4200m
平衡场长 A	895m
B	1050m
起飞滑跑距离 A	350m
C	480m
着陆滑跑距离 A	270m
C	440m
航程（飞行高度 3050m，无留空余油）	
最大商载 A	950km
B	1000km
最大燃油（1650kg 商载）A	1750km
B	1780km

An-72（安-72）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）



项目概况

安-72是苏联安东诺夫实验设计局（现为乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体）研制的双发短距起降运输机，是短程运输机安-26的后继机。

1977年8月31日由乌克兰基辅工程工厂生产的安-72原型机首飞。1977年以后，安东诺夫实验设计局一直对安-72进行试飞和改进。1979年原型机在参加法国巴黎航展前已经飞行300多次，累计1000飞行小时。1979～1981年，共生产5架预生产型安-72。其中，1架用于静力试验，1架用于疲劳试验，3架用于飞行试验。此后，该型机转到乌克兰哈尔科夫国营飞机制造公司（哈尔科夫公司）继续制造。1983年11～12月，安-72共创造17项世界飞行纪录。安-72最后一次在西方露面是1984年参加英国范堡罗航展。第一架生产型安-72于1985年12月22日首飞。该机后来发展成新的安-74中短程运输机。

截至2005年，全世界共有近200架安-72飞机在役。按2000年币值计算，安-72的单价约为900万美元。

主要型别

安-72A 轻型军用运输机。在安-72原型机上改进，加长机翼、机身，装两台乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局的D-36-2A高涵道比涡扇发动机。驾驶舱采用双人制或3人制，起落架采用带有雪橇的机轮。

安-72P 海上巡逻飞机。20世纪90年代交付乌克兰。基本与安-72相同，工程编号为安-76，主要用于海防。

安-72-100 民用型。1997年验证试飞，升级了航电系统。

安-72R 战场监视飞机。1995年公布，工程编号为安-88。

安-72S 军用VIP型。内部采用配套“沙龙”设施，是带厨房的分舱式豪华客机，载客20人。

安-72V 出口型。两名机组人员。

安-71 空中预警机。目前只有两架原型机。装备预警雷达，原计划在“第比利斯”航空母舰上服役。

设计特征

机翼 全金属、多梁机翼置于机身上方，前缘后掠17°。正常起飞襟翼设置在25°～30°，其最大偏度可达60°。电驱动副翼，左侧副翼有两片补偿片、右侧副翼有一片补偿片。机翼两侧各有两片气动补偿升降舵，由机械传动。位于发动机喷口处的后缘襟翼为双开缝襟翼，在发动机整流罩和外侧机翼之间的部分为3开缝襟翼，其前面是4段扰流片。机翼蒙皮、扰流片、襟翼采用钛合金材料。

机身 全金属半硬壳式圆形截面机身，后机身上翘。

尾翼 T形尾翼，垂直尾翼后掠。双铰链方向舵。

起落架 液压可收放前三点式。前起落架为双轮，可转向，向后收起；主起落架为串列双轮，向内90°收起，水平放置在主起落架舱内。采用全油液缓冲器，在机尾装卸货物时，主起落架的支柱可“下跪”，使机身倾斜，便于装卸。采用低压轮胎，前轮尺寸为720mm×310mm，主轮尺寸为1050mm×400mm。液压控制的圆盘刹车。

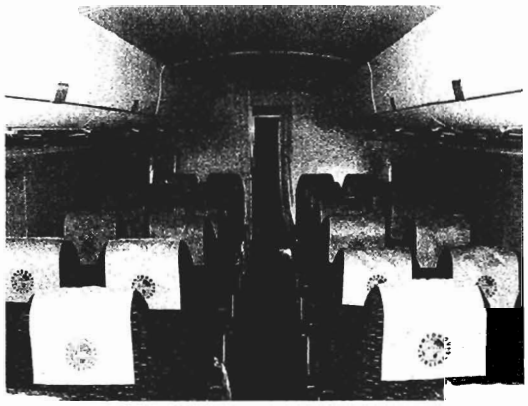
动力装置 两台扎波罗什进步机械制造设计局的D-36高涵道比涡扇发动机，单台推力63.74kN，带有反推力装置。整体油箱位于机翼翼梁和外翼之间。

座舱 驾驶舱内正、副驾驶员的座椅并排置于前面，后面有一个飞行工程师座椅，可提供第四个机组人员的座椅。座舱玻璃窗可加温，两个风挡刷。驾驶舱和主舱为增压舱并带空调。主舱主要用于载货，可装运4个重2500kg的PAV-2.5货盘或4个UAK-2.5集装箱；也可沿两侧安置折叠座椅，中间安置可拆卸座椅，共载客68人；如改成救护型布局，可容纳57名伞兵或容纳24名担架伤员和12名伤员及1名随行医护人员。设有衣柜和厨房。客舱和货舱用可移动的隔板分开，后面的货舱可载货1500kg。主要机组人员和乘客出入舱口位于机身左侧前舱处，应急出口和服务门位于机身右侧后舱处。

系统 机舱装有空调系统，驾驶舱和主舱的温度可单独调节，当主舱所载货物是易腐蚀物品时，则可单独对主舱进行制冷。增压系统最大压差0.49×10^5Pa。液压系统驱动起落架、襟翼和装卸跳板，电源系统为驾驶舱设备、照明以及可移动式绞车提供电源。机翼前缘和尾翼及平尾缝翼、发动机进气道、驾驶舱窗有加热除冰装置。在机翼右侧主起落架舱处备有TA-12辅助电源设备，用于加热机舱。在寒冷气候条件下，维修人员“足

不出户”就可以检修主要电气设备、液压系统以及空调系统。

机载设备 驾驶舱内装有导航和气象雷达，多普勒自动导航系统以及地图显示装置。装有高频/甚高频无线电通信和导航系统、无线电罗盘、测距设备、“塔康”系统、甚高频全向指向标以及仪表着陆系统。驾驶舱风挡玻璃上方设有故障告警仪表板，重大故障显示红灯、非重大故障显示黄灯，以减少监测仪器和设备所花的时间。

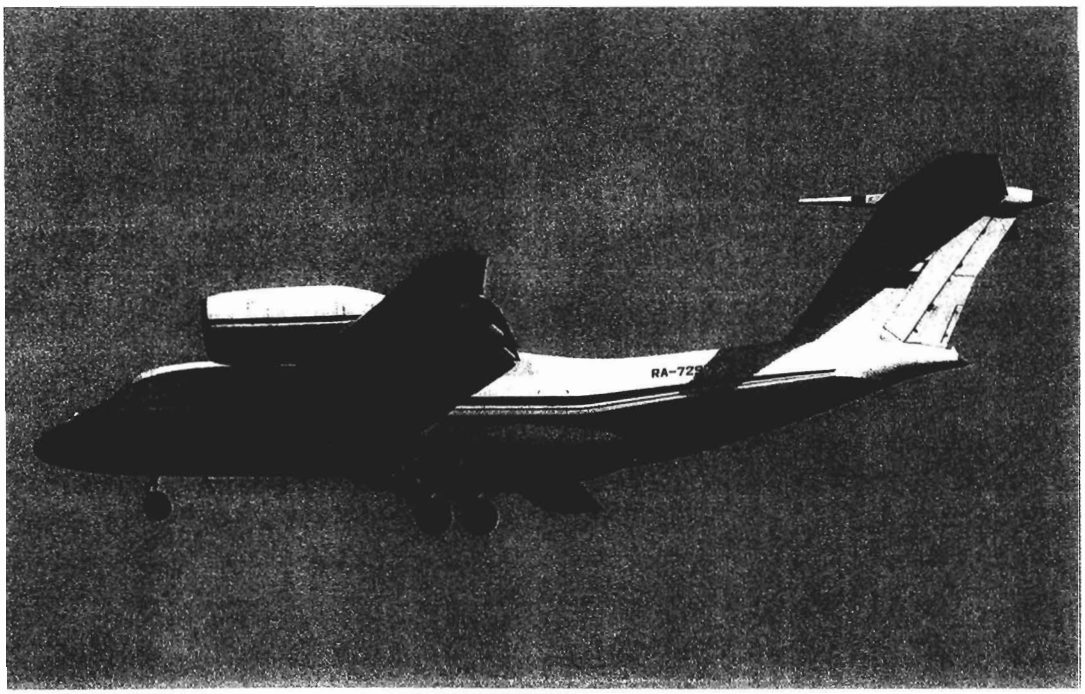


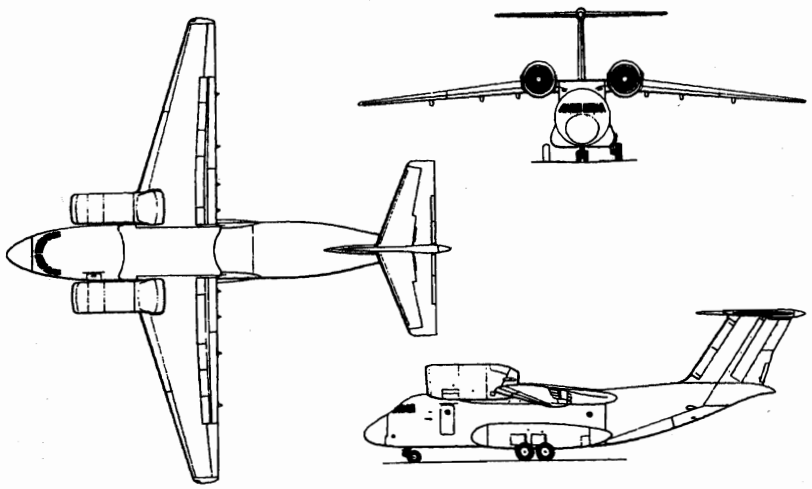
使用特点

安-72最初的研制目的是用于取代安-26，主要强调货运能力，与安-26一样，具有特殊的装卸斜板和装卸门，而且具有较高的飞行特性和低的进近速度，能够进行短距起降。

安-72系列飞机发动机置于机翼上，可增加短距起降能力，也可避免起降时跑道异物侵入，还可利用其在机翼上表面的喷流和下偏较大的多缝襟翼增加升力。该飞机装有低压多机轮的起落架，可在未制备跑道、沙砾路面及覆盖冰雪的跑道上起降。另外，发动机所处位置可屏蔽部分发动机喷流，可减小发动机噪声。

安-72系列飞机在南、北极执行任务时一般都要进行冰上作业，起降距离往往小于400m。在南极服役的安-72飞机主要用于通信以及为科学考察站提供补给，也可用于应急运送考察队伤员。





技术数据

外形尺寸	
机长	28.07m
机高	8.65m
机身最大直径	3.10m
翼展	31.89m
展弦比	10.3
机翼面积	98.53m^2
主轮距	4.09m
前后轮距	8.68m
客舱门（高 × 宽）	1.65m × 0.90m
机尾装卸跳板	
长	7.10m
高	1.54m
宽	2.40m
内部尺寸	
主舱	
最大宽度	2.50m
地板最大宽度	2.15m
最大高度	2.20m
装卸斜板面积	8.2m^2
重量及载荷	
使用空重	19050kg
最大起飞重量（从 600 ～ 800m 跑道上起飞）	31200kg
最大商载	10000kg
最大燃油重量	13200kg
最大机翼载荷（最大翼载）	349.8kg/m^2
性能数据（最大起飞重量）	
最大平飞速度（高度 10000m）	705km/h
巡航速度（高度 10000m）	550 ～ 600km/h
实用升限	10700m
实用升限（单发停机）	5100m
进近速度	180km/h
起飞滑跑距离	930m
着陆滑跑距离	465m
航程（45min 余油）	
最大商载	800km
最大燃油	4800km

An-74（安-74）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）

项目概况

安-74是安-72的发展型，研制初衷主要是用于南、北极地区运输。1984年2月宣布开始研制。1986年6月26日第一架预生产型安-74（SSSR-58642）在哈尔科夫市首飞，到1989年生产5架该发展型飞机。1989年12月生产型安-74（c/n 0706）首飞。1991年8月通过型号认证。首架生产型飞机（RA-74050）在1993年12月25日首飞。

安-74-300是安-74的最新改型。安-74-300的第一种机型安-74TK-300于1998年年中对外公布，1999年12月开始研制。其原型机由安-74（c/n 1910）改装而成，2001年4月20日首飞并参加了同年的法国巴黎航展。2002年7月完成取证试验（共进行219次飞行试验）。2002年9月9日通过俄罗斯AP-25认证。

截至2003年年底，拥有安-74飞机的国家有8个，总数为62架。安-74-300初始两架订单来自乌克兰航空公司，主要用于政府部门VIP运输。俄罗斯国际航空公司(Aeroflot公司)于2002年签署订购25架安-74-300飞机的备忘录。2002年下半年中国也表示要订购2架安-74-300，但这些订单都未形成合同。

安-74的单价约为900万美元（按2000年币值计算），安-74TK-300单价为1200万～1400万美元（按2003年币值计算）。

主要型别

安-74-200 货运型。增加了商载和最大起飞重量，可运载4个YAK-2.5集装箱，4～5名机组人员。

安-74TK-200 客货互换型。可载52名乘客，舱内紧靠两壁设折叠式双座椅，客舱设有行李架、商店、厨房、卫生间。内置式装卸设备。按需要可改成全货运、全客运或客货混合运载布局。典型的客货混合运载布局为12名乘客、6000kg货物或20名乘客、4500kg货物。载重10000kg时的航程为850km。

安-74TK-200A 基本与安-74TK-200相同。改进了导航设备。2004年12月24日首飞，2005年9月开始交付埃及。

安-74TK-200S 安-74TK-200A“空中医

院”型。叙利亚订购两架。

安-74TK-100/200 沙龙型 公务型。可载10～16名乘客。舒适型客舱，装有电话、传真机、视频设备、酒吧、厨房和冷藏柜，并有单独的休息间。根据需要可在客舱后部设置装轿车的车库。动力装置和重量与安-74相同。

安-74TK-300 安-74-300基本型。载客52人（详见下面的设计特征）。

安-74MP-300 海上巡逻型。2002年公布方案。装载22名伞兵或44名士兵，或16副担架。可装备GSh-23L机枪、火箭弹以及100kg的炸弹。

安-74TK-300D 公务型。30座级。

设计特征（安-74-300）

安-74与安-72基本布局一样，采用上单翼、T形尾翼。但安-74-300与安-74和安-72的区别在于发动机的安装方式不同。安-74-300采用翼吊发动机布局。此外，安-74-300的座舱内部重新做了调整使其客舱容量增大，改进了空调系统及航电设备。

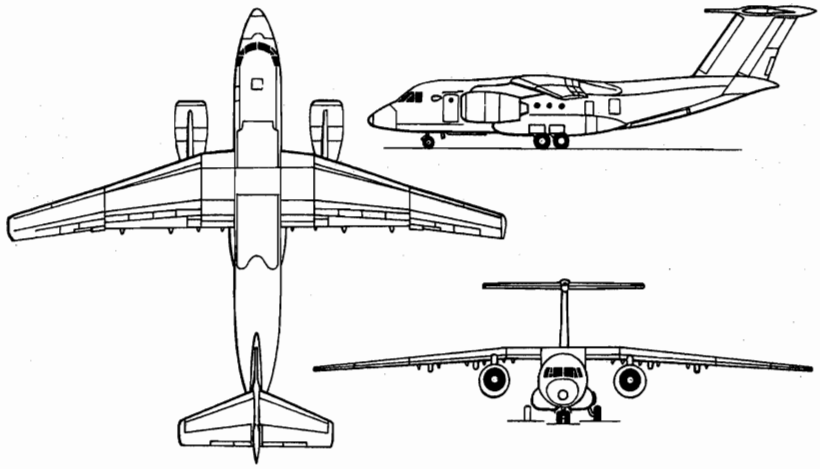
动力装置 两台扎波罗什进步机械制造设计局的D-36-4A涡扇发动机，单台推力63.7kN。

机载设备 俄罗斯航空出口公司(Aviaexport) Buran-74T气象雷达。NVS-74TM Malva导航系统，SAU-74-03自动驾驶仪，美国霍尼韦尔公司增强型近地告警系统（EGPWS），双SH-3301全球定位系统，双A-037雷达高度计，俄罗斯kiev雷达工厂联合股份公司双KURS-93M偏航指示器，双SD-75测距仪（DME），Veer-M位置自测仪，双ARK-22无线电罗盘（ADF）以及空中交通告警与防撞系统。可选择配备SAU-104/74数字自动驾驶仪。可选择配备“玻璃座舱”飞行管理系统。通信系统采用SO-72M异频雷达收发机，Arlekin-DA HF无线电设备，Lainer-MVL PA功率放大系统，Opal-B语音记录器（CVR）。

使用特点（安-74-300）

安-74-300通过改变发动机安装方式缩短了起飞滑跑距离；采用新的动力装置减少维护需求和燃油消耗（可达29%）；通过更换检修口位置，使维修变得更加方便；通过重新布置客舱布局扩大了客舱空间；采用机上固定登机梯；通过改进空调系统改善座舱环境条件；改进了机上仪器设备，提高了飞机整体性能。

安-74TK-300客机的客舱是单通道双排座设置，走廊狭小，空间显得拥挤，但座位比较舒适。客舱前门处有小型卫生间和简易厨房，厨房的很多设施可以折叠，可有效节约空间。



技术数据（安-74-300）

外形尺寸	
机长	28.07m
机高	8.65m
机身最大直径	3.10m
翼展	31.89m
展弦比	10.3
机翼面积	98.53m^2
主轮距	4.07m
前后轮距	8.08m
客舱门（高 × 宽）	1.65m × 0.90m
机尾装卸跳板	
长	7.10m
高	1.54m
宽	2.40m
内部尺寸（VIP型）	
客舱	
长度	10.49m
宽度	2.20m
高度	2.50m
容积	54.0m^3
重量及载荷	
最大起飞重量	36500kg
最大着陆重量	33000kg
最大商载	10000kg
最大燃油重量	13210kg
性能数据	
最大平飞速度	700km/h
最大巡航速度	580km/h
实用升限	10100m
平衡场长	2050m
航程	
载 9 名乘客及 2300kg 货物	3300km
载 8 名乘客	4400km
空载	5200km

An-140（安-140）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）

项目概况

安-140是乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）研制的双发涡桨短程运输机，用以替代安-24运输机，1993年开始研制。乌克兰基辅工程工厂负责制造了两架安装TV3发动机的原型机和一架静力试验机体。第一架原型机于1997年6月6日出厂，1997年9月17日完成了首飞；第二架原型机于1997年12月11日出厂，同年12月26日首飞。第三架飞机，也是第一架生产型飞机，原定于1999年年初在乌克兰哈尔科夫进行首次飞行试验，后推迟到1999年10月11日。

根据1998年签署的生产协议，飞机尾翼在安东诺夫航空科学技术联合体生产；发动机短舱、机翼及操纵面在哈尔科夫公司生产；起落架则在俄罗斯萨马拉航空厂和第聂伯罗波得罗夫斯克生产；萨马拉航空厂负责飞机机身的生产。1999年开始在哈尔科夫公司和萨马拉航空厂进行安-140的批生产。2000年4月25日，获得俄罗斯AP-25认证和乌克兰合格证。2002年3月4日，乌克兰敖德萨航空公司接收哈尔科夫公司生产的第一架安-140。哈尔科夫公司共生产6架安-140生产型飞机，随后改型为安-140-100。

估计2011年之前，安-140销售总数为645架，其中俄罗斯430架，乌克兰70架。用户包括乌克兰航空公司（预计采购40架），俄罗斯联邦萨哈共和国（订购15架），俄罗斯民用航空总局（购买50架），俄罗斯秋明航空运输公司（意向订购25架），等等。

安-140飞机单价为980万美元（按2006年币值计算）。

主要型别

安-140 只生产6架，2004年后被安-140-100取代。

安-140T 机尾左侧具有大型货舱门，可载重6000kg。

安-140TK 与安-140T相似，可载重5000kg和50名乘客。

安-140VIP 公务型。航程4000km。

安-140-100 改进型。对发动机短舱进行了改进设计，并扩大了油箱。翼展增加 1m，最大起飞重量 21500kg，航程增加 300km。从 2004 年开始取代安-140，成为基本型。

安-142 正在研制中，2001 年首飞。与安-26 类似的后装卸跳板。

伊朗版安-140 1999 年伊朗飞机制造公司开始组装，2001 年 2 月 7 日，组装的第一架安-140 进行首飞。2003 年 4 月 14 日，取得伊朗合格证。2005 年年初交付 10 架。

安-140 军用型 用于巡逻、侦察、航空摄影等军事活动。

设计特征

安-140 为上单翼布局，发动机安装在机翼下。

机翼 常规上单翼，非后掠梯形翼。副翼上均装有伺服调整片。另外，右侧副翼还装有配平调整片。每个机翼设有两段襟翼，襟翼外侧有扰流片。

尾翼 垂尾和平尾后掠，平尾上反角 15°。升降舵为两段式，装有配平和伺服调整片。方向舵上也装有调整片。

起落架 可收放前三点式起落架，均采用并列双轮，前起落架向前收起，主起落架收入下机身两侧的整流罩内。主起落架 KT-231，主轮尺寸为 810mm × 320mm-330mm，前起落架 KN-44，前轮尺寸为 600mm × 220mm-254mm。主起落架带有刹车系统。

动力装置 两台俄罗斯克里莫夫股份公司研制的 TV3-117VMA-SB2 涡桨发动机，单台功率为 1839kW。

座舱 机组人员包括正、副驾驶员及客舱服务员。标准客舱有 48 或 52 个乘客座椅，4 列加中间过道布局，排距为 81cm 或 78cm，座位上方设有行李柜。主舱门带有登机梯，位于客舱后部左侧，与勤务舱门相对；客舱前部的两侧设有应急出口。衣帽柜、配餐室和卫生间

位于客舱后部；行李舱 / 货舱在客舱后部。另外，在客舱地板下面还设有货舱，其舱门在左侧。货舱舱门位于右侧，拆除客舱前面的座椅，加固其前部的地板并安装可拆卸式搬运设备，可装运 1650 ~ 3650kg 货盘和 20 ~ 36 名旅客。座舱为增压舱。

系统 座舱装有空调系统，机身尾部备有斯奇发动机公司的 AI-9-3B 辅助电源设备 (16kW)，装有 Eros 公司的氧气系统。

机载设备 装 Buran A-140 气象雷达，SN-3301 GPS 导航系统，A037 D1 无线电高度表，TCAS-94 空中交通告警与防撞系统等。

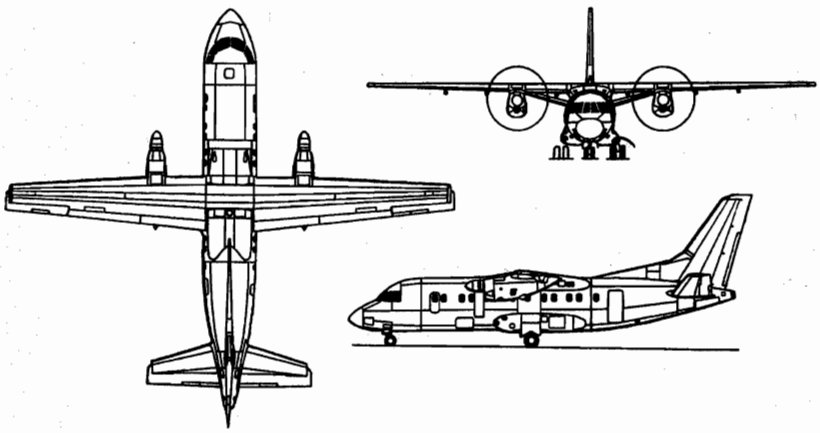
使用特点

安-140 轻型运输机具有可靠性高、燃油效率高以及使用寿命长等特点，因此其维修费用较低。该飞机使用寿命 50000h，或 50000 次起降，或 25 年日历时间。

安-140 系列飞机用途广泛，可用于货运、公务飞行、浮冰考察、巡逻、渔业探测及航摄等。该飞机能在任何海拔高度全天候起降。而且安-140 飞机获得国际许可证，具备标准航班舒适度、低噪声和振动水平、改善的空调设施以及柔和的灯光等，其货舱容量达到其他同级飞机的 1.3 ~ 1.5 倍。该机发动机高置，可避免起降时异物进入发动机引起故障，因此可以从未制备的跑道、沙砾路面及覆盖冰雪的跑道上起降。另外该飞机还可使用不同类型的发动机，销售前景可观。

2004 年 6 月，乌克兰政府同意组织安-140

环球飞行，其间经过的国家和地区有俄罗斯、美国、加拿大、格陵兰、冰岛和英国，并在伦敦着陆，参加2004年的英国范堡罗航展，为推进该机进入国际市场进行了广泛的商业宣传活动。



技术数据

外形尺寸	
机长	22.6m
机高	8.2m
翼展	
安-140	24.5m
安-140-100	25.5m
主轮距	3.18m
前后轮距	8.12m
螺旋桨直径	3.72m
客舱门（高 × 宽）	1.68m × 0.91m
应急出口（每侧）	
高	1.19m
宽	0.51m
货舱门（高 × 宽）	1.29m × 0.98m
内部尺寸	
客舱	
长度（不含驾驶舱）	10.50m
最大宽度	2.60m
最大高度	1.90m
容积	65.5m³
地板下货舱	
长度	3.98m
最大宽度	1.45m
最大高度	0.545m
容积	3.0m³
重量及载荷（安-140-100）	
使用空重	13200kg
最大起飞重量	21500kg
最大商载	6000kg
最大燃油重量	4680kg
最大功率载荷	5.85kg/kW
性能数据（安-140-100）	
最大巡航速度	537km/h
经济巡航速度	460km/h
正常巡航高度	6000m
最大飞行高度	7620m
起飞滑跑距离	880m
着陆滑跑距离	530m
航程（无留空余油）	
52名旅客	2770km
42名旅客	3400km
6000kg商载	1720km

An-148（安-148）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）

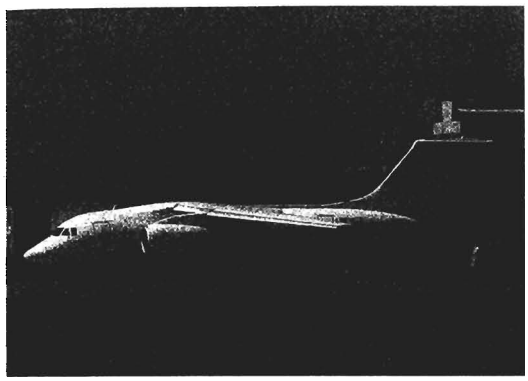
项目概况

安-148是乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体正在研制的双发涡扇支线运输机。2001年9月，安东诺夫航空科学技术联合体公布了正在设计的80座、双发飞机安-148，结构类似于安-74T-300。安-148系列飞机计划形成40～55座、70～88座直至100座级的支线系列客机，同时，货运型以及VIP/混合型也在考虑之中。

原型机于2004年10月15日正式亮相，同年12月17日实现首飞；第二架原型机2005年4月19日首飞；2006年11月取得俄罗斯AP-23适航证，2007年2月获得俄罗斯AP-25适航证，同时也获得乌克兰适航证，计划于2009年取得欧洲适航证。

项目发动机由乌克兰斯奇发动机公司和乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局共同研制生产，总承包商安东诺夫航空科学技术联合体负责设计，按照2005年俄罗斯和乌克兰签署的航空工业协议，乌俄两国共同制造该机，乌克兰Aviant航空工厂在基辅生产中机身和外翼，在哈尔科夫公司生产中央翼段；俄罗斯沃罗涅什飞机制造厂负责生产机身其余部分，两厂家都可进行总装工作，俄罗斯方面将生产飞机全部部件的70%。2007年12月，安东诺夫航空科学技术联合体与Aviant航空工厂和沃罗涅什飞机制造厂签署“打包”生产协议，2008年6月27日沃罗涅什飞机制造厂正式启动安-148飞机生产线，原计划首架飞机于2008年年底前下线，但由于飞行试验拖延，可能延迟到2009年交付。

安-148的目标是取代老龄的安-24、图-134、雅克-40以及雅克-42等型号，启动用户哈萨克斯坦Scat航空公司订购7架，用于取代其安-24飞机；俄罗斯伊留申财政公司（IFK）订购了34架，从2008年到2010年分期交付，租赁给不同客户；俄罗斯国家航空公司（Rossiya）订购18架；俄罗斯波莱特航空



公司订购 10 架；俄罗斯政府官方航空运输公司（GTK）计划采购 12 架（6 架直接购买，6 架从 IFK 租赁）；古巴政府也订购了 3 架，计划于 2009 ～ 2010 年交付使用。根据 2007 年币值估算，单机价格 2500 万美元，整个项目研制费用 3 亿美元。

主要型别

安-148-100B 70 ～ 80 座，航程 4000km，两级客舱布局，公务舱 8 座和经济舱 60 座。

安-148-100A 短程型。75 座，航程 2200km。

安-148-100E 远程型。75 座，航程 5100km。

安-148-100E1 远程型。55 座，采用 3 级客舱布局，航程超过 7000km，行李舱内加装辅助油箱。

安-148-100E2 公务型。可载 10 ～ 30 名乘客，航程 8700km，行李舱内加装辅助油箱。第二架安-148 原型机于 2006 年改为 18 座安-148VIP 型。

安-148-100C1 小型运输机。总重 10500kg，通过机舱两侧和机舱地面下开口装货。

安-148-100C2 货盘型货物运输机。包括 LD1，LD2，LD3，LD3-46，LD3-46W，LD4，LD8 和 AED 等集装箱。最大货盘 2.24m × 3.18m，尾部货舱门宽 3.40m，高 1.92m，地板用滑轨加固。

安-148T 尾部装载货机。

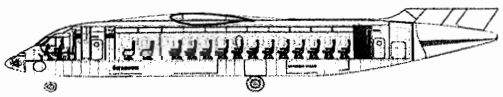
安-148-200 增程型客机。100 座，机身加长，机翼前端机身加长 3.03m，在机翼后端机身加长 2.20m。有两种型别，安-148-200A 航程可达 3000km，安-148-200B 为 4500km。

设计特征

该机结构类似安-74，采用电传操纵系统，研制、设计过程都使用了计算机信息技术工艺和 3 级设计等先进方法，也是独联体国家第一次使用数字化方法进行设计的飞机。该机可全天候飞行，可在简陋的机场甚至海拔 3000m 的高山上着陆。

动力装置 两台扎波罗什进步机械制造设计局的 D436-148 涡扇发动机，单台推力 65.6kN，CF-8/10、PW800 和 SM-146 作为备选发动机，所有型号燃油箱满载大约为 15100L。

座舱 驾驶舱机组人员两名，另设一个备用座位。客舱座椅可调，乘客舱门位于机身前方左侧；机身前方右侧与机身后方左侧各设一



勤务舱门。机舱地板下面前方和后方各设一行李舱，舱门都开在机身右侧。客舱后部还设有行李舱，舱门位于机身右侧。客舱前面有衣帽柜，客舱后部、行李舱之前设有配餐室。备有两个卫生间，前后各一个。

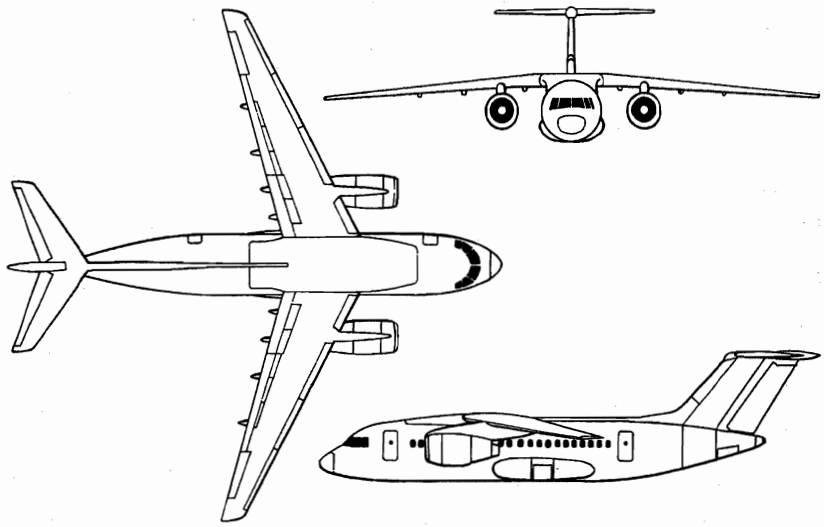
系统 扎波罗什进步机械制造设计局AI-450MS辅助动力装置。

机载设备 美国霍尼韦尔公司或美国罗克韦尔·柯林斯公司的座舱显示器。

使用特点

安-148是一种价格低廉、使用经济的飞机，单机价格只有2500万美元，比国外同类飞机便宜25%～30%，使用费用也低10%～15%。同时，在研发及生产制造过程中，为了弥补资金的不足，安东诺夫航空科学技术联合体和其合作伙伴采取了欧洲式“共担风险”的模式。

俄罗斯会成为该型飞机最大的市场，现已有3家运输公司订购安-148，该机与俄罗斯苏霍伊民用飞机公司“超级喷气”100和中国商用飞机有限责任公司的ARJ21存在一定市场竞争，但“超级喷气”100飞机主要集中在100～130座级，而安-148则更多关注70～80座级市场，所以竞争影响应该不是很明显。安东诺夫航空科学技术联合体除了开发独联体国家市场外，还计划开拓欧洲其他国家、拉丁美洲、印度和中国市场，初步估计，从2009年到2017年，安-148飞机将交付168架。



技术数据

外形尺寸	
机长	
安-148-100	29.13m
安-148-200	34.36m
机高	
安-148-100	8.20m
安-148-200	8.60m
翼展	
安-148-100	28.91m
安-148-200	28.91m
行李舱门	
客舱地板下面右前方（高 × 宽）	1.00m × 1.50m
客舱地板下面右后方（高 × 宽）	1.00m × 1.00m
客舱后部右侧（高 × 宽）	1.00m × 0.75m

内部尺寸	
客舱高度	2.00m
行李箱下高度	1.40m
行李舱容积	
地板下方前行李舱	7.5m^3
地板下方后行李舱	4.3m^3
客舱后部行李舱	2.8m^3

重量及载荷	
最大起飞重量	
安-148-100A	37130kg
安-148-100B	39900kg
安-148-100E/E1/E2	43050kg
最大商载	9000kg

性能数据（估计值）	
最大巡航速度	870km/h
经济巡航速度	820km/h
巡航高度	11600m
起飞场长	
安-148-100	2300m
安-148-200	2100m
航程	
最大商载	3530km
最大燃油	6580km

ARJ21

中国商用飞机有限责任公司（中航商用飞机有限公司）

项目概况

ARJ21是中国商用飞机有限责任公司研制的新型涡扇支线飞机，是中国第一次完全自主设计并制造的70～90座级中短程支线客机，也是我国首次按中国民用航空规章（CCAR）25部和美国联邦航空条例（FAR）25部全新设计的支线客机，并且采用全新的、国际惯用的主供应商－供应商管理模式。ARJ21以国内市场为切入点，既满足开发西部地区的航空运输的需要，也充分适应东部地区中小城市经济发展对航空运输的要求，同时争取占有国际市场。

ARJ21项目于2002年4月正式立项，同年9月，中国航空工业第一集团公司（中国一航）成立了中航商用飞机有限公司专门负责ARJ21项目并进行总体设计。2003年中国一航第一飞机设计研究院开始初步设计和详细设计工作。同年12月ARJ21分别在成都、沈阳、西安和上海4家工厂同时开工进行零部件制造。2007年12月21日首架ARJ21总装下线。2008年ARJ21项目的控制权由中航商用飞机有限公司转至新成立的中国商用飞机有限责任公司。2008年11月28日，首架ARJ21-700飞机在上海成功首飞。

根据型号研制需要，ARJ21项目分别在国内外6家单位的12座风洞进行了56项风洞试验，并按要求完成了相应的强度试验、静力试验、颤振验证试验、全机静力试验、共振试验、航电综合试验、飞行控制综合试验以及飞行试验。ARJ21项目完成的试验主要涉及以下几个方面。

- **风洞试验**

首飞前完成风洞试验45项，包括高速风洞试验22项3264次，低速风洞试验23项7698次，共计10962次。其中在方案设计阶段进行了787次高速风洞试验，1858次低速风洞试验，经过总计2645次的风洞试验最后确定了飞机的

基本气动布局；在详细设计阶段进行了高速风洞试验1999次，低速风洞试验4890次，共6889次。通过这一阶段的风洞试验获得了比较完整的气动特性数据，基本满足了相关专业在详细设计阶段的气动特性数据需求。2006年4月，在完成详细设计转阶段评审之后，ARJ21-700飞机进入了生产、试制阶段。这一阶段共完成高速风洞试验478次，低速风洞试验950次，基于该阶段所获得的高、低速校核风洞试验结果，建立了高、低速气动特性数据（曲线）集。

● **强度试验**

完成了42项强度研制试验，主要包括静力和疲劳、损伤容限试验，旨在选取计算参数、验证计算方法、研究选择合理的计算方法以及一些重要部位的试验。

● **全机静力试验**

首飞前完成全机和部件的限制载荷试验，首飞后进行极限载荷试验和局部结构的试验验证。首飞前全机静力试验完成14项，满足CCAR25.305条款要求。根据新机头更改构型（501构型），安排了103架（新机头）的静力试验，将在104架机飞行前完成。

● **颤振验证试验**

按确定的技术状态进行颤振模型的设计和风洞试验，并进行各种变参数试验研究，得到飞机的颤振特性。

● **全机地面共振试验**

2008年9月28日～10月16日，在上海飞机制造厂试飞站完成了ARJ21-700飞机首飞前阶段的全机地面共振试验（GVT），取得了可靠的试验结果。

● **航电系统综合试验**

已由供应商罗克韦尔·柯林斯公司在美国试验室完成。

● **E3试验**

E3专业试验包括设备/系统级验证试验和飞机试验。飞机试验主要包括电磁兼容性（EMC）试验、闪电分区缩比模型试验、高强度辐射场（HIRF）试验、闪电间接效应试验。

● **航电系统与飞机系统的交联试验**

交联试验主要包括航电系统与电源系统交联试验；航电系统与动力装置系统交联试验；航电系统与辅助动力装置（APU）系统交联试验；航电系统与起落架系统交联试验；航电系统与燃油系统交联试验；航电系统与液压系统交联试验；航电系统与高升力系统交联试验；航电系统与防火系统交联试验；航电系统与空气管理系统（AMS）交联试验；航电系统与舱门指示系统交联试验；航电系统与风挡加热系统交联试验；航电系统与氧气系统交联试验。

● **铁鸟试验**

飞控系统综合试验（铁鸟试验）首飞前进行82项，已全部完成。试验项目包括系统功能、性能、故障和驾驶员在环试验。与作动器性能有关的试验均在模拟装机状态的铁鸟液压系统供压条件下进行。襟缝翼控制系统与航电系统的联试通过襟缝翼控制系统微型试验台架（Mini-Rig）与航电综合试验台架的交联实现，主飞控系统与航电系统的联试通过铁鸟与航电综合Rig的交联实现。飞控系统还与电源系统进行了联试并参与了电源、航电、液压和起落架系统的综合试验（与电源有关的试验以电源

系统为主导进行)。

● 试飞

2008 年 10 月 25 日，ARJ21-700 飞机 101 架机在完成设计总装和测试改装后，在上海大场机场按计划转入地面滑行阶段。从 2008 年 10 月 25 日到 11 月 26 日，在一个月的时间内，ARJ21-700 飞机 101 架机共进行了 12 天 15 个场次的滑行，完成了全部低速和中速滑行任务，中速滑行为 80 ~ 110kn (41.2 ~ 56.6m/s)。2008 年 11 月 26 日上午 10 时，飞机按预定计划进入高速滑行阶段，滑行速度为 119kn (61.3m/s)，并两次抬轮，飞机各系统和状态正常。

2008 年 11 月 28 日上午 11 时，在完成两个场次的高速滑行后，进入首飞阶段。上午 12 时 23 分，由南向北，飞机滑行松刹车后顺利起飞，飞机起飞离地速度为 134 kn (69m/s)。在大场机场上空按计划航线飞行，飞行状态为起落架不收起，最大起飞重量 31000kg，飞行最大高度 2700m，最大飞行表速 175 kn (90m/s)，360° 盘旋飞行，在预定空域内飞行两周，完成了平飞、下滑、爬升、速度机动、收放襟翼、飞控配平等机动飞行和系统设备检查试验，并在 900m 高度低空通场飞行两次。13 时 24 分，飞机平稳着陆，着陆速度 135 kn (69.5m/s)。首飞从 12 时 23 分到 13 时 24 分，留空 61min，ARJ21-700 飞机成功完成首飞。

根据执行首飞任务的驾驶员评述以及数据处理表明，该型飞机成功完成预定任务，飞机离地姿态良好，起飞性能较好，基本符合设计要求。在按要求完成空域飞行动作时，飞机各系统工作正常，转弯、爬升、下滑等性能较好，并且扰流片、刹车等系统工作良好。总体来说飞行动态良好，飞机工作正常。

首飞完成后，随即进入飞行试验、适航取证阶段。ARJ21 将首先取得中国民用航空局 (CAAC) 型号合格证 (TC)，国内审定由中国民用航空局适航审定司牵头负责，中国民用航空局安全技术中心，民航华东、华北、西北、西南、东北、中南等 6 个地区管理局适航审定部门组织力量参加审查；随后将开展与美国联邦航空局 (FAA) 的国际适航双边合作并获取 FAA 型号合格证。

ARJ21 项目是国内首次采用“异地设计、异地制造”的全新运作机制和管理模式，飞机机体各部分分别在国内不同飞机制造厂生产。ARJ21 飞机由上海飞机设计研究所联合第一飞机设计研究院承担研制设计工作，上海飞机制造厂负责水平安定面和升降舵的生产、全机总装及机上地面系统功能试验；西安飞机工业 (集团) 有限责任公司负责生产机身、机翼；成都飞机工业 (集团) 有限责任公司负责生产机头；沈阳飞机工业 (集团) 有限公司负责后机身、吊挂、垂直安定面和方向舵以及全机电缆的制造。

截至 2008 年 11 月，ARJ21 共获订单 208 架，预计 2010 年 5 月开始交付用户使用。按 2008 年币值计算，ARJ21 单机价格约为 3000 万美元。

主要型别

ARJ21-700 基本型。两级客舱布局 78 座，全经济舱 90 座。有标准航程型 (STD) 和

增程型（ER）两种。标准航程型的满载航程为2225km，主要用于满足从中心城市向周边中小城市辐射型航线的市场需求；增程型的满载航程为3700km，能满足中西部“点对点”瘦长航线的使用要求。

ARJ21-900 加长型。两级客舱布局98座，全经济舱布局105座。

ARJ21F 货运型。主货舱长度为17.3m，可安排5个LD9集装箱或5个PIP集装盘，最大装载重量为16000kg。

ARJ21B 未来计划的公务型。

设计特征（基本型）

ARJ21飞机采用下单翼、尾置发动机、高平尾、可收放前三点式起落架布局。飞机机舱、设备舱设置如下：头部有雷达舱，地板上部有驾驶舱、前附件舱、客舱（包括前服务区、旅客区、后服务区3个部分），地板下部有电子电气设备舱（EE舱）、随机登机梯舱、前起落架舱、前货舱、中部设备舱、主起落架舱、后货舱、再循环风扇舱，球面框后有后附件舱。飞行控制系统为电信号控制、液压或机电作动的电飞行控制系统。

ARJ21飞机是一款体现当代先进技术水平的支线客机，该机采用先进超临界机翼以提高飞机巡航气动效率；采用较宽机身截面，提供相当于干线飞机的舒适性；采用先进动力装置和高效增升装置，以提高飞机起降性能；满足超前的噪声和排污要求；采用高度综合化的“玻璃座舱”，配有5块203mm×254mm（8in×10in）的液晶平板显示器；采用多余度的电控飞行控制系统；航电系统是新一代综合化的Pro Line21系统，综合处理机柜（IPC），模块化组合，易于功能扩展。系统适应未来新航行系统的空中交通管制环境。采用技术先进的CF34-10A发动机，并具有全权数字式发动机控制（FADEC）系统，使发动机的运行更可靠、更经济；ARJ21飞机设计寿命6万飞行小时，按损伤容限要求设计和评定机体结构；电源系统的全机电源失效优于10^{-9}，已达到所谓“绝不可能”的要求，系统实现不间断电源转换，系统能提供无时限的应急电源；飞机制造中采用了新型铝合金制造加工、机翼整体壁板数控喷丸成形等技术；建立了全新的标准体系；在飞机研制中采用最新IT技术，等等。

机翼 采用新一代超临界机翼和一体化设计的翼梢小翼。双梁式下单翼，悬臂半硬壳式结构，上反角3°，安装角3°，1/4弦线后掠角25°。机翼结构由主翼面和活动面两部分组成。主翼面包括中央翼、外翼和翼梢小翼；活动面包括副翼、后缘襟翼、前缘缝翼和扰流片。两侧机翼各有3块前缘缝翼和4块扰流片。双缝后缘襟翼。中央翼和外翼为铝合金金属结构，翼梢小翼为以复合材料为主的混合式结构。

机身 蒙皮-长桁-隔框组成的全金属半硬壳式结构。机身纵向受力构件主要由蒙皮、长桁、客舱地板转折梁、龙骨梁等组成。横向受力构件主要是隔框。机身蒙皮主要采用传统的2524-T3铝合金材料制成，机身与机翼对接区蒙皮采用2024-O铝合金，邻近发动机区域的吊挂、中后机身和后机身的部分材料采用耐高温的钛合金Ti-6Al-4V。长桁和隔框选用7075铝合金板材或7150挤压型材制成。机头罩、翼身整流罩、客货舱地板采用玻璃纤维复合材料制成。部分机身蒙皮选用7075铝合金机加板或钛合金板，重要接头采用7050铝合金锻件。除后机身、前起落架舱、中央翼舱和主起落架舱外，其他舱段均为增压舱。增压舱采用机械密封辅以缝内外涂胶和密封带。

尾翼 T形尾翼，即高平尾布局。尾翼由垂直安定面、方向舵、水平安定面、升降舵组成。垂直安定面固定在后机身上，水平安定面安装在垂直安定面的顶部。水平安定面为全动平尾。

尾翼除方向舵采用复合材料结构外，其余部件为全金属结构。

动力装置 两台美国通用电气公司的CF34-10A高涵道比涡扇发动机，单台推力80.1kN。安装在后机身两侧的发动机短舱内，带有叶栅式反推力装置。CF34-10A发动机可通过地面气源车、飞机辅助动力装置（APU）引气或已起动的另一台发动机交叉引气进行起动。配置一台美国汉胜公司的燃气涡轮APS2600辅助动力装置，安装在机身后部的APU舱内。APU在海平面到4572m（15000ft）高度范围内为空调系统提供气源；APU在发动机的起动包线内提供气源，供起动主发动机；由APU驱动的交流发电机作为交流电源的备份电源。两个机翼整体油箱，总燃油容量10386kg。燃油箱由机翼的前梁、后梁、上壁板、下壁板及端部密封肋所构成。发动机引气用于进气道防冰。

起落架 可收放前三点式起落架，双轮结构。油气缓冲器，无内胎轮胎。前轮规格为24×7.7，主轮规格为H40 14.0-19。前机轮转向操纵采用电控-液压系统，最大转向角度±66°。主机轮配备碳盘式刹车装置。采用全电控的起落架收放、前轮转弯和刹车。起落架正常收放为电信号控制液压作动，应急放下采用直接钢索操纵。主起落架支撑结构材料主要采用7050-T74模锻件。

座舱 双人制驾驶舱。客舱内部布置采用模块化设计，通过不同模块的组合，可灵活地满足不同航空公司对不同航线和不同乘客群体的运营要求，最大程度地利用客舱内部空间，并为旅客营造一个宽敞舒适的乘坐环境。客座数、排距、行李箱的布置，以及服务舱的厨房、卫生间、储藏室和衣帽间的数量、规格和位置等均可按客户的要求进行合理配置，并提供娱乐设施、服务员座椅等设备的选装。客舱每排5座，全经济舱布局载客90人（ARJ21-700）或105人（ARJ21-900），排距81cm。两级客舱布局78座（ARJ21-700）或98座（ARJ21-900），其中头等舱8座（两排，每排4座，排距96.5cm），经济舱70座（ARJ21-700）或90座（ARJ21-900）。客舱最大宽度为3.14m(123.7in)，比庞巴迪CRJ700/900和巴西EMBRAER170、EMBRAER190都宽，是支线飞机中客舱最宽敞的飞机之一。

系统 ARJ21飞机主飞控系统采用常规驾驶杆/盘/脚蹬，使用模拟电路构成主控制通道，数字计算机进行增益调节和实现增强控制功能，采用开环控制律的“简单电传”，无机械备份。系统采用余度配置，比较监控，通道独立和故障被动的设计。

电源系统采用美国汉胜公司成熟的恒速恒频交流电源，集中式配电，正常运行时可实现飞机在地面的不中断供电。照明系统大量采用LED光源，可提高设备和系统的寿命及可靠性，降低维修成本。

液压能源系统包括3套独立液压系统和6个液压泵，其中两套（1号和2号）系统设有能源转换装置（PTU），另外一套（3号）系统可在双发停车等条件下为飞控系统提供能源，满足电传飞控系统对液压能源的要求。

空气管理系统由两台综合空气管理系统控制器（IASC）控制。气源系统根据需要从发动级5级或9级引气。空调系统设有双空调包。压力调节系统具有多重安全措施，并具有适合高原机场的增压程序。饮用水系统由两台空气压缩机提供压力。

机载设备 综合航空电子系统选用美国罗克韦尔·柯林斯公司的Pro Line21系统，整套系统包括VHF-4000甚高频通信收发机、5台203mm×254mm（8in×10in）的多功能液晶显示器、发动机指示与机组告警系统（EICAS）、多扫描气象雷达、AHS-3000姿态/航向基准系统、FMS-4500飞行管理系统等。

使用特点

ARJ21 飞机是中国自行研制的具有自主知识产权的新型涡扇支线飞机，该机是一项全面按照适航要求研制，走国际合作发展道路，进行技术创新、体制创新的高新技术工程项目。飞机具有许多创新点，开创了 10 多个国内第一次：

（1）第一次按市场要求和目标制定飞机设计技术要求，并进行飞机设计；

（2）第一次在型号设计中全面贯彻 CCAR25-R3 适航标准；

（3）第一次按损伤容限要求进行机体结构设计、评定和验证；

（4）第一次在民机设计中进行复杂的系统综合集成；

（5）第一次在型号设计中全面进行系统安全性设计和系统安全性评估；

（6）第一次在型号设计中按照与国际接轨的模式和规范开展产品支援工作；

（7）第一次在飞机研制中采用主供应商 - 供应商管理模式；

（8）第一次面对 19 个国外系统供应商的构型和适航管理；

（9）第一次面对组织多家厂所参加联合研制的管理模式；

（10）第一次为取得 FAA 的 TC 证接受 FAR100-124 号修正案作为型号审定基础。

与国外同类支线飞机相比，ARJ21 飞机在航线适应性、乘坐舒适性和使用经济性方面都更具优势，更多地体现了中国特色。具体表现在以下 5 个方面。

适应性——适应以中国西部高原、高温机场为代表的起降和越障要求。我国西部地区具有相对简陋的机场条件和航线上障碍物很多的特点，这既要求飞机有较好的起飞和爬升性能，在不减载的情况下能在较短的距离内起降，又要保证飞机能在较为恶劣的气候环境中运营，并对飞机性能（如单发升限等）要求很高。ARJ21 飞机的设计是以未来西部交通枢纽昆明机场作为设计的临界条件，并用西部地区航线来检验飞机的航线适应性，以确保飞机充分满足西部的高原、高温环境要求。

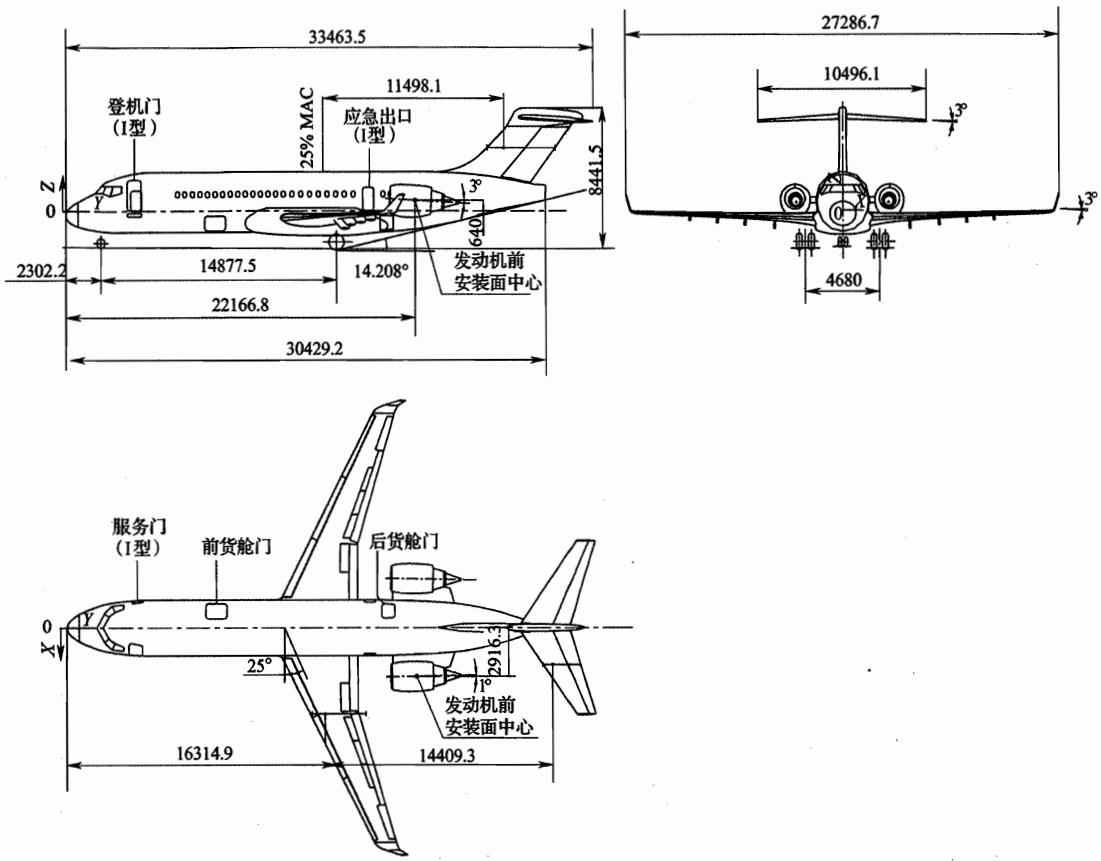
舒适性——ARJ21 客机具有宽松、静音的舒适客舱，其舒适性与波音 737 和 A320 等 150 座级干线客机相当。ARJ21 的座椅宽度为 45.5cm (17.9in)，比波音 737 还宽 0.9in。另外，ARJ21 客舱宽度为 3.14m（123.7in），比同类型飞机宽 0.38 ~ 0.64m（15 ~ 25in）。ARJ21 客舱的内装饰和服务设备综合考虑美观与实用等因素，其大间距边座 / 侧壁、宽过道、高天花板和低噪声的客舱布置使乘客能够获得最大程度的舒适感。

经济性——低于竞争飞机的直接使用成本和全寿命成本（LCC）。ARJ21 飞机从开始设计就对飞机全寿命成本进行严格控制。通过采用长寿命结构设计，注重高可靠性、维修性设计，使飞机的可靠性和安全性得以提高，从而降低维修成本；配装低油耗涡扇发动机提高飞机的使用经济性；采用先进的研发、生产管理手段，

以降低研制和生产成本。

共通性——与150座级干线飞机有相近的性能和使用特性，在驾驶舱/人机界面维护以及操作程序方面保持共通性，从而可减少驾驶员“改装”培训要求以节省费用。

系列化——在基本型飞机基础上改进改型，实现基本型、加长型、货运型、公务型系列化发展以满足国内对公务机和支线货机的发展需求。



技术数据（ARJ21-700）

外形尺寸	
机长	33.463m
机高	8.442m
机身	
长度	30.429m
前部非等直段长	5.639m
后部非等直段长	10.998m
等直段长	13.729m
最大宽度	3.343m
最大高度	3.607m
上部直径	3.343m
下部直径	3.122m

机翼	
翼展	27.288m
翼根弦长	4.965m
翼尖弦长	1.293m
展弦比	8.86
机翼面积	79.86 m^2
垂直尾翼	
面积	14.96 m^2
展长	3.505m
翼根弦长	4.737m
翼尖弦长	3.797m
展弦比	0.82
1/4 弦线后掠角	43.5°
水平尾翼	
面积	23.216 m^2
展长	10.51m
翼根弦长	3.23m
翼尖弦长	1.188m
展弦比	4.75
1/4 弦线后掠角	31.63°
主轮距	4.68m
前后轮距	14.878m
客舱门	
高 × 宽	1.83m × 0.86m
货舱门	
高 × 宽	1.22m × 0.69m

内部尺寸

客舱	
长度	19.034m
高度	2.03m
最大宽度	3.14m
地板宽度	2.87m
地板面积	53.92 m^2
每座客舱行李架容积	0.064 m^3
容积	
驾驶舱	8.8 m^3
客舱	110.96 m^3
货舱	20.14 m^3

重量及载荷（STD：标准型；ER：增程型）

使用空重	24955kg
最大起飞重量	
STD	40500kg
ER	43500kg
最大着陆重量	
STD	37665kg
ER	40455kg
最大零燃油重量	33890kg
最大燃油重量	10386kg
最大商载	8935kg
标准每座载重	90.72kg
标准商务载重	8165kg

性能数据

巡航马赫数	0.78
巡航高度	10668m
最大使用高度	11900m
单发失效升限（国际标准大气 +10℃ ,1.1% 爬升梯度，1.3*g* 抖振裕量，防冰系统关闭）	6200m
全发升限（97% 最大起飞重量）	11935m
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	1700m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	1550m
航程	
STD	2225km
ER	3704m
轮挡油耗（满客，设计航程）	5448kg
备用燃油（满客，设计航程）	2011kg
总燃油（满客，设计航程）	7459kg
轮挡时间（满客，设计航程）	189.66min

ATP/Jetstream 61（ATP/“喷气流”61）

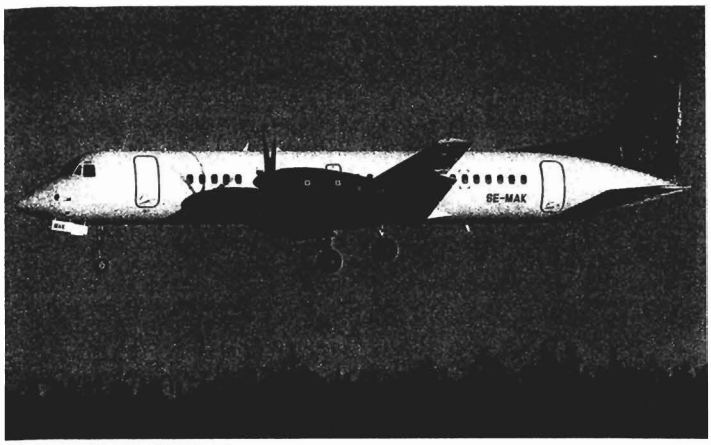
英国BAE系统公司（原英国宇航公司）

项目概况

ATP/“喷气流”61是由英国宇航公司（现为英国BAE系统公司）研制的70座双发涡桨(ATP)支线客机，是在BAe748基础上改进而成，原称BAe ATP。BAe ATP于1984年3月1日开始研制，采用了与BAe748相同的机身截面，加长了机身，机头和机尾做了局部改进，更换了燃油效率更高的普惠加拿大公司的PW126发动机。其他方面重大改进包括现代化的供电系统、液压系统、环境控制系统和刹车系统，装有4屏电子飞行仪表系统的先进驾驶舱等。BAe ATP于1986年8月6日首飞，1988年3月获得适航证，1988年5月开始投入运营，共生产了64架。英国中部航空公司成为该机第一家用户，其他较大的客户是城市快运公司和瑞典西方航空公司。

尽管BAe ATP在同类飞机中具有运营成本低和噪声低的特点，但因初期的技术可靠性差和飞行速度慢使其销售缓慢。为了尽早摆脱困境，重新激发用户对ATP飞机的兴趣，英国宇航公司于1994年研制出功率更强大的ATP/“喷气流”61飞机。ATP/“喷气流”61原型机是由第64架BAe ATP改装的，因此可以说ATP/“喷气流”61是ATP的改进型。ATP/“喷气流”61换装了普惠加拿大公司生产的PW127D型发动机，增加了飞机的载重、飞行速度和航程，提高了飞机起飞和着陆性能，特别是在高温、高原机场的起降性能；采用了全新的内部设备、新型座椅以满足乘客的要求。ATP/“喷气流”61原型机于1994年5月10日首飞，随后开始生产4架飞机的机体。

1995年1月26日，英国宇航公司的支线飞机业务与法国宇航公司和意大利阿莱尼亚航空公司联合成立的区域运输机(ATR)公司合并，而当时区域运输机公司研制的70座ATR72飞机已经取得了商业成功，这使得ATP/“喷气流”61没能吸引到任何有意义的新客户，因此尽管“喷气流”61于1995年6月15日通过了



英国民用航空管理局的认证，但最后还是被停止研制，已生产的4架机体也被废弃。

设计特征

机翼 全金属双梁破损安全结构。副翼、升降舵和方向舵由机械作动，每侧副翼均有随动补偿片，每个升降舵都有调整片，方向舵有随动补偿片和调整片，富勒襟翼。

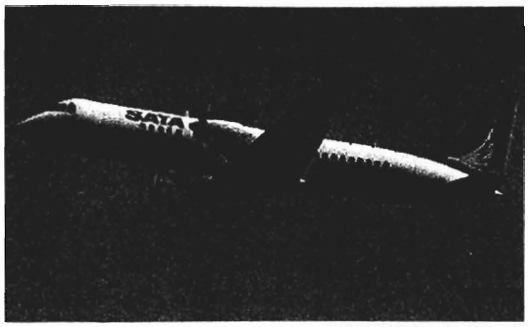
机身 破损安全结构，圆形截面。

起落架 英国道蒂公司设计的液压可收放前三点式起落架。3个起落架全部前向收起，主起落架收入机翼前梁前方的发动机短舱下部。装全油液缓冲器。起落架均为双轮式，使用英国邓禄普公司生产的轮胎。主轮规格为34×12-14，前轮规格为22×6.75-10，无内胎。3个独立的由发动机驱动的液压泵或直流电机驱动的备用液压泵为刹车系统提供动力。主机轮采用防滑碳刹车系统。

动力装置 两台普惠加拿大公司生产的PW127D涡桨发动机，每台功率2015kW，每台发动机各驱动一副4桨叶螺旋桨。两个机翼整体油箱，燃油总容量为6364L，压力加油口设在右机翼下。

座舱 驾驶舱两名机组人员，两名客舱服务员。客舱标准座位70座，座椅增宽到42.5cm，头顶行李柜的容积增大到3.54m^3，是同级别飞机中最大的。客舱侧壁设有扶手，厨房设在舱尾右侧，卫生间设在舱尾左侧。客舱门在左后侧，右侧有一个小舱门作为行李舱门和应急出口。左前侧设勤务舱门和货舱门。

系统 美国汉胜公司研制的环境控制系统，具有0℃以下的制冷能力。自动增压的空调系统，在7620m的飞行高度上能保持2438m高度的舱内环境，压差为0.38×10^5Pa。发动机驱动液压泵，用于起落架收放、前轮转弯操纵和登机舷梯。辅助液压动力在应急情况下用于起落架和刹车系统的作动，还用于发动机停车时的维修。主电源系统是英国卢卡斯宇航公司的30/45kV·A、200V变频发电机，二次电源系统是由两台静止变流器提供的1.5kV·A、200/115V的恒频交流电。当飞机在地面时，GTCP-150J辅助动力装置为空调系统提供压缩空气、蓄电池充电和起动发动机。利用发动机引气对机翼、尾翼等

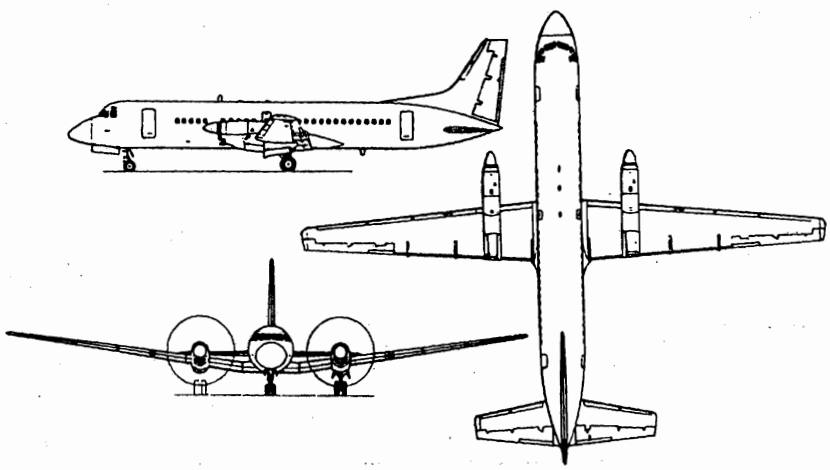


部位进行防冰、除冰。

机载设备 采用 ARINC 429 数据链的数字式航空电子系统。双超高频电台、应答器、座舱语音记录器；英国史密斯宇航公司研制的电子飞行仪表系统；RDS-86 彩色气象雷达，可在电子飞行仪表系统的导航显示器上显示气象数据，并具有机内自检测和记录功能；双超高频导航、扫描式测距仪、无线电导航、无线电罗盘、飞行数据记录器、数字式近地告警系统和双路自动飞行控制系统；美国利顿公司研制的 LTR81-01 姿态 / 航向基准系统，可进行Ⅱ类仪表着陆。

使用特点

ATP/“喷气流”61 项目是一个夭折的、失败的案例。一方面说明支线飞机市场竞争激烈，另一方面也显示出英国宇航公司对支线飞机业务并不特别重视。



技术数据

外形尺寸	
机长	26m
机高	7.59m
翼展	30.63m
展弦比	11.98
机翼面积	78.32m^2
主轮距	8.46m
客舱门（高 × 宽）	1.73m × 0.71m

重量及载荷	
最大着陆重量	23133kg
最大商载	7542kg
最大零燃油重量	21772kg
技术数据（70 名乘客）	
最大巡航速度	500km/h
最大航程	1180km

ATR42

国际合作　区域运输机公司

项目概况

ATR42 是法国宇航公司（现归属欧洲航空防务与航天公司）和意大利阿莱尼亚航空公司（现归属芬梅卡尼卡集团）联合研制的双发涡桨支线运输机。ATR 是法文“区域运输机”的缩略语，42 是基本型客机的载客数。1980 年，法、意两家公司达成协议，决定共同研制一种中小型支线客机。1982 年 2 月 5 日正式建立经济利益集团 (GIE)，总部设在法国图卢兹。

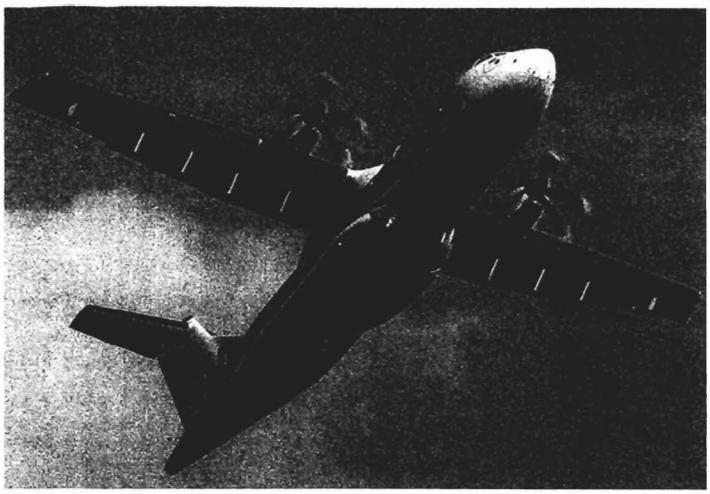
最初制造了两架 ATR42 试飞原型机和两架静力与疲劳试验机体。第一架原型机 1984 年 10 月 31 日首飞，第一架生产型飞机 1985 年 4 月 30 日首飞。ATR42-200 和 ATR42-300 型飞机于 1985 年 9 月 20 日获得法国民航总局颁发的欧洲联合航空要求第 25 部（JAR25）型号合格证，同时取得了意大利航空注册局的型号合格证。1985 年 10 月 25 日，ATR42 获得美国联邦航空局型号合格证，1985 年 12 月 2 日开始交付。1986 年春月产量为 3 架，1987 年年中达到 4 架。

ATR42 的研制费用约为 15 亿法郎，由法、意两家公司均摊，研制工作量也由两家公司平均分配。法国宇航公司承担机翼的设计和制造，驾驶舱和客舱布局，以及动力装置、电气系统、飞行控制系统和防冰系统的安装，并负责客机型飞机的总装和试飞工作。意大利阿莱尼亚航空公司负责整个机身、尾翼的研制和起落架的安装，以及液压系统、增压系统和空调系统的研制，并承担带后部装货斜板的货机型和军用型飞机的总装和试飞。

截至 2008 年 10 月，ATR42 共获订单 419 架，已交付 401 架，其用户有法国、意大利、荷兰、丹麦、芬兰和美国的多家航空公司。按 2008 年币值计算，ATR42-500 型飞机单价为 1500 万美元。

主要型别

ATR42 经过 20 多年的发展，已推出了



ATR42-200、ATR42-300、ATR42-400 和 ATR42-500 等多个型别，并有包括民用货运型、军用运输机、海上巡逻机、海上搜索和救援飞机等在内的多种军用和民用改型交付用户使用。主要有以下几种型别。

ATR42-200 基本型。

ATR42-300 仅有很小的结构改动，飞机增加了起飞重量和商载 / 航程能力。1985 年投入运营，1996 年停止生产。安装两台普惠加拿大公司的 PW120 涡桨发动机。

ATR42-320 与 ATR42-300 类似，安装两台普惠加拿大公司的 PW121 涡桨发动机，1987 年投入运营，1996 年停止生产。

ATR42-400 1995 年 7 月 12 日首飞，1996 年 3 月 14 日开始交付使用。安装两台普惠加拿大公司的 PW121A 涡桨发动机，最大巡航速度 493km/h，满载最大航程 1527km。

ATR42-500 1993 年启动，1995 年开始交付使用。安装两台普惠加拿大公司的 PW127 涡桨发动机，采用加强型机翼和坚固的起落架，提高了飞行速度，增加了飞行重量。

ATR42-F 民用货机型。在载运 3800kg 货物或 42 名乘客情况下航程为 2316km。改进了客舱内部布局并加强了客舱地板，左侧有可在飞行中打开的空投舱门。首架于 1989 年交付使用。

ATR42-L 具有侧面货舱门。

ATR42 Météo 由二手的 ATR42-300 改装而来，交付给法国的气象组织机构。2003 年改装，2004 年进行飞行品质测试，2005 年 7 月交付客户。主要用于科学研究，如大气污染测量，整个科学仪器有效载荷 2500kg。

ATR42-600 在 ATR42-500 的基础上进行改进，2007 年 10 月启动，预计 2010 年开始交付。

设计特征

ATR42 是按美国联邦航空条例第 25 部 (FAR25) 和欧洲联合航空要求第 25 部 (JAR25) 设计的，采用上单翼和 T 形尾翼布局。结构设计使用寿命 25 年。在气动力和结构设计以及机载设备等方面均采用了若干先进技术，并使用了计算机辅助设计和制造技术。基本设计标准是经济性好、起降距离短、具有在Ⅱ类气象条件下的仪表着陆能力、全增压客舱、具有宽体客机的舒适性等。在设计过程中，为验证计算机理论设计结果，进行了约 4000h 的风洞试验。

机翼 悬臂式上单翼。采用法国宇航公司在 NACA43 系翼型基础上研究的 RA-XXX-43 翼型，具有尖峰翼型的气动效果。翼根相对厚度 18%，翼尖相对厚度 13%。双梁式破损安全结构，机翼采用普通铝合金，机翼前缘为凯芙拉 /Nomex 蜂窝夹芯结构，蒙皮壁板采用凯芙拉 /Nomex 结构，后梁之后的上翼面用碳纤维加强。机翼中段等弦长。外翼段呈梯形。外翼段上反角 2° 30′，1/4 弦线后掠角 3° 6′。后缘为两段双缝襟翼，后缘外侧装有钢索和

拉杆操纵的副翼。每块副翼都装有电作动的自动调整片。副翼、襟翼分别采用铝合金框架和碳 / 环氧树脂和碳 /Nomex 复合材料结构。发动机短舱外的机翼前缘装有气囊式除冰装置。

机身 普通半硬壳式破损安全结构，主要由轻合金部件构成，采用主隔框和辅助隔框及纵向布置的蒙皮壁板。头锥、尾锥、翼身整流罩、起落架舱门均为凯芙拉 /Nomex 蜂窝夹芯结构。机身截面大部分呈圆形。驾驶舱、客舱和行李舱为气密结构。

尾翼 悬臂式结构，后掠垂尾装在机身最后一个隔框上，固定安装角的平尾无后掠，装在垂尾上端。平尾和垂尾主要由铝合金制造，背鳍是凯芙拉 /Nomex 和玻璃纤维 /Nomex 蜂窝夹芯结构。方向舵和升降舵由机械作动，用碳纤维 /Nomex 夹芯材料制造。方向舵和两个升降舵均有电作动自动调整片。平尾前缘采用气囊式除冰装置。

起落架 液压可收放前三点式，均为双轮，每个起落架都使用一个油气缓冲器。前轮向前收起，主轮向内收入机身下起落架整流罩内。主起落架装有多盘式刹车装置和防滑装置。主轮和前轮均为无内胎机轮，主轮胎压 7.17×10^5Pa，前轮胎压 4.14×10^5Pa。若选用低压轮胎，则需要修改机身下部的整流罩。

动力装置 两台普惠加拿大公司 PW127E 涡桨发动机，美国汉胜公司的 6 桨叶 568F 螺旋桨。两个整体油箱的载油量为 5736L，在右侧机翼前缘有一个单点压力加油口，机翼上表面有重力加油口。滑油容量 40L。

座舱 驾驶舱中有正、副驾驶员座椅，还可增加一个观察员座椅。客舱 42 座，排距 81cm；也可安排 46、48、50 座，排距 76cm，每排 4 座，中间设过道。带登机梯的客舱门位于客舱后部左侧。主行李舱 / 货舱位于驾驶舱和客舱之间，后行李舱 / 货舱、卫生间、食品间和衣帽间在客舱后部。驾驶舱、客舱及行李舱、货舱等均增压并带空调。

系统 空调和增压系统使用发动机引气。增压系统压力差 0.41×10^5Pa，能在 7620m 飞行高度保持相当于 2000m 高度的座舱环境，或在 4025m 飞行高度时保持相当于海平面的座舱环境。两套独立的液压系统由电驱动的液压泵提供压力，工作压力 207×10^5Pa。其中一套系统用于作动襟翼、扰流片、螺旋桨刹车、应急机

轮刹车和前轮转弯操纵。另一套系统用于起落架收放和正常刹车系统。冷气系统用于外段机翼前缘、平尾前缘和发动机进气道除冰。主电气系统使用 28V 直流电，电源由两台 Auxilec 12kW 发动机驱动的起动 / 发电机和两个镍镉电池提供。两个固态静变流器提供 115/26V 单相交流电，第三台备用变流器仅提供 115V 交流电。两台发动机驱动的交流发电机提供 115/200V 三相交流电，用于风挡、驾驶舱侧窗、失速告警、空速管、螺旋桨桨叶和舵面突角补偿等部位的防冰；舱内备有氧气系统；可选装美国加雷特公司的辅助动力装置。

机载设备 美国霍尼韦尔公司 DFZ-600 自动驾驶仪 / 飞行指引仪；霍尼韦尔公司 P-800 气象雷达；霍尼韦尔公司 AZ-800 数字式大气数据计算机和两套 AH-600 姿态 / 航向基准系统；近地告警系统、无线电高度表以及数字式驾驶舱记录仪。其他设备还有 EZ-820 电子飞行仪表系统，霍尼韦尔公司的 FMZ-800 飞行管理系统和双通道的 GPS 接收机。

使用特点

ATR42 是法国和意大利合资的飞机制造商 ATR 公司制造的双发涡桨客机。ATR 公司还研发出一种 ATR42 快速转换工具箱，能够在 30min 内对客舱进行快速改装，允许飞机在白天作为客机使用，在晚上作为货机使用，能够最大限度地发挥飞机的使用效率。

技术数据

外形尺寸	
机长	22.67m
机高	7.59m
机身最大宽度	2.865m
翼展	24.57m
展弦比	11.1
机翼面积	54.5m^2
主轮距	4.10m
前后轮距	8.78m
螺旋桨直径	3.96m
螺旋桨中心间距	8.10m
螺旋桨机身间距	0.82m

螺旋桨离地间距	1.17m
客舱门（后、左）	
高 × 宽	1.75m × 0.75m
货舱门（前、左）	
高 × 宽	1.52m × 1.275m

内部尺寸

客舱	
长度（含行李舱，不含驾驶舱）	
	14.72m
最大宽度	2.57m
地板处最大宽度	2.26m
最大高度	1.90m
容积	58.0m^3
行李舱 / 货舱容积	
前舱（载 42 ～ 46 名乘客）	6.0m^3
前舱（载 48 名乘客）	4.8m^3
前舱（载 50 名乘客）	3.6m^3
后舱	4.8m^3

重量及载荷

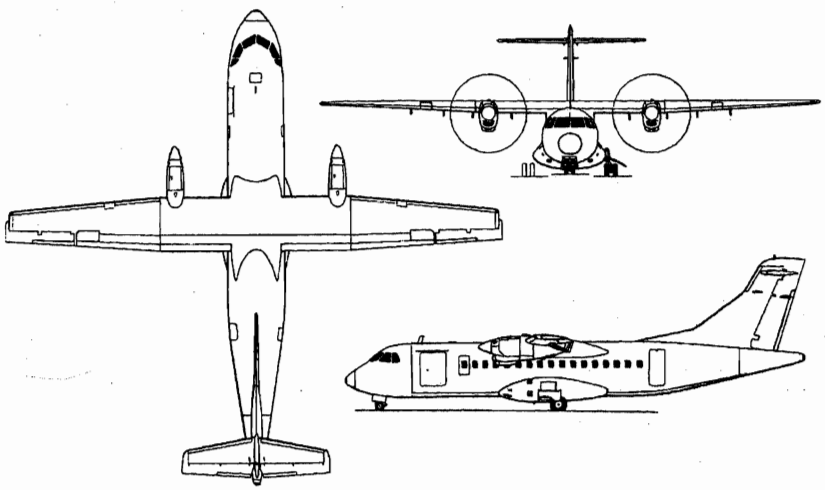
使用空重	11250kg
最大起飞重量	18600kg
最大着陆重量	18300kg
最大商载	5450kg
最大零燃油重量	16700kg
最大燃油重量	4500 kg
最大翼载	341.3kg/m^2
最大功率载荷	5.20kg/kW

性能数据（最大起飞重量）

最大巡航速度（高度 5182m，97% 最大起飞重量）	
	556km/h
爬升到 5182m 所需时间	9.9min
起飞场长（海平面，国际标准大气）	
	1165m
航程	
最大燃油	2963km
载客 48 人	1555km

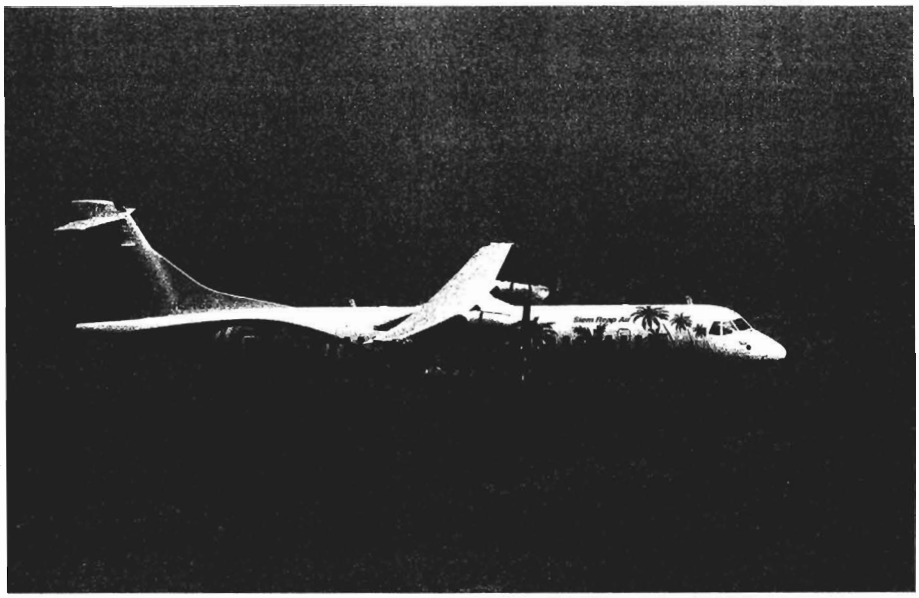
噪声水平

起飞噪声	76.6dB
进近噪声	92.4dB
侧向噪声	80.7dB



ATR72

国际合作　区域运输机公司



项目概况

ATR72是法国宇航公司（现归属欧洲航空防务与航天公司）和意大利阿莱尼亚航空公司（现归属芬梅卡尼卡集团）联合研制的双发涡桨支线运输机。ATR72是ATR42的加长型飞机。1985年法国巴黎航展期间宣布计划，1986年1月15日正式启动。1988年10月27日首飞，1989年9月25日获法国型号合格证，同年11月15日获得美国型号合格证。1989年10月27日开始交付使用。1993年7月30日获得英国适航认证。增大货舱门改型于2002年获得适航认证。

截至2008年10月，ATR72共获订单539架，已交付400架。按2008年币值计算，ATR72-500飞机单价为1850万美元。

主要型别

ATR72-200　基本型。安装两台普惠加拿大公司的PW124B发动机。

ATR72-210　改进了飞机的高原、高温性能，采用普惠加拿大公司的PW127发动机。1992年12月15日获得法国型号合格证，1992年12月18日获得美国型号合格证，1992年12月开始交付。

ATR72-500　最初作为ATR72-210A项目来启动，改进了飞机的高原、高温性能，采用普惠加拿大公司的PW127发动机。1996年1月19日首飞，1997年7月31日开始交付。

ATR72QC　快速转换型。能够运载13个ATR集装箱。

ATR72F　货机型。与ATR42相似，总货舱容积为75.5m^3，最大起飞重量27000kg，最大着陆重量21350kg。

ATR72 ASW　反潜预警机。基于ATR72-500改型，有效载荷为1270kg，2005年土耳其

海军订购 10 架，2007 年开始交付。

ATR72-600 2007 年 10 月启动，在 ATR72-500 的基础上进行改进，采用推力更强的 PW127M 发动机，采用全新的航空电子设备，预计 2010 年开始交付。

设计特征

机翼 与 ATR42 基本相同，但翼展和机翼面积增加。

机身 和 ATR42 基本相同，但机身长度增加，机身前段增加了 2.19m，后段增加了 2.31m，最大载客量达到 74 人。

尾翼 与 ATR42 相同。

起落架 改进起落架，装碳刹车装置。前起落架与 ATR42 相似，前轮最小转弯半径 12.45m，主轮最小转弯半径 8.62m。

动力装置 两台普惠加拿大公司的 PW127 涡桨发动机，全复合材料桨叶，油箱载油量 6337L，与 ATR42 油箱相比增加了一个载油量 637L 的外翼油箱。

座舱 双人制驾驶舱。客舱内可安排 64、68 或 72 座，排距分别为 81、79 和 76cm。还有一个机舱服务员座椅。客舱后部设一个行李舱；前面设一个或两个行李舱，这取决于座椅布局和左前舱门是客舱门还是货舱门；另一个客舱门装在机舱后部；机舱右侧的前、后客舱门对面是服务舱门；客舱两侧机翼上方各有一个应急出口，两个后舱门也可作为应急出口。客舱座椅上装有折叠桌，各座椅都配有通风口和阅读灯，舱内还备有改进的空调系统。

机载设备 驾驶舱设备及布局和 ATR42 基本相同。美国霍尼韦尔公司的气象雷达，美国罗克韦尔·柯林斯公司的无线电收发机，模式 5 应答器，仪表着陆系统，自动定向仪和测距仪。美国霍尼韦尔公司的电子飞行仪表系统。

使用特点

ATR72 支线客机适应性强，能够在山区等条件较差的机场起降。ATR72 的噪声水平低，完全能够满足自 2006 年 1 月 1 日起实施的国际民航组织规定的新噪声标准。但 ATR72 飞机的空调系统安装位置较低，而且空调管路等线路布置密集，不利于飞机的维修工作。

技术数据

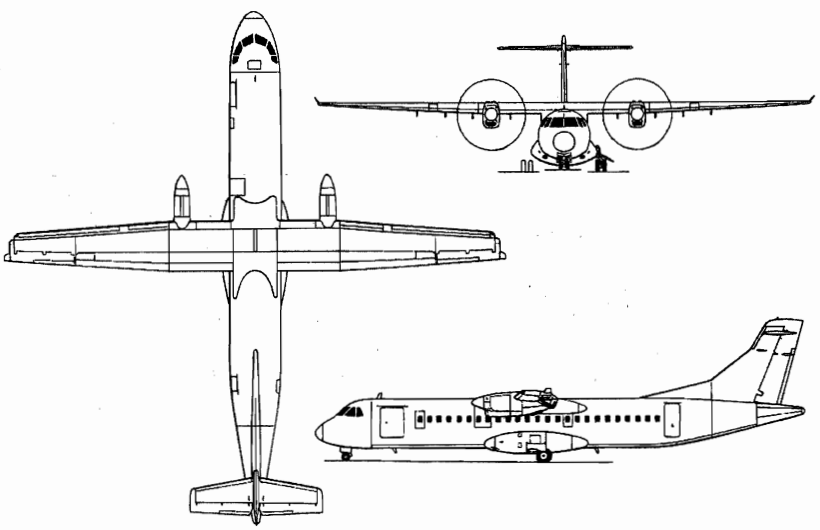
外形尺寸	
机长	27.17m
机高	7.65m
翼展	27.05m
展弦比	12.0
机翼面积	61.0m^2
主轮距	4.10m
前后轮距	10.77m

内部尺寸	
客舱	
长度（含行李舱，不含驾驶舱）	19.21m
容积	76m³
货舱容积	
前货舱	5.8m³
后货舱	4.8m³

重量及载荷（A：基本，B：可选）	
使用空重	12950kg
最大起飞重量	
A	22000kg
B	22500kg
最大着陆重量	
A	21850kg
B	22350kg
最大停机坪重量	
A	22170kg
B	22670kg
最大商载	
A	7050kg
B	7350kg
最大零燃油重量	
A	20000kg
B	20500 kg
最大燃油重量	5000kg
最大翼载	
A	360.7kg/m²
B	368.9kg/m²
最大功率载荷	5.36kg/kW

性能数据	
最大巡航速度（高度 4876.8m，97% 最大起飞重量）	
A	511km/h
B	509km/h
经济巡航速度（高度 7010.4m，95% 最大起飞重量）	459km/h
最大使用高度	7620m
起飞场长（海平面，国际标准大气）	
A	1223m
B	1290m
着陆场长（海平面，国际标准大气）	
A	1048m
B	1067m
航程（无风，最大起飞重量，飞行 161km 和 45min 用余油）	
最大商载	1324km
最大燃油，空载	3622km

噪声特性	
起飞噪声	79.0dB
进近噪声	92.2dB
侧向噪声	83.2dB



BAe.146

英国BAE系统公司（原英国宇航公司）

项目概况

BAe.146是英国宇航公司（现为英国BAE系统公司）研制的一种4发涡扇短程运输机，原名HS-146，是英国霍克·西德利飞机公司于1972年研制的。1973年8月得到英国政府的支持，后因经济不景气，民航市场萧条，于1974年10月被搁置了起来。但该机的研究和设计工作并没有完全停止，仍以有限的规模继续进行。1977年4月，霍克·西德利飞机公司与英国飞机公司合并组成了英国宇航公司。合并后的宇航公司继续投入少量的资金来制造装配型架、系统试验装置，继续进行设计和风洞试验。1978年7月10日，英国政府批准了宇航公司做出的全面开始进行这项新机计划的决定，HS-146便以BAe.146的新名称复活，作为短程支线运输机投入市场。英国宇航公司在生产中与3家公司签订了转包合同，其中美国达信公司承制翼盒，瑞典萨伯公司承制水平安定面和操纵面，英国肖特兄弟公司承制发动机短舱。

BAe.146于1981年9月3日首飞，1983年5月27日开始投入运营。1992年开始将其转型为阿芙罗（AVRO）RJ系列飞机。1993年停产，共计生产229架。BAe.146飞机目前在26个国家、48家运营商服役，如德国汉莎航空公司、英国航空公司和西北航空公司等都是BAe.146的运营商。截至2008年8月，大约有140架飞机仍在运营。

主要型别

BAe.146-100 基本型。可在简陋的、地面设备很少的短跑道机场上起降，正常载客量82～93人。原型机于1981年5月20日首次公开展出，同年9月3日首次飞行。1983年2

月4日获得型号合格证，1983年5月20日获得英国民航局运输机类型号合格证，同年5月27日起开始定期航班飞行。

BAe.146-200 加长型。仅能在硬道面跑道上起降，载客量82～109人。机身增加5个隔框，加长了2.40m。最大起飞重量和零燃油重量有所增加。地板下货舱容积增加35%。1982年8月1日首次试飞，1983年2月4日获得型号合格证，第一架生产型飞机于1983年6月交付使用。随后BAe.146-100和BAe.146-200均获美国联邦航空局型号合格证。

BAe.146-300 BAe.146-200的加长型。1986年7月开始研制，1987年5月1日首次飞行，首架生产型飞机于1988年6月首飞，同年9月6日获得型号合格证。BAe.146-300保留了BAe.146-200上使用的ALF502R-5发动机和机翼，机身加长2.39m，在每排5座的布局情况下可载客100人。

BAe.146QT BAe.146-100、BAe.146-200和BAe. 146-300的货运型。BAe.146-200的货运型舱内可容纳6个2.74m×2.24m的货盘，并留有可容纳半个货盘的空间；或者4个3.175m×2.44m的货盘；或者9个LD3标准集装箱。货舱门位于后机身，座舱前可保留普通的客运设施，以备在客货两用布局时使用，仍保留后客舱门。该型飞机于1988年8月公布，原型机在1989年法国巴黎航展上展出。BAe.146-300型的货运型舱内可容纳7个2.74m×2.24m的货盘，并留有可容纳半个货盘的空间；或者5个3.175m×2.44m的货盘；或者10个LD3标准集装箱。

BAe.146“政治家” BAe.146-100和BAe.146-200的公务型。客舱可进行灵活的内部布置。第一架BAe.146“政治家”于1986年年中交付使用。

BAe.146NRA 计划中的双发新支线运输机，BAe.146-300的改进型。机身再加长4.27m，每排6座，载客139人，原计划1996～1997年投入市场，后取消计划，改为发展RJ系列飞机。

设计特征

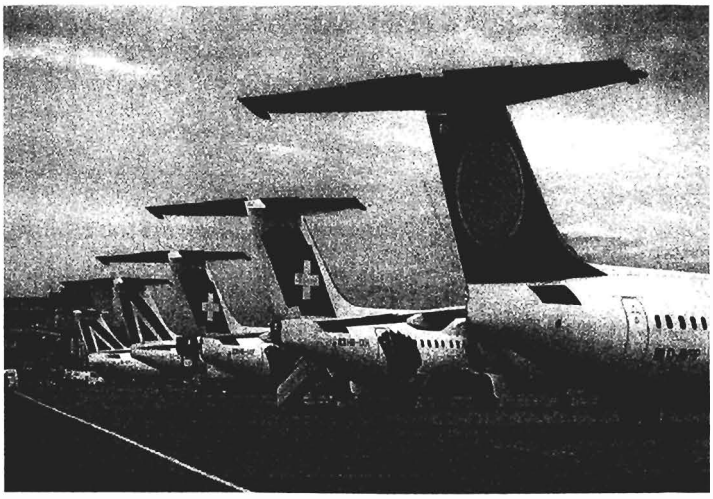
机翼 悬臂式上单翼。采用英国宇航公司的高升力翼型。翼根相对厚度15.3%，翼尖相对厚度12.2%。后缘下反角3°，翼根安装角3° 6′，翼尖安装角0°，1/4弦线后掠角15°。轻合金全金属破损安全结构，机加蒙皮，整体机加翼梁和翼肋。轻合金单块式富勒襟翼占机翼后缘的78%，由液压驱动。机械驱动补偿式副翼。机翼上表面有液压驱动的扰流片。每个副翼都有调整片和弹簧补偿片。没有前缘增升装置。前缘用热空气防冰。

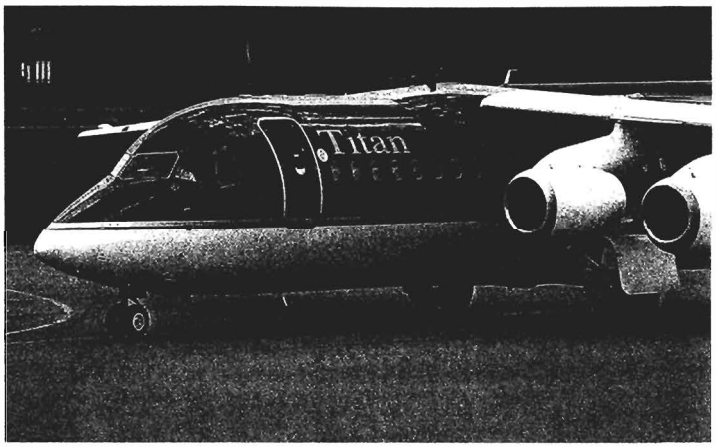
机身 全金属破损安全气密式半硬壳结构。驾驶舱和尾锥部分没有桁条，但机身中段龙骨区上部的蒙皮上胶结有弯边槽形截面桁条，龙骨区内的蒙皮上胶结Z形桁条。采用化学铣轻合金蒙皮。尾锥可用作减速板。

尾翼 悬臂式后掠T形尾翼，全金属结构。化学铣轻合金蒙皮，胶结在弯边槽形截面桁条上。固定式水平安定面。人工操纵补偿式升降舵，每个升降舵都有调整片和弹簧补偿片。助力操纵的方向舵。水平尾翼前缘用热空气防冰。

起落架 液压可收放前三点式。双轮结构，主起落架向内收入机身两侧的整流罩内。可转弯操纵的前起落架向前收入机身内。采用油气

缓冲器。简单的套筒式前起落架支柱。主轮规格 12.50-16，BAe.146-100 胎压 8.42×10^5Pa；前轮规格 7.50-10，BAe.146-100 胎压 7.80×10^5Pa。可选用低压轮胎。多盘式碳刹车装置，双重液压系统驱动。主、副刹车系统都有防滑装置。





动力装置 4台英国达信·莱康明公司（现并入霍尼韦尔公司）的 ALF502R-5 涡扇发动机，单台推力 31kN。无反推力装置。机翼整体油箱和中央翼整体油箱内的总油量为 11728L。在翼根整流罩内可选装辅助油箱，载油量 1173L，使总载油量达 12901L。右机翼上外侧发动机的外段有单点压力加油口。

座舱 驾驶舱内有两名驾驶员，可备观察员座椅。2～3名客舱服务员，BAe.146-100 客舱布局可布置 82 座，每排 6 座，排距 84cm；或最多可布置 93 座，每排 6 座，排距 74cm。BAe.146-200 最大载客量为 112 人，每排 6 座，排距 74cm。还有不同布局的客货混合布置方案。各种客舱布局都设有两个卫生间和一个前厨房。客舱左前侧和后部各有一个向上打开的舱门。可选装随机登机梯。客舱右舷的前部和后部各有一个服务门。货舱和行李舱设在客舱地板下部。客舱有空调。风挡用电防冰及除雾设备。

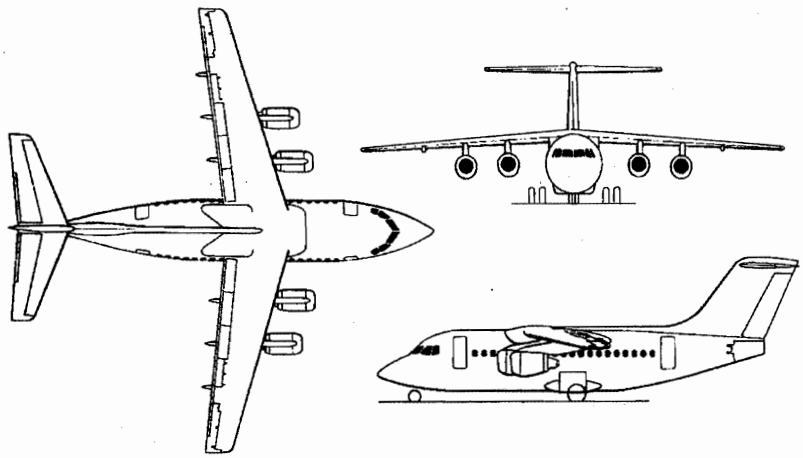
系统 用发动机引气给客舱进行空调和增压，有电子-冷气增压控制装置，放气阀位于客舱前后，最大压差 0.47×10^5Pa。两套液压系统，工作压力为 207×10^5Pa，用于驱动起落架收放、前轮转弯操纵、襟翼、方向舵、扰流片、减速板、刹车及辅助燃油泵。电气系统由两台 40kV·A 的组合传动的交流发电机提供 115/200V 三相 400Hz 电源。28V 直流电源由每个通道的变压整流器提供。有液压驱动的应急电源。加雷特公司的 GTCP36-150 辅助动力装置供地面空调用，也可用作地面电源。高压气态氧气系统，压力为 124×10^5Pa。

机载设备 英国史密斯宇航公司的 SEP10 自动飞行控制和飞行指引系统，包括一个单通道Ⅰ级自动着陆驾驶仪（带飞行指引仪显示器和每位驾驶员用的单独姿态参考系统）。增加设备和布线后可达到Ⅱ级自动着陆水平。无线电导航系统的标准 ARINC 接口容许选装无线电

设备。基本机载电子设备包括两套甚高频通信电台，音响系统，旅客广播系统，驾驶舱语音记录器，两套罗盘系统，两套指引地平仪，指点信标接收机，气象雷达，两个无线电高度表，近地告警系统，两个测距仪，两个空中交通管制应答器，两套甚高频导航系统和两个无线电罗盘。选装机载电子设备包括第三套甚高频通信电台，区域导航系统，选择呼叫装置及高频通信电台。

使用特点

BAe.146的设计目标是具有与同代宽体飞机一样舒适的旅客座位配置，并具有使用费用低、起降性能好和噪声低等特点。该机可以在较偏远、设备简陋的机场起降，同时由于机身低，可以直接将手推车上的行李装入行李舱，而不需要机场转送设备，行李及货物快速、便捷地搬运使BAe.146飞机的周转服务只需要12min。



技术数据（A：BAe.146-100，B：BAe.146-200，C：BAe.146-300）

外形尺寸	
机长	
A	26.20m
B	28.60m
C	30.99m
机高	8.61m
机身直径	3.56m
翼展	26.21m
展弦比	8.97
机翼面积	77.30m^2
主轮距	4.72m
前后轮距	
A	10.09m
B	11.20m

C	12.52m
客舱门（左前部和后部）	
高 × 宽	1.83m × 0.85m
离地高度	
前	1.88m
后	1.98m
服务舱门（右前部和后部）	
高 × 宽	1.47m × 0.85m
离地高度	
前	1.88m
后	1.98m
地板下货舱门（右前部）	
高 × 宽	1.09m × 1.35m
离地高度	0.78m
地板下货舱门（右后部）	
高 × 宽	1.04m × 0.91m
离地高度	0.90m
货舱门（货运型）	
高 × 宽	
A	1.93m × 2.92m
B	1.93m × 3.33m

内部尺寸

客舱（不含驾驶舱）	
长度	
A	15.42m
B	17.81m
C	20.20m
最大宽度	3.42m
最大高度	2.02m
地板面积 A	49.24 m^2
行李舱 / 货舱容积（地板下）	
A	13.7 m^3
B	18.3m^3
C	22.99m^3

重量及载荷

使用空重	
A	23288kg
B	23882kg
C	24878kg
最大起飞重量	
A	38102kg
B	42184kg
C	44225kg
最大着陆重量	
A	35153kg
B	36741kg
C	38329kg
最大停机坪重量	
A	38329kg
B	42410kg
C	44452kg
最大商载	
A	7771kg
B	11220kg
C	11715kg
最大零燃油重量	
A	31071kg
B	34020kg
C	36515kg
最大燃油重量	
标准	9362kg
选装	10298kg
最大翼载	
A	493.5kg/m^2
B	545.6kg/m^2
C	572.1kg/m^2
最大推力载荷	
A（标准）	307.3kg/kN
B	340.2kg/kN
C	358.5kg/kN

性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）

最大使用马赫数	0.72
最大使用速度	
A	555km/h
B，C	546km/h
经济巡航速度（高度 9145m）	709km/h
起飞场长（至 10.7m 高，海平面，国际标准大气）	
A	1219m

B，C	1509m
着陆场长（FAR，自15m高，海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	
A	1067m
B	1103m
C	1228m
标准燃油航程	
A	3002km
B	2909km
C	2817km
最大商载航程	
A	1631km
B	2094km
C	1927km

噪声特性	
起飞噪声	
A	81.8dB
B	85.2dB
C	86.8dB
进近噪声	
A	95.6dB
B	95.8dB
C	96.1dB
侧向噪声	
A	87.7dB
B	87.3dB
C	86.9dB

BAe Super 748（BAe超748）

英国BAE系统公司（原英国宇航公司）

项目概况

BAe 超 748 是由英国霍克·西德利公司（后并入英国宇航公司，现为英国 BAE 系统公司）研制的涡桨支线运输机，是该公司研制的 HS-748（原名为阿芙罗 748）的最后一种改型。HS-748 于 1959 年开始研制，1962 年开始交付使用。之后英国宇航公司基于用户需求于 1984 年推出新的改型 BAe 超 748，该机采用了先进驾驶舱技术（驾驶舱中的按钮式选择器和指示器代替了原来的转换开关）、新式厨房、发动机消声装置、油耗降低 12% 的英国罗罗公司“达特”RDa.7Mk552 涡桨发动机、降低客舱振动水平和噪声水平的动平衡螺旋桨。BAe 超 748 于 1984 年 7 月 30 日首次飞行，1984 年年底开始交付。单机价格 600 万美元（按 1986 年币值计算）。HS-748 各型飞机共计生产近 400 架，其中有 89 架是在印度坎普尔（Kapour）生产的。目前仍有超过 200 架各型 HS-748 飞机在运营。

主要型别

BAe 超 748 基本型，并在此基础上改装客舱布局为 VIP 型。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼。翼型为 NACA 23018（翼根）和 NACA4412（翼尖）。上反角 7°，安装角 3°，1/4 弦线后掠角 2° 54′。全金属双梁破损安全结构。全金属手操纵副翼和电操纵富勒襟翼。每侧副翼均有随动补偿片，右副翼有调整片。前缘有气囊式除冰装置。

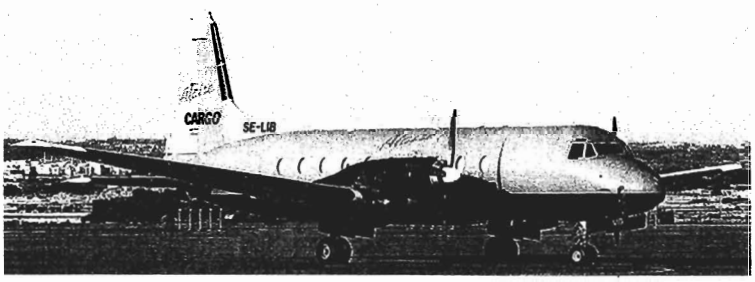
机身 圆形截面的全金属半硬壳式破损安全铆接结构。

尾翼 悬臂式全金属结构。固定安装角的水平尾翼。手操纵系统。升降舵和方向舵上有调整片，方向舵上有弹簧调整片。

起落架 液压可收放前三点式。前轮可液压转弯操纵。3 个起落架全向前收起，主起落架收入机翼前梁前方的发动机短舱下部。装道蒂·罗托尔公司的缓冲器。起落架均为双轮式，采用邓禄普公司轮胎。主轮规格 32 × 10.75-14，胎压 5.03×10^5Pa，前轮规格 25.65 × 8.5-10，胎压 3.79×10^5Pa。使用带防滑装置的圆盘刹车装置。无刹车冷却系统。

动力装置 两台英国罗罗公司的“达特”RDa.7Mk552 涡桨发动机，单台推力 1700kW。每台发动机驱动一副 4 桨叶恒速全顺桨螺旋桨，发动机有消声装置。起飞时一台发动机发生故障，能自动向工作发动机喷甲醇水溶液，以提高其功率。两个机翼整体油箱，燃油总容量为 6500L。机翼上表面有重力加油口，机翼下表面有压力加油口。滑油容量 28.4L。

座舱 驾驶舱内两名驾驶员。客舱内设 40 ～ 58 座，每排 4 座，中间有过道。客舱前部有两个行李舱，客舱后部有厨房、卫生间和



一个行李舱，并设一个服务员座椅。主客舱门在左后侧，右侧有一个小舱门作为行李舱门和应急出口。左前侧设勤务舱门和货舱门。液压操纵的登机梯。

系统 自动增压和空调系统，在7620m的飞行高度上能保持2440m高度的舱内环境，压差为0.38×10^5Pa。液压系统工作压力172×10^5Pa，用于起落架收放、前轮转弯操纵、刹车和螺旋桨制动。每台发动机上有一台9kW、28V直流发电机和一台22kV·A交流发电机。两台1500V·A静变流器。

机载设备 柯林斯公司和本迪克斯公司的固态元器件电子设备，仪表飞行系统和本迪克斯RDR-1300彩色气象雷达。斯佩里公司提供的标准设备有：SPZ-500自动驾驶仪/飞行指引仪系统、大气数据计算机、GH-14垂直陀螺和C-14感应式陀螺磁罗盘系统。飞行数据记录器，驾驶舱语音记录器和近地告警系统。

使用特点

BAe超748适于在各种地面起降，且飞机操作简单、易于维护。不仅如此，这种飞机的VIP型由于多年为英国女王提供服务，所以在国际市场上销售很成功，如销往阿根廷、澳大利亚、巴西、文莱、智利、厄瓜多尔、印度、韩国、尼泊尔、菲律宾、坦桑尼亚、委内瑞拉和赞比亚等国家。

技术数据

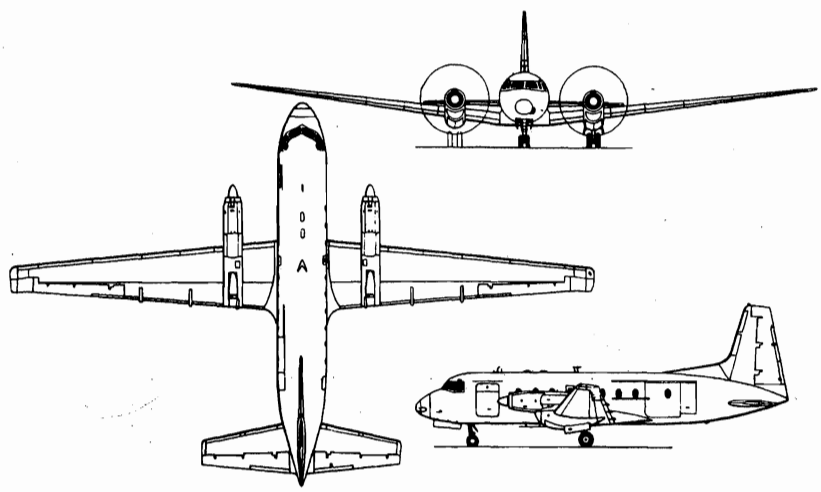
外形尺寸	
机长	20.42m
机高	7.57m
翼展	31.24m
机翼面积	77.00m^2
主轮距	7.54m
前后轮距	6.30m
螺旋桨直径	3.66m
螺旋桨离地间距	0.61m
客舱门(左、后)	
高 × 宽	1.57m × 0.76m
货舱和行李舱门(前)	
高 × 宽	1.37m × 1.22m
行李舱门(右、后)	
高 × 宽	1.24m × 0.64m

内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	14.17m
最大宽度	2.46m
最大高度	1.92m
地板面积	27.5m^2
容积	56.35m^3
货舱总容积	8.95m^3

重量及载荷	
基本使用重量（包括空勤组）	12274kg
最大起飞重量	21092kg
最大着陆重量	19504kg
最大零燃油重量	17463kg
最大商载	5189kg
最大燃油重量	5225kg
最大翼载	273.9kg/m^2
最大功率载荷	6.20kg/kW

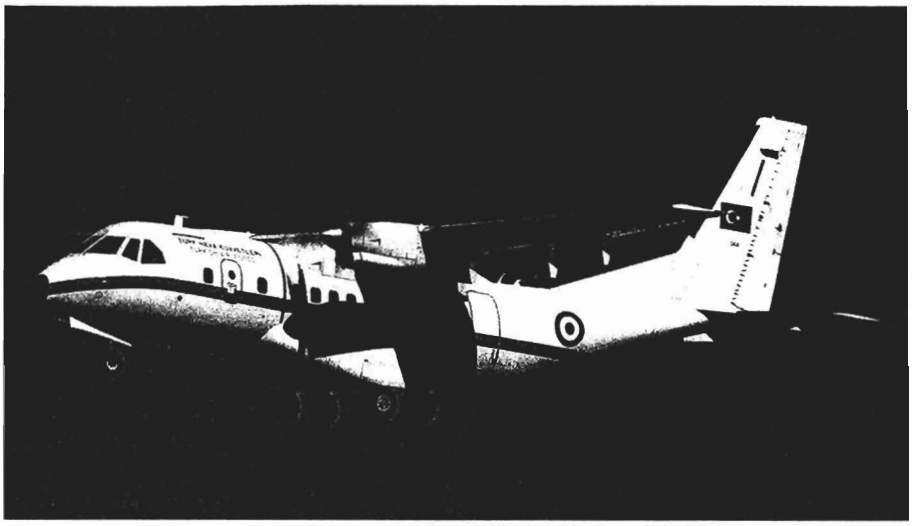
性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）	
巡航速度（总重 17236kg）	454km/h
最大爬升率（海平面，总重 17236kg）	7.2m/s
实用升限	7620m
起飞滑跑距离	1082m
航程	
最大商载，飞行 185km 航段和 45min 留空余油	1865km
载 48 人或 4354kg 货物	2481km
最大燃油和 3593kg 商载	3055km
转场航程	3528km

噪声特性	
起飞噪声	88.7dB
进近噪声	92.8dB
侧向噪声	93.3dB



CN-235

国际合作　航空技术工业公司



项目概况

CN-235是西班牙航空制造公司和国营印度尼西亚飞机工业有限公司联合研制的双发涡桨支线运输机，是在西班牙航空制造公司20世纪70年代初研制的C-212小型运输机基础上发展的改型机。

1979年10月，西班牙和印尼两国达成合作研制40/44座双发涡桨支线运输机CN-235的协议，决定在马德里成立航空技术工业公司，专门负责研制工作，并在西班牙的加的夫和印尼的万隆各建一条总装线。当时的研制费用约1亿美元。研制工作及费用由两家公司均摊。具体分工是西班牙航空制造公司制造机翼中段、内侧襟翼、前机身和中机身；国营印度尼西亚飞机工业有限公司负责生产外翼段、外侧襟翼、副翼、后机身和尾翼。

1980年1月开始CN-235的初步设计，一年以后开始零部件设计。1981年5月开始制造原型机，两家公司各制造一架原型机和一架静力试验和疲劳试验机体。两国生产的零部件通过海运或包机空运到总装厂进行总装。1983年9月10日，两架原型机同时出厂，西班牙航空制造公司装配的原型机于1983年11月11日首先试飞，国营印度尼西亚飞机工业有限公司装配的原型机于1983年12月30日首飞。1986年6月20日获西班牙和印尼有关部门颁发的型号合格证。首架生产型CN-235于1986年8月19日首次飞行。1986年12月3日获得美国联邦航空局颁发的型号合格证（按FAR25部要求）。同时也满足欧洲联合航空要求第25部(JAR25)以及国际民航组织相关要求。CN-235于1986年年底开始交付使用。

截至2008年1月1日，CN-235共交付234架。用户有西班牙、博茨瓦纳、文莱、智

利、法国、印度尼西亚、巴拿马和沙特阿拉伯等国家。西班牙方面负责在美洲和欧洲销售CN-235，而印尼的市场在亚洲，其他地区的销售由两家公司自愿承担。按2008年币值计算，CN-235单价约为2300万美元。

主要型别

CN-235-10系列 最初的生产型。两家公司各制造了15架，采用CT7-7A发动机。

CN-235-100/110系列 CN-235-100系列由西班牙制造，1992年2月获得美国联邦航空局型号合格证。CN-235-110系列由印尼制造，改进了航电、告警和环控系统。

CN-235-200/220系列 CN-235-200系列由西班牙制造，1992年3月获得美国联邦航空局型号合格证。CN-235-220系列由印尼制造，原型机于1996年年初首飞。改进了飞机的气动性能，降低了对起飞着陆场长的要求，增加了运载能力。

CN-235-300/350系列 采用新的航电系统，最大起飞重量16800kg。

CN-235AEW 1995年12月提出方案，印尼海军希望用该机进行海上监视，后来没有进一步的消息。

CN-235ER 延程型。2002年美国海岸警卫队原计划用该型机满足其“深水”项目，后改为用CN-235 MRS MPA型机。

CN-235MRS MPA 海上巡逻监视型。美国海岸警卫队最初购买2架，之后又订购了3架，另外还有订购意向。

CN-235MPA 印尼研发的型号，最大起飞重量15400kg，续航时间超过8h。

设计特征

机翼 悬臂式上单翼，翼型采用NACA653-218。整个机翼由中段和两个外翼段组成，机翼中段等弦长，无上反角。梯形外翼段上反角3°，1/4弦线后掠角3°51′36″。机翼后缘有内侧襟翼、外侧襟翼和副翼。发动机短舱外侧的机翼前缘采用气囊式除冰装置。

机身 普通半硬壳破损安全气密结构（包括行李舱），主要由铝铜和铝锌合金纵梁、隔框、长桁和蒙皮壁板组成。扁圆形截面，后机身下部上翘。采用玻璃钢机头雷达罩。前气密段包括驾驶舱和客舱前端的气密隔框；中段即客舱部分共有19个隔框，框距50.8cm；后机身共15个隔框，包括后装货斜板、行李舱和尾锥。机身两侧的复合材料整流罩内装有设备和系统，以及主起落架。

尾翼 悬臂结构，包括后掠垂尾和静、动平衡方向舵，大型背鳍，两个小型腹鳍，无后掠角且安装角固定的平尾和动、静平衡升降舵。升降舵和方向舵均为机械作动，方向舵和每侧升降舵上均有机械操纵的伺服调整片和电作动的调整片。垂尾和平尾前缘采用气囊式除冰装置。

起落架 可收放前三点式，对跑道条件要求较低。采用电控制的液压收放系统和机械式应急收放起落架系统，油气缓冲器。主起落架采用纵列双轮，向内收入机身两侧的整流罩内，收上时半露在外。单轮前起落架向前收入驾驶舱下部的非气密舱内。主轮胎压5.17×10^5Pa，前轮胎压5.65×10^5Pa。采用圆盘式液压差动刹车装置和主轮防滑装置。

动力装置 两台美国通用电气公司的CT7-7A涡桨发动机，单台功率为1268kW。采用美国汉胜公司14-RF21型4桨叶恒速螺旋桨，具有全顺桨和反桨能力。桨叶是具有金属梁和聚氨酯泡沫夹芯的玻璃钢结构。机翼中段内两个主油箱的燃油容量共为2084L，外翼段两个副油箱的容量共为3184L，总燃油容量为5268L。右侧主起落架舱上设单点压力加油口，每个油箱顶部有重力加油口。滑油容量14L。

座舱 双人制驾驶舱。客舱内最多可安排44座，每排4座，排距76cm，中间有过道，并配备有卫生间、厨房和舱顶行李箱。客货混合布局为18名旅客和两个LD3集装箱；全货运型布局可载4个标准的LD3集装箱，5个LD2或两个2.24m×3.18m的货盘；用于军事运输任务时，最多可载48名士兵或41名伞兵。可选用的其他布局形式有：医疗救护(24副担架和4名医护人员)、反潜/海上巡逻(带360°搜索雷达和“飞鱼”导弹或Mk46鱼雷)、电子战或空中摄影等。

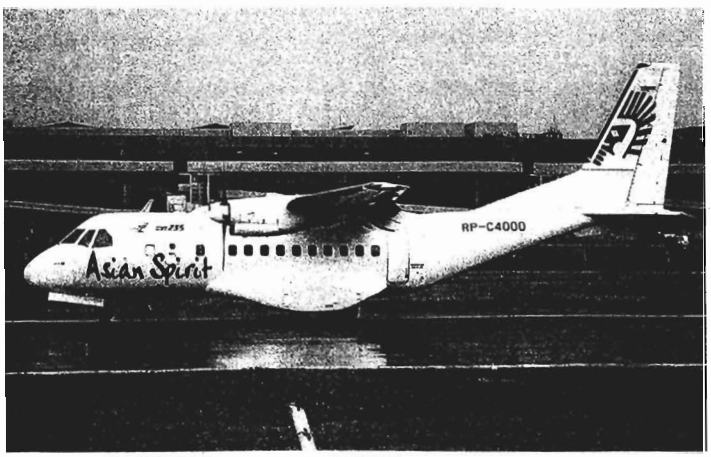
系统 美国汉胜公司空调系统。美国加雷特公司增压系统，最大压差为0.25×10^5Pa，可在5485m飞行高度保持2440m高度舱内环境的水平。液压系统正常工作压力为207×10^5 Pa，用于操纵襟翼、起落架收放、机轮刹车、应急和停机刹车、前轮转弯操纵、装货斜板和舱门操纵以及螺旋桨刹车。无冷气系统。主电源是两台28V、400A直流起动/发电机；3台600V·A静态变流器提供115/26V、400Hz恒频单相交流电；两台发动机驱动的三相交流发电机提供115V变频交流电。螺旋桨、发动机进气道、驾驶舱风挡玻璃、空速管和迎角指示器采用电热防冰。

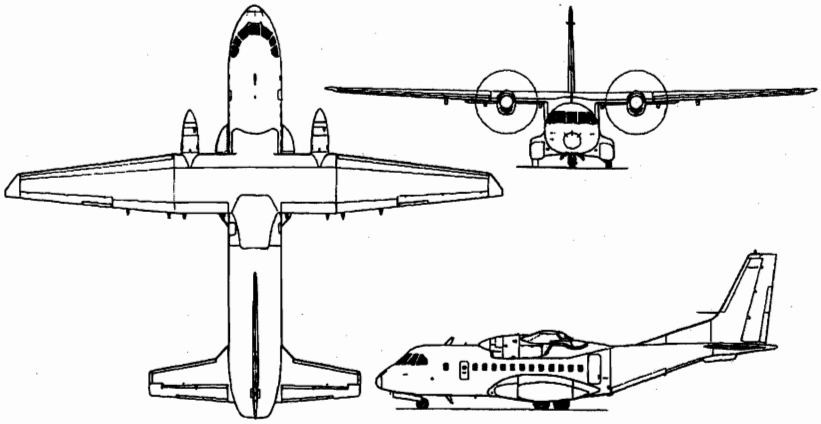
机载设备 标准电子设备有：两台美国柯林斯公司VHF-22通信电台；一套数字式语音系统，用于空勤人员机内通话；还装有柯林斯公司其他设备：一台TDR-90空中交通管制应答器，两台VIR-32伏尔/仪表着陆系统/指点信标接收机、一台DME-41测距设备、一台ADF-60A无线电罗盘、一台WXR-300气象雷达、两套332D-11T垂直陀螺仪、两套MCS-65航向陀螺仪、两台EADI-85指引地平仪、两台EHSI-85水平位置指示器、两台ERMI-85无线电磁指示器、一台ALT-55B无线电高度表、一台FGS-65飞行指引仪，以及一台美国费尔柴尔德公司F-800飞行数据记录器和一台A-100A驾驶舱语音记录器。

使用特点

CN-235是一种多功能、易改装的飞机，可以在任何机场起降，也可以在热带雨林、沙漠甚至南极等条件恶劣地区执行飞行任务。

CN-235飞机适于短途运输，能在中途不加油的情况下连续飞4个185km的航段，并留有飞行45min的余油，而且能在未制备的跑道上起降。CN-235在机体设计上考虑了机身加长的可能性，加长型载客量最多可达60人。





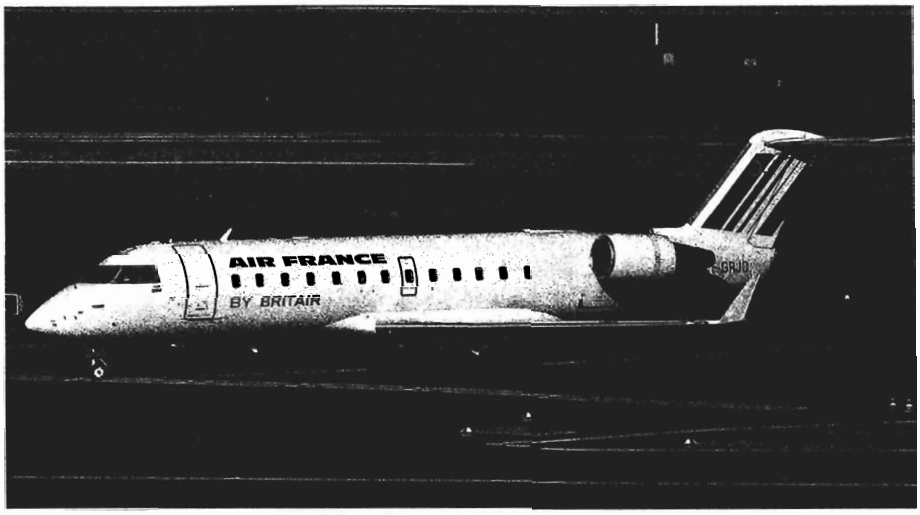
技术数据（CN-235-300 系列）

外形尺寸	
机长	21.4m
机高	8.177m
机身最大宽度	2.9m
机身最大高度	2.615m
翼展	25.81m
展弦比	10.2
机翼面积	59.10m^2
主轮距	3.90m
前后轮距	6.92m
螺旋桨直径（CN-235-200 系列）	3.35m
（CN-235-300 系列）	3.66m
客舱门（左后方）和服务舱门（右前方）	
高 × 宽	1.70m × 0.73m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	9.65m
最大宽度	2.70m
最大高度	1.9m
地板面积	22.822m^2
容积	43.24m^3

重量及载荷	
使用空重	9909kg
最大起飞重量	16500kg
最大商载	6000kg
最大零燃油重量	15400kg
最大燃油重量	4230kg
最大翼载	279.2kg/m^2
最大功率载荷	6.32kg/kW
性能数据	
最大巡航速度	455km/h
实用升限	9145m
起飞场长	1217m
着陆场长（海平面）	1165m
最小地面转弯半径	18.98m
航程	
最大燃油	5003km
最大商载	727km
携带 4000kg 商载	2870km
噪声特性	
起飞噪声	84.0dB
进近噪声	87.05dB
侧向噪声	86.0dB

CRJ100/200

加拿大庞巴迪宇航集团



项目概况

CRJ100/200是加拿大庞巴迪宇航集团(Bombardier Aerospace)在其"挑战者"601公务机基础上研制的50座双发涡扇系列支线客机。该机1987年第三季度开始进行初步设计，1989年3月项目正式启动，1991年5月10日首次飞行，1992年7月31日获得加拿大运输部颁发的型号合格证，1993年1月15日获得欧洲航空安全局适航证，同年1月21日获得美国联邦航空局型号合格证。首架生产型CRJ飞机于1992年10月交付启动用户德国汉莎航空公司，并于1992年11月投入商业运营。

CRJ100是研制初期的标准型，选装美国通用电气公司的CF34-3A1发动机，后在其基础上推出增程型CRJ100ER和远程型CRJ100LR。

CRJ200是1995年推出的标准型，换装CF34-3B1发动机，提高了巡航速度和巡航高度，耗油率也有所改善，并在其基础上推出增程型CRJ200ER和远程型CRJ200LR。

CRJ200项目研制成本为2.75亿加元。CRJ200单机价格2000万美元(按1998年币值计算)。截至2008年7月31日，CRJ100型飞机共交付226架，CRJ200型飞机共交付709架。

主要型别

CRJ100 初期标准型。后被CRJ200取代。

CRJ100ER 在CRJ100基础上改进，1990年9月开始研制，后被CRJ200ER取代。

CRJ100LR CRJ100的远程型。1994年3月开始研制，后被CRJ200LR取代。

CRJ200 标准型。下面所述设计特征、技术数据均基于该型，1996年1月15日开始交付用户。

CRJ200ER CRJ200的增程型。

CRJ200LR CRJ200的远程型。

CRJ200B 主要适于高温、高原航线使用，并在此基础上推出增程型CRJ200B ER和远程型CRJ200B LR。

CRJ440 CRJ200的44座派生型，2001

年开始研制，启动用户为美国西北航空公司。

设计特征

机翼 悬臂式中下单翼，超临界翼型，带翼梢小翼，相对厚度翼根处13.2%，翼尖处10%。机翼上反角2° 20′，翼根安装角3° 25′，1/4弦线后掠角24° 45′。机翼为整体翼盒、铝合金前后梁、桁条蒙皮结构。两侧各设有4块扰流片，双缝后缘襟翼。

机身 半硬壳破损安全结构，化学铣切铝合金蒙皮，铆接框架，桁条结构。在非安全关键结构中大量采用复合材料，如起落架舱门、设备舱门等。

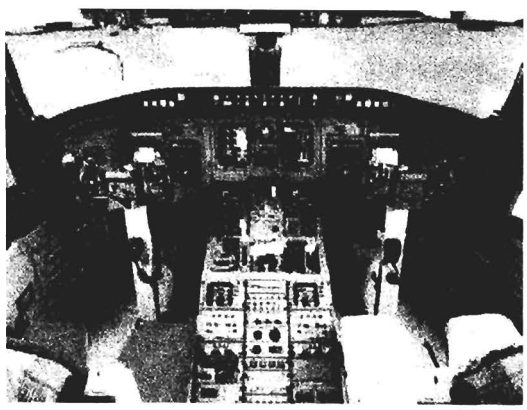
尾翼 T形尾翼，方向舵和升降舵均有调整片。

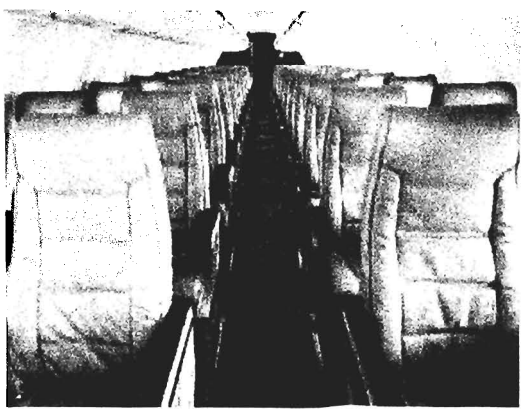
起落架 液压可收放前三点式起落架。钢制多盘式刹车装置，并有防滑系统，前起落架装有电传驱动系统。地面最小转弯半径22.86m。主轮胎压11.17×10^5Pa，前轮胎压8.62×10^5Pa。

动力装置 尾部吊装两台美国通用电气公司CF34-3B1涡扇发动机，标准推力41.0kN（含自动功率储备）/38.8kN（不含自动功率储备），安装有反推力装置。两个机翼整体油箱总容积5300L，选装中央翼段整体油箱后总容积可达8080L。分别设有压力和重力加油及放油口。

座舱 双人制驾驶舱。客舱为单过道，每排4座，标准配置40～50座，排距79cm，座宽44cm，过道宽41cm，过道高度1.87m。厨房设在客舱前部，卫生间在后部，客舱门自带登机梯，两侧机翼上方均有应急出口。主行李舱在客舱后左下侧。

系统 飞控系统以机械传动为主，拉索和推杆有余度，每个控制面至少有两个液压作动器，副翼和升降舵都采用了颤振抑制装置。3套完全独立的液压系统，工作压力207×10^5Pa。



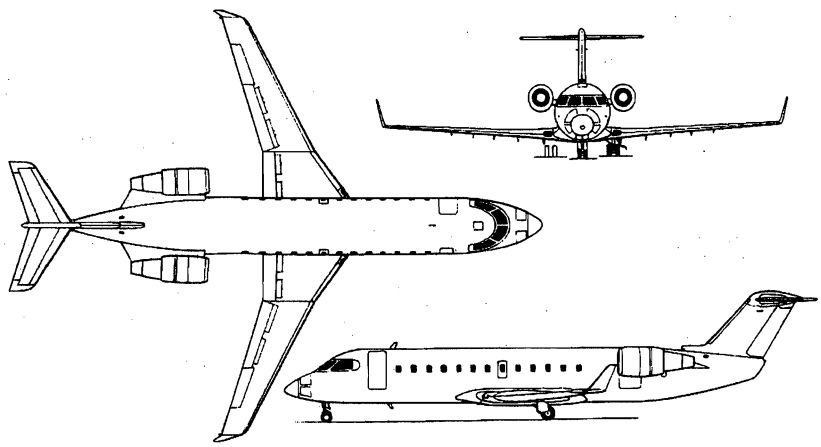


采用美国联信公司的 GTCP36-150 辅助动力装置，由两台发动机驱动的 30kV·A 发电机提供三相交流电，5 个交直流变压整流器，一个 43A·h 的辅助动力装置电池和一个 17A·h 的主电池。机翼前缘和发动机进气道整流罩采用发动机引气防冰。风挡、空速管、各传感器都采用电热防冰系统，探冰系统是标准配置。

机载设备 两套甚高频导航和通信电台，美国罗克韦尔·柯林斯公司的数字式气象雷达、Pro Line 4 型 6 管电子飞行仪表系统，包括两个主飞行显示器和两个多功能显示器。装有双发动机指示与机组告警系统显示器、双姿态 / 航向基准系统（AHRS）显示器、双自动飞行控制系统（AFCS）显示器、双大气数据系统和一套飞行数据记录仪。配备空中交通告警与防撞系统、近地告警系统和风切变探测系统，具备Ⅱ类着陆能力。选装平视显示器则可具备Ⅲ类着陆能力。

使用特点

创建于 1942 年的加拿大庞巴迪公司一直以生产雪地运输工具和铁路机车为主要业务，1986 年年底，庞巴迪公司收购了加拿大飞机制造商加空公司，从此步入航空领域。而“挑战者”601 公务机是加空公司的产品，因此以其为基础的 CRJ100/200 支线飞机可以说是庞巴迪宇航集团首次推出的飞机产品，而且也是世界上首次进入客运的 50 座喷气机。该型机不仅技术先进，而且推出的时机恰当，所以很快占领了市场。CRJ100/200 系列自 1992 年投入服务以来，以舒适性高、速度快、维修方便以及经济性好等特点得到了市场的欢迎和认可，填补了市场空缺，成为畅销的支线喷气飞机，成功地确立了在支线客机领域的地位，使庞巴迪迅速成为世界支线飞机市场的领导者。到目前为止，近 1000 架 CRJ100/200/440 在世界各地运营，其签派率保持在 99.7% 以上，而且自投入商业运营以来，CRJ100/200/440 机队保持着优异的飞行安全记录。



技术数据（除注明外，适于各型，A：CRJ200，B：CRJ200ER，C：CRJ200LR）

外形尺寸	
机长	26.77m
机高	6.22m
机身长	24.38m
机身宽	2.69m
翼展（含翼梢小翼）	21.21m
主轮距	3.17m
前后轮距	11.41m
客舱门（高 × 宽）	1.78m × 0.91m
内部尺寸	
客舱（含行李舱，不含驾驶舱）	
长度	14.76m
最大高度	1.87m
最大宽度	2.49m
地板宽度	2.18m
地板面积（不含驾驶舱）	32.13m^2
行李舱总容积	13.8m^3
重量及载荷	
使用空重	
A	13730kg
B，C	13740kg
最大起飞重量	
A	21523kg
B	23133kg
C	24040kg
最大着陆重量	
A	20276kg
B，C	21319kg
最大停机坪重量	
A	21636kg
B	23247kg
C	24154kg
最大商载 A	6218kg
满油时最大商载	
A	3651kg
B	3018kg
C	3925kg
最大零燃油重量	
A	19142kg
B，C	19958kg
最大燃油重量 A	6489kg
最大翼载	
A	394.6kg/m^2
B	424.1kg/m^2
C	440.8kg/m^2
最大推力载荷	
A	263kg/kN
B	282kg/kN
C	293kg/kN
性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）	
最大巡航速度 A	860km/h
正常巡航速度 A	786 km/h
最大使用高度 A	12496m
单发升限 B	5640m
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	
A	1527m
B	1770m
C	1920m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	
A	1423m
B，C	1480m
航程（50 名乘客）	
A	1787km
B	3046km
C	3713km
噪声特性	
起飞噪声	89dB
进近噪声	98dB
侧向噪声	94dB

CRJ700

加拿大庞巴迪宇航集团

项目概况

CRJ700 是加拿大庞巴迪宇航集团在其 CRJ100/200 50 座双发涡扇系列支线飞机的基础上研制的 68 ~ 75 座双发涡扇系列支线客机。1995 年开始进行市场分析和方案论证，1997 年 1 月 21 日项目正式启动，多家潜在用户参与了该机的方案设计，至 1998 年年中完成了发动机选型和低、高速风洞试验。该机共制造 6 架飞机用于合格审定，其中 1 架用于全机静力试验，另有 1 架用于耐久性和损伤容限试验，其他 4 架用于 1500h 的各种飞行试验。

该机型于 1999 年 5 月 27 日首次飞行。2000 年 12 月 22 日获得加拿大运输部颁发的合格证，2001 年 1 月 26 日获得欧洲航空安全局的型号合格证，随后于同年 2 月 16 日获得美国联邦航空局的型号合格证。第一架生产型飞机于 2001 年 1 月 31 日交付启动用户法国不列特航空公司并投入运营。

CRJ700 项目研制成本 6.45 亿加元，其中 4.4 亿加元由庞巴迪宇航集团提供，剩余由风险共担伙伴提供。截至 2008 年 7 月 31 日，CRJ700 系列飞机共获订单 306 架，已交付 256 架。CRJ700 单价约 3340 万美元（按 2007 年币值计算）。

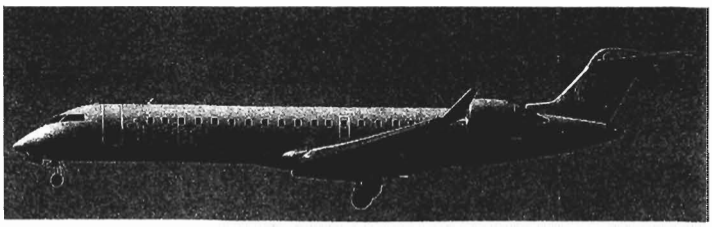
主要型别

CRJ701 标准载客 68 座，在其基础上发展增程型。

CRJ705 标准载客 70 座，最多载客 75 人。在其基础上发展增程型和远程型。2004 年 9 月 27 日开始研制，2005 年 5 月 3 日获得加拿大型号合格证，随后开始交付使用。

CRJ700 Next Gen 为提高产品竞争力以满足客户的需求，将为 CRJ1000 支线客机开发的一些新技术（主要是新的客舱内饰）应用于 CRJ700 系列飞机上，显著改善客舱舒适性。2007 年 5 月 31 日对外宣布计划，截至目前还没有交付使用。

设计特征



机翼 与CRJ100/200相比，翼展增加了1.83m。机翼前缘前伸，并设计了前缘增升装置，增加了水平安定面的面积，安装了新的俯仰控制系统。

机身 与CRJ100/200相比，机身加长了4.72m，其中前机身增加了3.96m，后机身增加了0.76m。设计维修间隔A检为400h，C检为4000h。

起落架 与CRJ100/200相比，增强主起落架结构，采用新的轮胎和刹车系统，设计寿命提高。

动力装置 尾部吊装两台美国通用电气公司CF34-8C1涡扇发动机，标准推力61.3kN（含自动功率储备）/56.4 kN（不含自动功率储备），装有反推力装置。油箱总容积11488L，分别设有压力和重力加油及放油口。

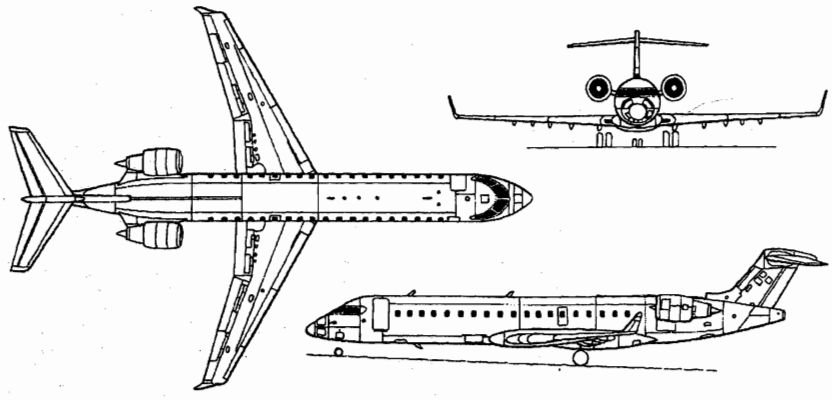
座舱 双人制驾驶舱。客舱为单过道，每排4座，标准配置70座，排距79cm，座宽44cm，过道宽40cm，过道高度1.89m。客舱门自带登机梯，两侧机翼上方均有应急出口。主行李舱在客舱后左下侧。与CRJ100/200相比，加长了客舱长度以容纳更多的乘客，降低了客舱地板以增加过道高度，舷窗位置升高了11.5cm，除机身后部的9.35m^{3}行李舱以外，在地板下增加了一个3.08m^{3}的行李舱，头顶行李舱进行了重新设计，客舱内可以设置衣帽间，飞机的行李舱总容积增加了约10m^3。

机载设备 与CRJ100/200相同。

使用特点

CRJ100/200系列飞机的成功激励庞巴迪宇航集团扩展更多的市场份额。为顺应市场需求，也为逐步形成完整的支线喷气飞机系列，庞巴迪宇航集团推出70座级的CRJ700系列。CRJ700既与CRJ200保持最大程度的通用性，又进行了很大程度的改进以满足大承载需求。

CRJ700 Next Gen名为新一代，其实并没有质的改进，只是重新改装了客舱内饰，加大了行李架和舷窗尺寸，采用新型照明设备，重新设计了天花板，这些改进增加了乘客的舒适性，进而提高了市场竞争力。



技术数据

外形尺寸	
机长	32.51m
机高	7.29m
机身最大直径	2.69m
翼展（含翼梢小翼）	23.01m
主轮距	4.12m
前后轮距	12.44m
客舱门（高 × 宽）	1.78m × 0.91m
内部尺寸	
客舱（含行李舱，不含驾驶舱）	
长度	20.78m
最大高度	1.89m
最大宽度	2.55m
地板面积	44.3m^2
行李舱总容积	23.6m^3
重量及载荷	
使用空重	19595kg
最大起飞重量	32885kg
最大着陆重量	30390kg
最大停机坪重量	32998kg
最大商载	8528kg
最大零燃油重量	28123kg
最大燃油重量	9262kg
最大翼载	479.2kg/m^2
最大推力载荷	292kg/kN
性能数据	
最大巡航速度	865km/h
正常巡航速度	818km/h
最大使用高度	12500m
单发升限	5600m
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	1565m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	1509m
航程（70 名乘客）	3152km
噪声特性	
起飞噪声	89dB
进近噪声	98dB
侧向噪声	94dB

CRJ900

加拿大庞巴迪宇航集团

项目概况

CRJ900是加拿大庞巴迪宇航集团在其CRJ700的70座支线客机基础上研制的90座级双发涡扇系列支线客机。该机于1999年10月对外公布研制方案，2000年第二季度确定了合作伙伴和零部件供应商。原型机由CRJ700的原型机C-FRJX改装而成，加长了机身，但保留了CRJ700的机翼、发动机和起落架，2001年2月21日进行了首飞。首架生产型飞机于2001年第一季度开始组装，2001年10月20日完成首飞。2002年9月9日获得加拿大运输部适航证，同年10月25日获得美国联邦航空局适航证，12月23日获得欧洲航空安全局适航证。首架飞机于2003年2月3日交付美国梅萨航空公司，并于同年4月26日投入使用。

CRJ900项目的研制成本为2亿加元，单机价格为3000万加元(按2002年币值计算)。庞巴迪宇航集团预计未来20年CRJ900系列飞机市场约为800架。截至2008年7月31日，CRJ900飞机共获订单250架，已交付172架。

主要型别

CRJ900 标准型。在此基础上发展了CRJ900ER增程型和CRJ900LR远程型。

CRJ900ER 欧洲型。与标准型CRJ 900ER相同，但最大起飞重量有所限制。

CRJ900LR 欧洲型。与标准型CRJ900LR相同，但最大起飞重量有所限制。

CRJ900 Next Gen 为提高产品竞争力以满足客户的需求，将为CRJ1000支线客机开发的一些新技术（主要是新的客舱内饰）应用于CRJ900系列飞机上，显著改善客舱舒适性。2007年5月31日对外宣布计划，2007年6月开始交付使用。

设计特征

机翼 与CRJ700相同，但增加了结构强度，翼展略有增加。

机身 与CRJ700相比，机身中段向前加长了2.29m，向后加长了1.57m。

起落架 与CRJ700相同，但增加了结构强度，升级了机轮和刹车系统。

动力装置 尾部吊装两台美国通用电气公司CF34-8C5涡扇发动机，单台推力63.4kN（含自动功率储备）/58.4kN（不含自动功率储备），油箱总容积11148L。

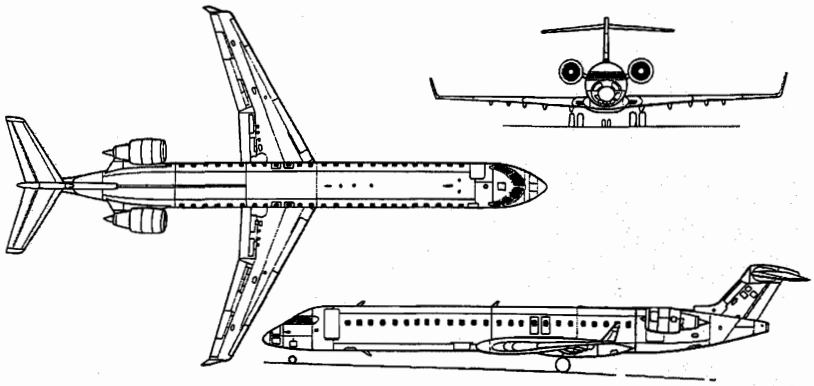
座舱 双人制驾驶舱，可与CRJ200、CRJ700系列共用机组人员。标准两级客舱布局载客86人，每排4座，排距79cm。备选布局包括：单级高密度布局载客90人，排距79cm；两级布局载客75人（前部公务舱15座，每排3座，排距86cm；后部经济舱60座，每排4座，排距79cm）；或两级布局载客79人（前部公务舱55座，每排4座，排距84cm；后部经济舱24座，每排4座，排距79cm）。与CRJ700相比，增设了两个翼上应急出口，加大了前地板下行李舱的容积，机身右侧增加了一个地板下行李舱门和一个后服务舱门。

机载设备 与CRJ700相同。

使用特点

CRJ900是CRJ700的加长型，与CRJ100/200/700一起构成CRJ系列，覆盖50～90座级的支线客运航线。CRJ系列在大飞机难以盈利的航线上具有极其独特的优越性，它不仅可以用于扩大点对点的支线运输，还可以用于增加从枢纽机场的辐射式运输，同时还能使航空公司改善旅客服务并提高效益。

但由于CRJ系列是在“挑战者”公务机基础上改型的，因此作为频繁起降的支线飞机，其耐用性和经济性都会逊色于专门从事支线运输设计的飞机。为此，从2004年开始，庞巴迪宇航集团对CRJ系列客机进行了一系列的改进，改善了CRJ900的起飞和着陆性能，增加了航程、降低了油耗，使发动机15年使用期间的维修成本降低了15%，并将改进的发动机装于CRJ700上。这些措施提高了CRJ系列飞机的市场竞争力。



技术数据（标准型）

外形尺寸	
机长	36.19m
机高	7.49m
机身最大直径	2.69m
翼展	23.24m
前后轮距	14.73m
内部尺寸	
客舱（含行李舱，不含驾驶舱）	
长度	21.92m
最大宽度	2.35m
最大高度	1.89m
行李舱总容积	25.57m^3
重量及载荷	
使用空重	21546kg
最大起飞重量	36514kg
最大着陆重量	33339kg
最大停机坪重量	36627kg
最大商载	10206kg
最大燃油重量	8822kg
最大翼载	532.1kg/m^2
最大推力载荷	313kg/kN
性能数据	
最大巡航速度	*Ma*0.83
正常巡航速度	*Ma*0.78
最大使用高度	12500m
单发使用升限	4968m
起飞场长 (FAR)	1871m
着陆场长 (FAR，海平面，国际标准大气，最大起飞重量)	1660m
航程（86 名乘客，*Ma*0.77）	2852km
噪声特性	
起飞噪声	84.2dB
进近噪声	93.2dB
侧向噪声	89.6dB

Dash7（“冲锋”7）

加拿大庞巴迪宇航集团（原德·哈维兰飞机公司）

项目概况

“冲锋”7（或称DHC-7）是加拿大德·哈维兰飞机公司（现属加拿大庞巴迪宇航集团）研制的50座级4发涡桨短距起降运输机。1972年年底开始研制，共制造了两架预生产型飞机和两架静力和疲劳试验机体。两架预生产型飞机分别于1975年3月27日和6月26日首次飞行。1977年5月2日，“冲锋”7获得加拿大运输部通用类民用飞机的型号合格证。飞机的短距起降性能符合美国联邦航空条例第25部和第121部的有关规定。生产型飞机于1977年5月30日首次飞行，1977年年底开始交付，1978年春在加拿大和欧洲正式投入定期航线飞行。1988年年底，“冲锋”7在各型共交付114架之后停产。飞机销售单价800万美元（按1987年币值计算）。

主要型别

“冲锋”7-100 客运型。标准布局为50座。

“冲锋”7-101 货运型。1978年投入航线使用，1979年又向加拿大武装部队提供了这种飞机。

“冲锋”7R 侦察/巡逻型。1979年年底原型机试飞，1980年生产型交付使用。该型机载油量增加到7710kg，巡逻时间9h，执行搜索任务时航程1900km以上，机头增装一台LASR-2全方位、高分辨率搜索雷达，舱内增装了海上侦察用的各种机载电子和其他设备。

“冲锋”7-150 该型起飞重量增加到21320kg，于1986年年初获得加拿大运输部颁发的型号合格证。加拿大政府首先购买一架，用于完成海上冰层、航道及近海石油钻探区冰层的探测任务，飞机编号“冲锋”7IR，于1986年1月投入使用。

设计特征

“冲锋”7的结构设计符合美国联邦航空条例第25部的要求。机体无裂纹使用寿命40000飞行小时，相当于80000次起落。结构采用破

损安全设计，广泛采用胶结蒙皮－长桁结构及双层舷窗结构。下述情况除注明外，均为“冲锋”7-100和“冲锋”7-150。

机翼 悬臂式上单翼，翼根翼型NACA63A418(修形)，翼尖翼型NACA63A415(修形)，安装角3°(翼根)，机翼中段上反角4°30′。普通全金属双梁胶结蒙皮－桁条结构。双缝后缘襟翼，起飞时通过不可逆螺旋作动筒作动，着陆时采用液压作动。每侧机翼上翼面襟翼之前均装有内、外扰流片。每侧副翼均有伺服调整片，右副翼装随动调整片。内侧发动机短舱以外的机翼前缘装气囊式除冰装置。

机身 普通全金属应力蒙皮增压结构，机身截面基本上呈圆形，最下部稍平一些，整个客舱为等截面段，这一段的机身框可做成同样的。

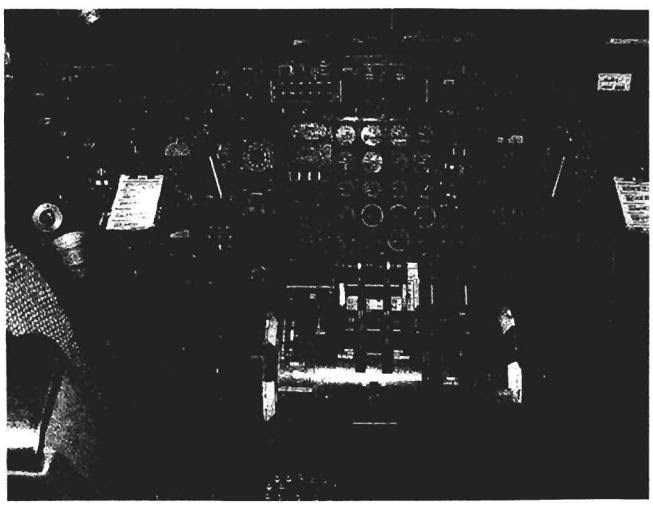
尾翼 悬臂式全金属T形尾翼，具有大型背鳍。装有固定安装角的平尾，升降舵通过钢索操纵。铰接方向舵由液压操纵。水平尾翼前缘采用气囊式除冰装置。

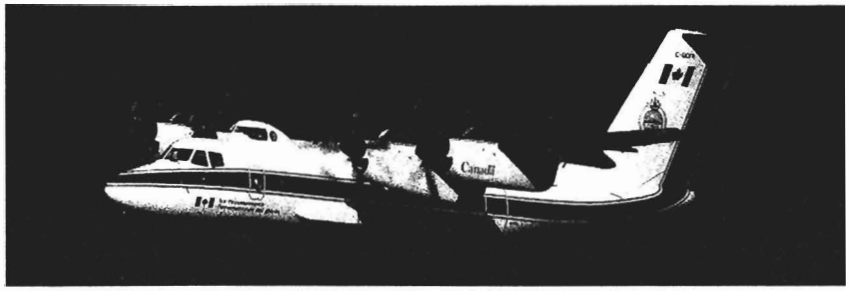
起落架 液压可收放前三点式起落架，均采用双轮，采用油气缓冲器。主起落架向前收入内侧发动机短舱底部，可转弯操纵的前起落架向后收入机身。主轮规格30×9.00-15，胎压7.38×10^5Pa，前轮规格6.50-10，胎压5.31×10^5Pa，采用液压防滑刹车系统。可选用大型低压轮胎。

动力装置 4台普惠加拿大公司的PT6A-50涡桨发动机，单台功率为835kW。采用美国汉胜公司24PF-305型4桨叶恒速螺旋桨，螺旋桨为全顺桨，桨距可逆。桨叶用玻璃纤维增强塑料制造，具有锻造铝合金大梁和泡沫夹芯。总标准燃油量5652L，“冲锋”7-150型最大载油量9940L。后机身下部有单点压力加油口/放油口。发动机进气道采用气囊式除冰装置，螺旋桨采用电热防冰。滑油容量23L。

座舱 驾驶舱内两名驾驶员及1～2名客舱服务员，两套标准操纵系统。客舱内50个座椅，每排4座，排距81cm，中间设过道。高密度布局可安排54座，排距74cm。左后侧有向外打开的带登机梯的客舱门，客舱前部两侧和右后侧设有应急出口。后机身处的行李舱可装998kg行李。全货运型布局时可装5个标准货盘。舱内完全增压，带空调。

系统 座舱增压系统压差0.294×10^5Pa。两套独立的液压系统，工作压力为207×10^5Pa。第一套系统用于操纵襟翼、方向舵、扰流片和主轮刹车。第二套液压系统用于操纵起落架、前轮刹车和备用主轮刹车、停机刹车、前轮转弯、方向舵和外侧机翼扰流片。主电源由4个28V、250A直流起动/



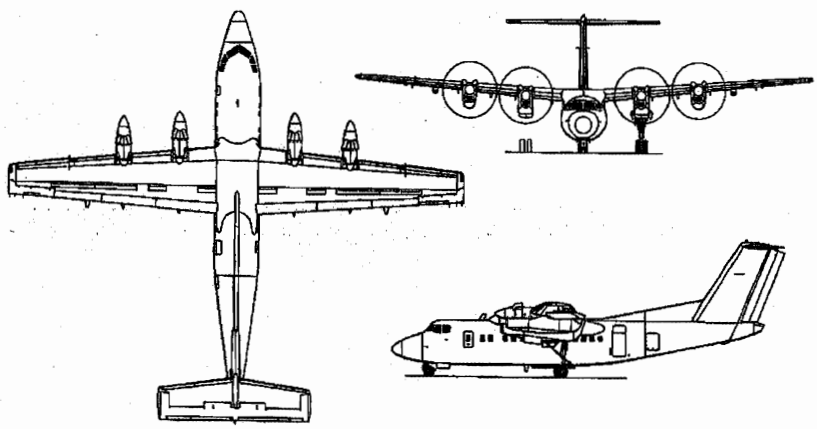


发电机提供。115/200V、400Hz 三相交流电由 4 个英国卢卡斯宇航公司的 10kV·A 无刷发电机提供，用于螺旋桨、风挡电热除冰和驱动备用燃油泵。发动机使用镍镉电池起动。

机载设备 电子设备有机内通话设备，飞行数据记录器，驾驶舱语音记录器，两套独立的甚高频通信系统，两套独立的甚高频无线电导航系统，一台低频无线电导航系统，一套空中交通管制应答器，一套测距设备，一套美国无线电公司 Primus 40 气象雷达，使用 Z-500 飞行计算机和 ADC-200 中央大气数据计算机的美国霍尼韦尔公司 SPZ-700 自动驾驶仪 / 飞行指引仪系统等。

使用特点

加拿大德·哈维兰飞机公司一直以研制短距起降飞机为世界知名，该公司早期研制的 DHC-2、DHC-3、DHC-4、DHC-5、DHC-6 一系列短距起降飞机在军用和民用小型飞机市场取得了极大成功。20 世纪 70 年代初，该公司在加拿大政府的支持下着手研制 4 台发动机的 50 座短距起降客机，以便为经常在很短的跑道上起降飞机的运营商提供一种载客量大而舒适的客机。这些运营商包括在山区或丛林地区环境恶劣机场运营的航空公司或其他机构，在小城市或其他地方运营定期航班的正规航空公司。尽管“冲锋”7 有针对性的市场，但“冲锋”7 的致命缺点是燃油效率低，而燃油效率正是 80 年代以来航空公司取得商业成功所必须具备的条件，另外美国波音公司于 1985 年收购德·哈维兰公司后将精力集中于发展“冲锋”8，因而“冲锋”7 于 1988 年正式停产。



技术数据

外形尺寸	
机长	24.54m
机高	7.98m
机身最大直径	2.79m
翼展	28.35m
机翼面积	79.90m^2
主轮距	7.16m
前后轮距	8.38m
螺旋桨直径	3.43m
螺旋桨离地间距（内侧发动机）	1.60m
螺旋桨距机身最小距离	0.75m
客舱门（左后侧）	
高 × 宽	1.75m × 0.76m
货舱门（左前侧，可选装）	
高 × 宽	1.78m × 2.31m
内部尺寸	
客舱	
长度	12.04m
最大宽度	2.60m
地板宽度	2.13m
最大高度	1.94m
容积	54.1m^3
行李舱（后机身）	
最大长度	2.30m
容积	6.8m^3
重量及载荷（A：“冲锋”7-100，B：“冲锋”7-150）	
基本空重（50 座，A）	12247kg
使用空重	
A	12520kg
B	12528kg
最大起飞重量	
A	19958kg
B	21319kg
最大着陆重量	
A	19050kg
B	20411kg
最大商载（50 座或载货）	
A	5170kg
B	5162kg
最大零燃油重量	17690kg
最大燃油重量	4606kg
最大翼载	
A	249.7kg/m^2
B	266.7kg/m^2
最大功率载荷	
A	5.98kg/kW
B	6.38kg/ kW
性能数据（最大起飞重量，海平面，国际标准大气，FAR25 部）	
最大巡航速度（高度 2440m，起飞重量 18597kg）	
A	428km/h
B	424 km/h
最大巡航速度（高度 4575m，起飞重量 18597kg）	420 km/h
实用升限（起飞重量 18597kg）	6370m
起飞场长	
A	689m
B	792m
着陆场长（最大着陆重量）	
A	595m
B	959m
航程（高度 4575m，50 名乘客及行李，远程巡航速度，仪表飞行规则余油）	
B（50 名乘客）	2038km
最大航程（高度 4575m，商载 2948kg 及标准燃油，远程巡航速度）	2168km
噪声特性（海平面，国际标准大气 + 10℃，A）	
起飞噪声	80.5dB
进近噪声	91.4dB
侧向噪声	82.8dB

Dash8-100/200（“冲锋”8-100/200）

加拿大庞巴迪宇航集团（原德·哈维兰飞机公司）

项目概况

“冲锋”8-100是加拿大德·哈维兰飞机公司（现属加拿大庞巴迪宇航集团）研制的36座双发涡桨支线运输机，主要是为满足低噪声、高燃油效率的30～40座的短途运输机市场需求而研制的。

“冲锋”8-100的方案论证工作开始于1978年。1979年年底的市场调查表明，作为主要用户的美国和加拿大航空公司，都需要一种经济性相当于干线飞机的35座支线客机。于是1979年年底决定上马这项计划。1980年2月决定选用普惠加拿大公司的PW120涡桨发动机，并签订了购买200台发动机的合同。1980年年初，开始制造“冲锋”8-100工程样机，同年4月开始接到订单。1983年6月20日，4架试飞原型机中的第一架首次飞行，紧接着第二架原型机于1983年10月26日开始飞行，第三架于同年11月投入试飞，第四架原型机，也是第一架生产型飞机于1984年年初首飞。第一架具有舱内装饰的生产型飞机于1984年6月开始飞行。到1984年7月中旬，这5架飞机累计飞行1225h。该机满足美国联邦航空条例第25部和第36部要求，也满足第27部的要求，于1984年9月28日获得加拿大运输部颁发的型号合格证，1984年年底获得美国联邦航空局型号合格证。后来又获得澳大利亚、奥地利、中国、德国、爱尔兰、意大利、荷兰、英国等国家的型号合格证。“冲锋”8-100于1984年10月开始交付使用。

“冲锋”8-200是“冲锋”8-100的改进型，于1992年3月启动，其尺寸和座位数与“冲锋”8-100相同，但采用与“冲锋”8-300同样的PW123型发动机，从而获得优越的机场起降性能、更远的商载航程，以及与“冲锋”8-300最大化的共通性。对于在极端恶劣气象条件下运营的航空公司来说，“冲锋”8-200可以提供优越的高温、高原性能。该型机于1995年开始交付使用。

截至2008年7月31日，“冲锋”8-100共获订单299架，已交付完毕。“冲锋”8-200共

获订单105架，已交付101架。该机研制费为2.5亿美元，计算的盈亏平衡点是销售300架飞机。按2008年币值计算，“冲锋”8-100单价1300万美元；“冲锋”8-200单价1700万美元。

主要型别

“冲锋”8-100 初始支线运输型。驾驶舱内两名驾驶员，客舱标准布局36座。可中途不加油连续飞4个(甚至5个)185km航段。“冲锋”8-100型可安装PW120A或PW121发动机，编号分别为“冲锋”8-102和“冲锋”8-103。1990年7月，改进型“冲锋”8-100A投入使用。“冲锋”8-100A采用了新的舱内装饰，装阻燃座椅，加大了顶部行李柜，增加了过道区域的舱顶高度，并为货运型或客货混合型加强了机舱地板，增加了活动隔框。

“冲锋”8-200 “冲锋”8-100的高性能型。是为在高原机场使用而设计的，配装PW123发动机，巡航速度556km/h。

“冲锋”8专机型 客舱全部采用头等舱布局时24座，也可布置成支线型布局。增加了航程，载重544kg并留有仪表飞行规则余油时，航程可达3700km。载17名旅客及其行李并留有余油时，航程为2446km，这种情况下巡航速度为500km/h。电子飞行仪表系统、远程油箱和辅助动力装置均为标准设备。

“冲锋”8M 军用型。加拿大军方编号CC-142和CT-142，美国空军编号E-9A。该型机可完成多种任务，其中包括军事运输、飞行校准、导弹射程控制和导航训练。另外还可用于执行医疗救护、监视、搜救、预警和反潜及海上巡逻等任务。

设计特征

该机采用上单翼和T形尾翼布局，沿用了“冲锋”7的机身结构，客舱宽敞舒适。该机机体无裂纹疲劳寿命为40000飞行小时，经济寿命可达80000飞行小时或160000次起落。主要结构采用金属材料蒙皮、加强板、桁条等，广泛使用胶结。非主要结构和整流罩广泛采用复合材料，复合材料结构占飞机重量的10%。

机翼 悬臂式上单翼，机翼中段为等弦长，外段呈梯形。翼根相对厚度18%，翼尖相对厚度13%。机翼外段上反角2° 30′。发动机短舱内外侧采用富勒后缘襟翼，两侧外段襟翼之前装有液压作动的扰流片/减升板。机械作动的补偿式副翼装有调整片。机翼前缘采用气囊式除冰装置。

机身 普通半硬壳式增压结构，机身截面接近圆形。

尾翼 悬臂式T形布局。水平尾翼后缘装

全翼展突角补偿升降舵。后掠式垂直尾翼后缘装有两段连续铰接的方向舵，偏转前段方向舵能带动后段方向舵，后者偏角是前者的2倍。这种布局可减小尾翼尺寸。方向舵偏转由液压作动。背鳍、垂尾前缘、垂尾/平尾整流罩、平尾前缘和升降舵翼尖采用复合材料。平尾和垂尾前缘装有冷气除冰带。

起落架 液压可收放前三点式起落架，均为双轮。可转弯操纵的前起落架向前收起，主起落架向后收入发动机短舱。采用低压轮胎时，能在土跑道上起降。轮胎标准胎压为：主轮 9.03×10^5Pa，前轮 5.52×10^5Pa。低压轮胎胎压：主轮 5.31×10^5Pa，前轮 3.31×10^5Pa。

动力装置 两台普惠加拿大公司PW120A涡桨发动机（“冲锋”8-102），单台功率1490kW。“冲锋”8-103采用两台PW121涡桨发动机，单台功率1603kW。采用美国汉胜公司14SF-7型4桨叶恒速全顺桨可逆桨距螺旋桨。螺旋桨桨叶有实心铝合金大梁，玻璃钢外壳及镍防蚀套。采用电热防冰装置。标准机内载油量为3160L，还可选装辅助油箱，使总载油量增加到5700L。右发动机短舱后部有压力加油口。

座舱 双人制驾驶舱，虽然飞机可以由一名驾驶员操纵，但装有两套操纵系统。驾驶舱内还设一个客舱服务员座椅。标准支线运输型客舱为36座，每排4座，排距79cm（31in），中间设过道。舱内还设有食品间、卫生间和大型后部行李舱。也可布置为32座的客货混合布局。公务型布局根据用户要求决定。活动式客舱后壁板可用来快速调整舱内布局。整个机舱内部增压，具备空调。

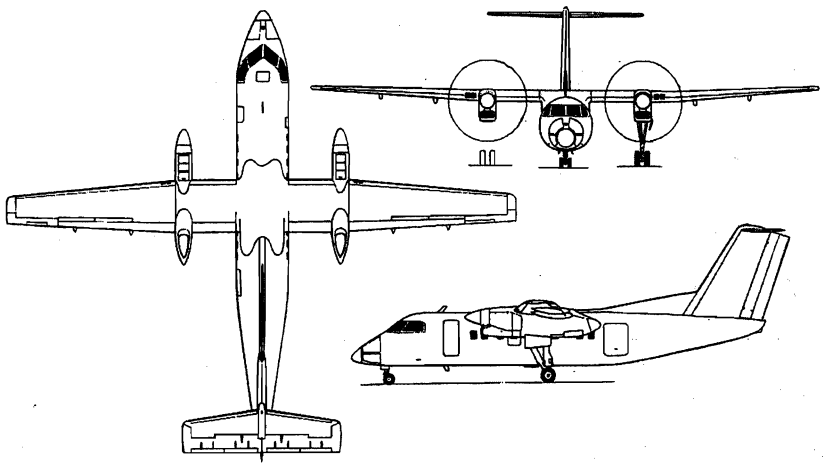
系统 空气循环式空调系统用于加温、冷却、增压和通风，最大压差为 0.38×10^5Pa。液压装置包括两套独立的液压系统、蓄压器和应急手摇泵。液压系统工作压力 207×10^5Pa。由两台起动/发电机、两台变压整流器和两个镍镉电池提供直流电源。两台发动机驱动的交流发电机和3个静态变流器提供交流电源。

机载设备 电子设备有美国本迪克斯公司Gold Crown Ⅲ通信/导航装置、美国霍尼韦尔公司SP2-800双通道数字式自动飞行控制系统、Primus 800彩色气象雷达。支线客运型可选装美国霍尼韦尔公司电子飞行仪表系统。还装有音响综合系统等。

使用特点

“冲锋”8-100/200是介于20座DHC-6和50座“冲锋”7之间的36座支线运输机，具有良好的低速操纵品质和短距起降能力。特别是采用更大功率发动机的“冲锋”8-200飞机，增强

了有效载荷及航程能力，具有优越的短距起降性能，可在仅 800m 长的跑道上起降，可提供卓越的高温、高原性能，能在炎热和高原条件下运营，并具备与“冲锋”8-300 最大的通用性。



技术数据

外形尺寸	
机长	22.25m
机高	7.49m
翼展	25.91m
展弦比	12.4
机翼面积	54.35m^2
主轮距	7.87m
前后轮距	7.95m
螺旋桨直径	3.96m
螺旋桨离地间距	0.94m
螺旋桨和机身间距	0.76m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.65m × 0.76m
行李舱门	
高 × 宽	1.52m × 1.27m
内部尺寸	
客舱	
长度	9.14m
最大宽度	2.50m
最大高度	1.98m
容积	37.6m^3
行李舱容积	8.5m^3
重量及载荷（A：“冲锋”8-100，B：“冲锋”8-102，C：“冲锋”8-103，D：“冲锋”8-200）	
使用空重	
A	10433kg
D	10501kg
最大起飞重量	
A	15649kg
D	16465kg
最大着陆重量	
A	15377kg
D	15649kg
最大停机坪重量	15740kg

最大商载	
载客	3810kg
载货	4240kg
最大零燃油重量	
A	14515kg
D	14696kg
最大可用燃油重量（标准）	2576kg
最大翼载	
A	287.9kg/m^2
D	303.0kg/m^2
最大功率载荷	
B	5.25kg/kW
C	4.88kg/kW
D	5.14kg/kW

性能数据（B，95%最大起飞重量）

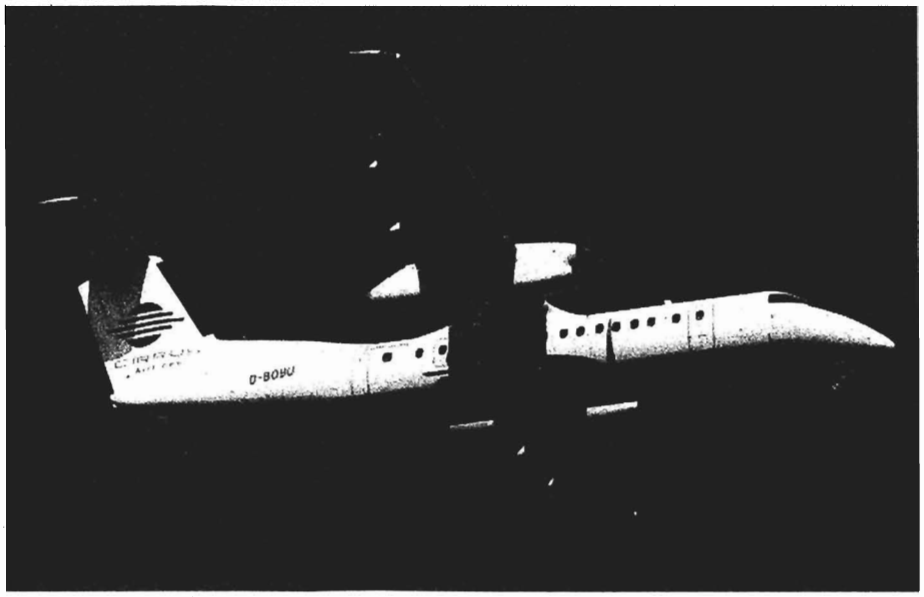
最大巡航速度	
高度 4575m	491 km/h
高度 6100m	489 km/h
最大爬升率（海平面）	7.9m/s
合格审定升限	7620m
实用升限（单发）	4575m
起飞场长（FAR25 部，海平面，襟翼放下 15°）	
国际标准大气	940m
国际标准大气 +15℃	1000m
着陆场长（FAR，海平面，最大着陆重量，襟翼放下 35°）	908m
航程（标准燃油，仪表飞行规则余油）	
满载客	1520km
2720kg 商载	2038km

噪声特性（FAR36 部，国际民用航空组织规定附录 16）

起飞噪声	80.5dB
进近噪声	94.7dB
侧向噪声	85.6dB

Dash8-300（“冲锋”8-300）

加拿大庞巴迪宇航集团（原德·哈维兰飞机公司）



项目概况

“冲锋”8-300是加拿大德·哈维兰飞机公司（现属加拿大庞巴迪宇航集团）在其“冲锋”8-100基础上研制的50座双发涡桨支线运输机，是“冲锋”8-100的加长型。该公司于1985年4月提出研究计划，于1986年3月启动项目。首架“冲锋”8-300原型机于1987年5月15日首飞，1989年2月获得加拿大运输部颁发的型号合格证并开始交付使用。1989年6月获美国联邦航空局型号合格证，1990年年初获得德国型号合格证。1992年庞巴迪宇航集团收购德·哈维兰公司后对“冲锋”8系列飞机进行了改进，最主要的改进是采用了主动噪声和振动抑制系统，使“冲锋”8系列变成安静性飞机，并命名为Q系列。

截至2008年7月31日，“冲锋”8-300共获订单267架，已交付258架。按2008年币值计算，“冲锋”8-300单机价格为1700万美元。

主要型别

除“冲锋”8-300标准型外，还有提高了商载/航程性能的改型“冲锋”8-300A、“冲锋”8-300B、“冲锋”8-300E。“冲锋”8-300A装PW123A发动机，也可选装PW123B发动机，1990年8月24日首次交付；“冲锋”8-300B装PW123B发动机，提高了商载和航程能力，改善了起降性能。

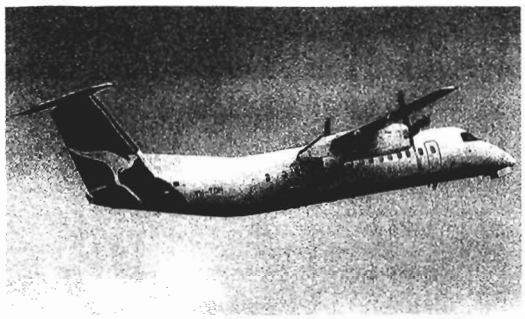
设计特征

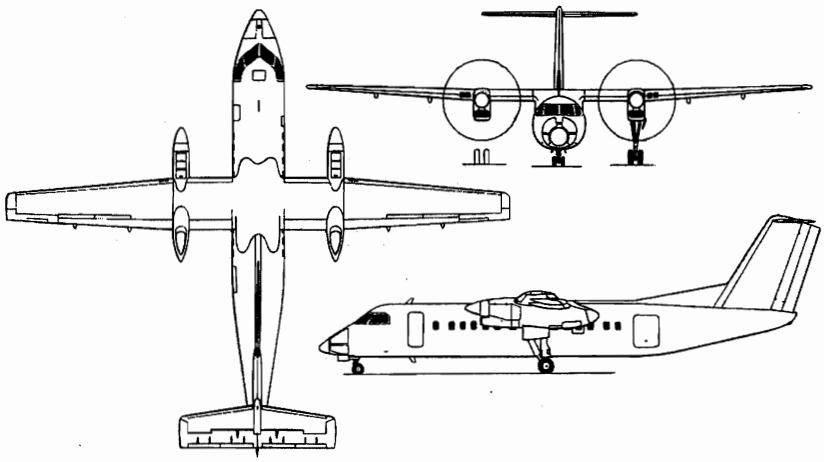
与“冲锋”8-100型相比，机身加长3.43m，翼尖进行了扩展从而增加了翼展，载客量增加到50～56座，座椅排距为81cm或74cm，客舱内增设服务员座椅。另外还加大了厨房并向后移，客舱宽敞舒适，设有专用食品服务舱门（右侧）。“冲锋”8-300型飞机配装两台PW123发动机，单台功率1775kW，适合在高温、高原地区使用，并能在未制备跑道上起降。

“冲锋”8-300与“冲锋”8-200之间保持了较高的通用性，按部件数量计算，两者之间有91%的部件是通用的。

使用特点

“冲锋”8-300是在“冲锋”8-100型基础上加长机身的型号，载客量从“冲锋”8-100型的36座增加到50～56座，以满足支线市场发展需求。与“冲锋”8-100/200飞机类似，配备了可移动的后部隔框，便于客运布局到货运布局的转变。与“冲锋”8系列的其他机型之间具有很强的通用性，在备件和地勤等方面可显著降低成本。





技术数据

外形尺寸	
机长	25.68m
翼展	27.43m
展弦比	13.39
机翼面积	56.21m^2
主轮距	7.9m
前后轮距	10.01m
内部尺寸	
客舱	
长（不含驾驶舱）	12.65m
容积	52.0m^3
行李舱容积	
50 座	9.06m^3
56 座	7.93m^3
重量及载荷（A：标准起飞重量型，B：中等起飞重量型，C：高起飞重量型）	
使用空重	11657kg
最大起飞重量	
A	18643kg
B	18997kg

C	19505kg
最大着陆重量	
A	18144kg
B	18597kg
C	19050kg
最大商载	
A	5216kg
B	5806kg
C	6259kg
最大零燃油重量	
A	16873kg
B	17463kg
C	17917kg
最大翼载	
A	331.65kg/m^2
B	337.96kg/m^2
C	346.99kg/m^2
最大功率载荷	
A	5.25kg/kW
B	5.35kg/kW
C	5.49kg/kW

性能数据（标准起飞重量）

最大巡航速度(95%最大起飞重量)	
高度4575m	532km/h
高度6100m	524km/h
爬升率	
海平面	9.15m/s
单发	2.28m/s
合格审定升限	7620m
实用升限(单发)	4115m
起飞场长(FAR25部，海平面，襟翼放下15°)	
国际标准大气	1067m
国际标准大气+15℃	1160m
着陆场长(FAR25部，海平面，襟翼放下35°，最大着陆重量)	1006m
航程(标准燃油，仪表飞行规则余油)	
满载客	1538km
2721kg商载	1612km

Dash8-400（“冲锋”8-400）

加拿大庞巴迪宇航集团

项目概况

“冲锋”8-400是加拿大庞巴迪宇航集团在德·哈维兰飞机公司（后被庞巴迪宇航集团收购）50座“冲锋”8-300基础上研制的70座级双发涡桨支线运输机，是“冲锋”8-300的加长型，是“冲锋”8系列的最大、最新改型。“冲锋”8-400项目于1995年6月开始启动，1996年12月开始零部件生产，1997年1月发动机第一次空中试车。1998年1月31日首飞，1999年6月14日取得加拿大运输部适航认证，同年12月取得欧洲航空安全局（EASA）认证。2000年1月取得美国联邦航空局认证。2000年1月20日，首架“冲锋”8-400交付给北欧航空斯堪的纳维亚通勤航空公司（SAS Commuter of Scandinavia），并投入商业运营。

“冲锋”8-400飞机生产制造实施分包和转包。其中日本三菱重工业公司作为风险分担合作方，负责研制生产机身和机尾，加拿大德·哈维兰飞机公司负责座舱、机翼以及总装。美国联信公司负责电源系统，美国古德里奇公司负责刹车系统，英国道蒂公司负责螺旋桨，美国美纳斯科公司负责着陆装置，德国微技术公司负责襟副翼系统，美国派克·伯蒂公司负责液压和燃油系统，普惠加拿大公司负责动力系统，美国赛克斯坦航空电子公司负责航电系统，肖特兄弟公司负责发动机短舱。

2006年7月18日，中国沈阳飞机工业（集团）有限公司与加拿大庞巴迪宇航集团正式签订“冲锋”8-400飞机转包合同，承担了前机身（包括3个舱门）、后机身（包括3个舱门）和尾段共3个工作包的制造、装配工作。首个舱门、首个前机身、首个后机身分别于2007年5月、9月和2008年1月成功交付。

截至2008年7月31日，“冲锋”8-400共获订单310架，已交付210架。按2008年币值计算，“冲锋”8-400单机价格为2560万美元。

主要型别

“冲锋”8-400 基本型。

“冲锋”8-402-MR 多用途加油机/灭火飞机型。2004年法国安全部门购买了两架二手“冲锋”8-400（编号4040和4043）进行改装以用于替代其福克F.27飞机。这两架飞机加装了任务系统，包括法国泰雷兹公司的4管电子飞行仪表系统，平视显示器，甚高频/调频/调幅（VHF/FM/AM）无线电系统，全球定位系统（GPS），卫星通信和网络跟踪系统；加装了一个容积为10000L的可拆卸的Aero Union RAF-2外挂耐火油箱及其投放系统。2005年6月交付第一架，同年10月交付第二架。

“冲锋”8-400 NextGen “冲锋”8-400的最新改进型，在客舱环境方面做了全面改进，采用主动噪声与振动抑制系统（ANVS）以降低舱内噪声水平，采用新的LED灯光系统、新的客舱天花板、碟形舷窗侧壁板，以及更大的行李架，以提高乘坐舒适性。项目于2008年启动。

设计特征

主要结构与“冲锋”8-100/200/300类似。为适应载客量的增加，“冲锋”8-400型在“冲锋”8-300型基础上将机身延长了6.83m，翼展有所增加，重新设计了翼身整流罩，改进了操纵面。机翼内侧适当延长，扩大了螺旋桨与机身的间距，以降低噪声和振动的影响。除此之外还在其他方面进行了相当多的改进，如采用新的螺旋桨、新的电子飞行仪表系统等。

动力装置 两台普惠加拿大公司的PW150A涡桨发动机，单台功率3781kW，安装有全权数字式发动机控制系统。螺旋桨为道蒂公司的R408型6桨叶可逆桨距螺旋桨。载油量为6526L。

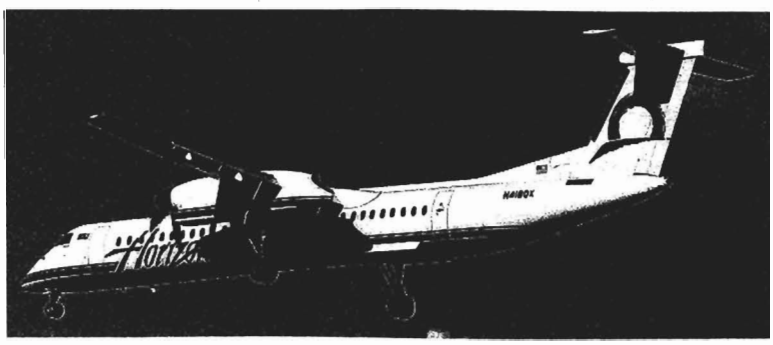
座舱 双人制驾驶舱。客舱布置每排4座，单通道。标准布局70座，排距84cm；或者74座，排距79cm；或者78座，排距76cm；或两级布局72座（头等舱10座，排距86cm和经济舱62座，排距79cm）。

系统 与“冲锋”8-300型不同的是，“冲锋”8-400型采用美国汉胜公司的T-62T-46C12辅助动力装置和空调系统作为标准配置。

机载设备 标准的无线电罗盘和测距仪、单或双UNS-1E飞行管理系统、双雷达高度表、空地通信数据链系统、增强型近地告警系统可供选择。具备气象雷达。电子飞行仪表采用5屏152mm×203mm（6in×8in）液晶显示器，飞行动力公司的HGS4100（后来改为HGS4200）平视导航可供选择。双甚高频（VHF）导航/通信设备，S模式应答器、固态飞行数据记录仪（FDR）、座舱语音记录系统、应急定位器应答器（ELT）天线，可选高频设备。

使用特点

“冲锋”8-400飞机主要用于满足支线航空公司在高密度/短途市场领域中对较大型飞机的要求。在同座级的涡桨支线客机中，“冲锋”8-400飞机具有一定的先进性，它的航程较长，飞行速度快，客舱内噪声低，舒适性好。“冲锋”8-400飞机在926km航段上的耗油量比



老型的 70 座喷气飞机耗油量少 2/3，既节省了费用，也保护了环境，因此“冲锋”8-400 飞机运营成本相对较低。

“冲锋”8-400 客机具有高于当前的环境标准，其中二氧化碳、碳氢化合物、一氧化二氮、噪声和烟雾排放远远低于国际民用航空组织（ICAO）的规定。一架 74 座的“冲锋”8-400 飞机在典型的 648 km 航段上，每客百千米耗油仅 3.52L，而执行 370km 航段任务时仅耗油 4.49 L。一架搭乘 35 人的“冲锋”8-400 飞机每客百千米的耗油量为 6.44L，与搭乘一人的普通欧洲汽车相同。同样在 926km 航段上，“冲锋”8-400 飞机排放的二氧化碳要比与其最接近的竞争机型少 11%，而比老型的 70 座喷气飞机少 64%。因此，“冲锋”8-400 飞机为乘客提供了一种“更加经济和绿色”的旅行方式。此外，该型飞机，包括目前所有的“冲锋”8 系列都是非常安静的涡桨飞机。这主要归功于庞巴迪宇航集团专有的噪声与振动抑制系统，该系统极大地降低了由螺旋桨产生的噪声和振动，使飞机客舱环境几乎与喷气飞机一样安静且没有振动。庞巴迪宇航集团从 1996 年起开始为其新生产的所有“冲锋”8 系列飞机加装该系统，并于 1998 年 9 月将“冲锋”8 系列飞机重新命名为 Q 系列飞机，即 37 ～ 39 座的 Q100 和 Q200；50 ～ 56 座的 Q300 和 68 ～ 78 座的 Q400 飞机。

技术数据

外形尺寸	
机长	32.84m
机高	8.36m
机身最大直径	2.69m
翼展	28.42m
展弦比	12.8
机翼面积	63.08m^2
主轮距	8.79m
前后轮距	13.94m
螺旋桨直径	4.11m
螺旋桨离地间距	0.97m
螺旋桨和机身间距	1.10m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.66m × 0.76m
客舱门（后、左）	

高 × 宽	1.73m × 0.71m
行李舱门（后、左）	
高 × 宽	1.55m × 1.27m
行李舱门（前部）	
高 × 宽	1.45m × 0.71m
服务舱门（后部）	
高 × 宽	1.45m × 0.71m

内部尺寸

客舱（不含驾驶舱）	
长度	18.80m
最大宽度	2.51m
最大高度	1.95m
容积	77.6m^3
行李舱总容积	14.18m^3

重量及载荷

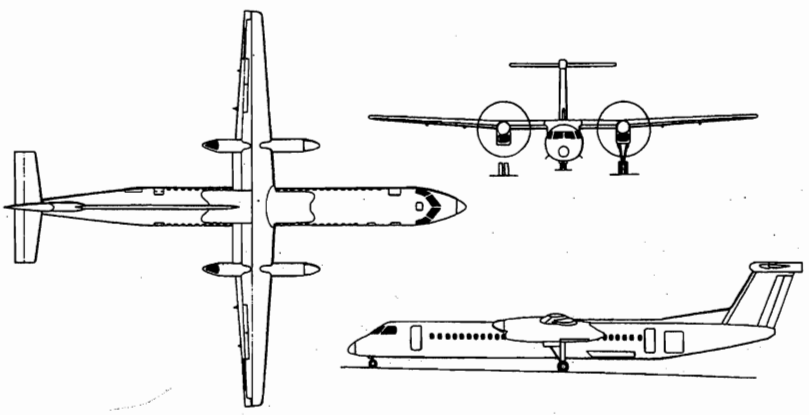
使用空重	17186kg
最大起飞重量	27987kg
最大着陆重量	28009kg
最大商载	8670kg
最大零燃油重量	25855kg
最大可用燃油	6831kg
最大翼载	443.7kg/m^2
最大功率载荷	3.70kg/kW

性能数据（95%最大起飞重量）

最大巡航速度	667km/h
实用升限（单发）	5334m
起飞场长（FAR，海平面，最大起飞重量）	1300m
着陆场长（FAR，海平面，最大着陆重量）	1287m
最大航程（70 名乘客，仪表飞行规则余油）	2518km

噪声特性（FAR36 部）

起飞噪声	78.3dB
进近噪声	94.3dB
侧向噪声	84dB



DC-9

美国麦克唐纳·道格拉斯公司

项目概况

DC-9是美国麦克唐纳·道格拉斯公司(麦道公司，1997年并入波音公司)研制的中短程客机。该机与道格拉斯公司采用机翼吊挂发动机布局的DC-8最大不同是机身尾部两侧各装一台涡扇发动机，采用高置T形尾翼结构。DC-9的设计工作开始于1962年，1965年2月25日首次试飞，同年11月23日获美国联邦航空局型号合格证并投入航线使用。

DC-9从1965年开始生产至1982年交付最后10架后停产，总共生产并交付979架。

主要型别

DC-9-10-11 初始型。配装两台美国普惠公司的JT8D-5涡扇发动机，推力为54.3kN。最大航程1265km。因航程短，只售出137架。最大载客为80人，配有常规设备；最大载客为90人的客舱设备少。1965年11月23日取得美国联邦航空局型号合格证。1965年12月8日投入航线服务。1977年前停产。

DC-9-10-15 基本型。比DC-9-10加大了发动机推力和燃油量。配装两台推力为62.3kN的JT8D型涡扇发动机，1977年前停产。

DC-9-20 高温、高原型。是长机身DC-9-30与短机身DC-9-10的组合型。配装两台推力64.5kN的JT8D-9发动机。采用DC-9-10骨架和DC-9-30的发动机，加大发动机推力，翼展加长1.2m，最大航程3430km，载客90人。1968年9月18日首飞，1969年1月23日投入航线运营，1977年前停产。总产量10架。

DC-9-30 发展型。DC-9-10的加长型，比DC-9-10机身加长4.55m，翼展加大1.93m，是DC-9系列生产最多的型号，总产量662架。最大航程3095km，可载客105人或115人。

最初装两台推力为62.3kN的JT8D-7发动机。1966年8月1日首飞，1967年1月27日交付使用。

DC-9-40 在DC-9-30基础上加长的中短程发展型，机身加长1.93m，增加整机重量，载客量增加到125人。配装推力64.5kN的JT8D-9型、推力69kN的JT8D-15型或推力71kN的JT8D-17型涡扇发动机。1967年11月28日首飞，1968年2月27日取得适航证，同年3月12日投入航线运营。

DC-9-50 在DC-9-30的基础上机身加长4.34m，是DC-9系列的最大型。最大航程3325km，高密度客舱布局可载客139人。1974年12月17日首飞，1975年8月交付使用。总产量96架。

此外，DC-9还有3种军用型：

C-9A 红十字 美国军用医疗运输机。1968年6月17日第一架DC-9-9A下线，1968年8月10日开始交付，总共交付21架C-9A军用运输机。

C-9B 空中列车 美国海军后勤支援型。运输军用物资。1972年开始交付，总共订购19架。

VC-9C 美国空军特殊任务型。1975年交付使用，共交付3架。

设计特征

机翼 悬臂下单翼。相对厚度为11.6%，1/4弦线后掠角24°，全金属结构。机翼、襟翼和副翼装有玻璃钢前缘。液压操控副翼，仅在低速下通过外部控制副翼。机翼装有速度作动器。液压作动67%半翼展处的双翼缝襟翼。DC-9-20、DC-9-30、DC-9-40和DC-9-50系列液压作动前缘缝翼。每侧机翼下面有导流片。

机身 常规全金属半硬壳结构。

尾翼 悬臂式全金属结构，液压作动可变迎角。手动控制带有伺服片的升降舵。液压操控方向舵（备有手动操控系统）。控制面后缘为玻璃纤维复合材料构件。

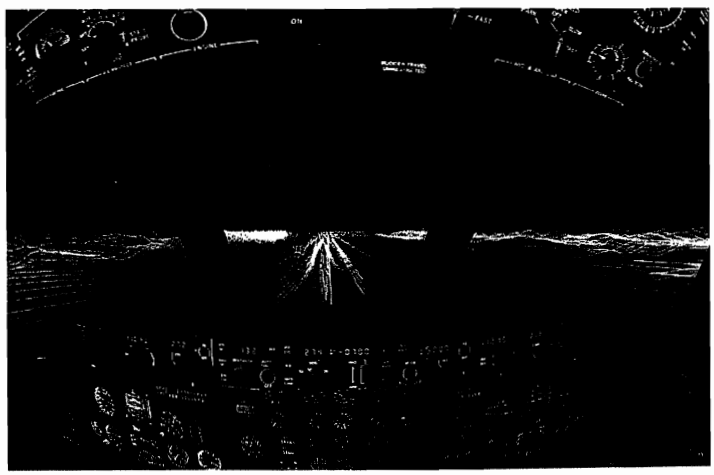
起落架 液压可收放前三点式，前轮可转向。前起落架向前收放，主起落架向内收放。双机轮，主轮规格为40×14，前轮规格为26×6.60。装有美国固特异公司的刹车装置。

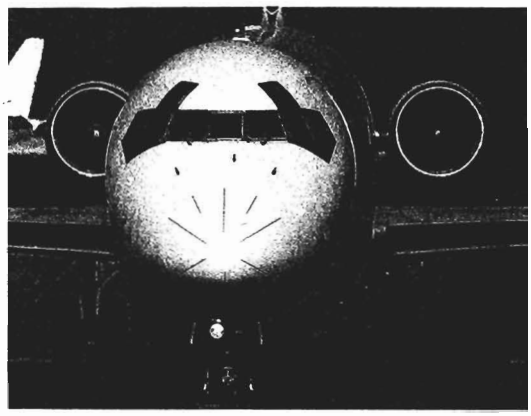
动力装置 在后机身装两台普惠公司的JT8D涡扇发动机。发动机装有反推力装置，用于着陆操控。

座舱（DC-9-10系列） 双人制驾驶舱。最大载客量139人，主客舱，头等舱为每排4座，经济舱为每排5座，卫生间设在客舱后部，设有配餐间。客舱前方左舷侧设有乘客出口舱门，备有嵌入式电动气垫梯和备用机腹滑梯。

使用特点

DC-9是在20世纪60年代为与波音727竞争市场而研制的双发中短程单通道客机。50年代末，麦道公司设计制造的大型客机DC-8不适于在小型机场和中短程航线上使用，而当时民航市场急需一种低噪声中型客机来满足小型机场和中短程航线的需要，推出DC-9正是为了满足这一市场需求。DC-9主要技术特点



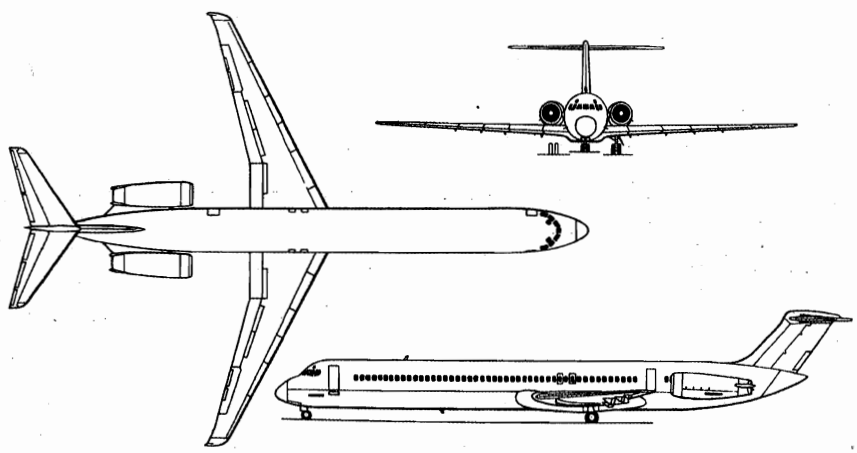


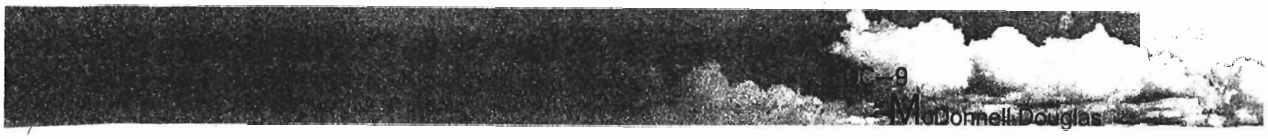
是装低涵道比涡扇发动机，降低了油耗，提高了中短程运营的经济性。飞机包括从100座至180座的各个档次，基本满足了美国国内中短程航线的客货运输的需求。

DC-9开始是为了和波音727竞争，随着技术更先进、经济性更好的波音737投入航线运营，DC-9又与波音737展开了激烈的竞争，推出了一系列的改进型，截止到20世纪80年代中期，DC-9与波音737一直处于平分市场份额的地位。

截至1993年，DC-9及MD-80系列共生产销售了近2000架（波音737则销售了2500架），DC-9系列飞机是民用飞机发展史上在正确的时间进入市场，采用正确的技术、使用正确的开发策略而取得成功的典型案例之一。

DC-9系列飞机自1965年投入航线运营以来，至今仍有飞机超龄服役，但由于人为、机械和意外等原因空难事故时有发生。DC-9系列飞机曾出现电源继电器内部产生电弧引起驾驶舱和客舱冒烟和/或起火的事故隐患。为了消除安全隐患，2003年根据波音公司紧急服务通告对DC-9所有系列的飞机颁布适航指令，必须按照波音公司紧急服务通告要求，对电源继电器进行一次检查/更换或改装/重新标识，以确保飞行安全。





技术数据

外形尺寸	
机长	
DC-9-10/20 系列	31.82m
DC-9-30 系列	36.37m
DC-9-40 系列	38.28m
DC-9-50 系列	40.72m
机高	
DC-9-10/20/30 系列	8.38m
DC-9-40/50 系列	8.53m
翼展	
DC-9-10 系列	27.25m
DC-9-20/30/40/50 系列	28.47m
展弦比	
DC-9-10 系列	8.55
DC-9-20/30/40/50 系列	8.71
机翼面积	
DC-9-10 系列	86.77m^2
DC-9-20/30/40/50 系列	92.97m^2
主轮距	
DC-9-10/20/30/40/50 系列	5.03m
前后轮距	
DC-9-10/20 系列	11.23m
DC-9-30 系列	16.22m
DC-9-40 系列	17.10m
DC-9-50 系列	18.56m
客舱门（高 × 宽）	1.83m × 0.85m
内部尺寸	
客舱（DC-9-10 系列）	
长度	16.99m
最大宽度	3.07m
地板宽度	2.87m
最大高度	2.06m
重量及载荷	
空重	
DC-9-10-11	20550kg
DC-9-10-15	22235kg
DC-9-20 系列	23985kg
DC-9-30 系列	25940kg
DC-9-40 系列	26612kg
DC-9-50 系列	28068kg
最大起飞重量	
DC-9-10-11	35245 kg
DC-9-10-15	41140kg
DC-9-20 系列	44450kg
DC-9-30 系列	54885kg
最大着陆重量	
DC-9-10-11	33565kg
DC-9-10-15	37060kg
DC-9-20 系列	42365kg
DC-9-30/40/50 系列	49895kg
最大零燃油重量	
DC-9-10-11	30120kg
DC-9-10-15	32386kg
DC-9-20 系列	35380kg
DC-9-30/40/50 系列	44687kg
最大翼载	
DC-9-10-11	406.2kg/m^2
最大推力载荷	
DC-9-10-15	330.2kg/kN
性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）	
最大平飞速度	
DC-9-50 系列	927km/h
最大巡航速度（高度 7620m）	
DC-9-10-11/15，DC-9-30 系列	907km/h
DC-9-20 系列	915km/h
DC-9-40/50 系列	898km/h
经济巡航速度	821km/h
起飞场长	
DC-9-10-11	1387m
DC-9-20 系列	1555m
DC-9-30 系列	1685m
DC-9-40 系列	2088m
着陆场长	
DC-9-10-11	1535m
DC-9-20 系列	1355m

DC-9-30 系列 1425m
DC-9-40 系列 1440m
DC-9-50 系列 1485m

最大航程

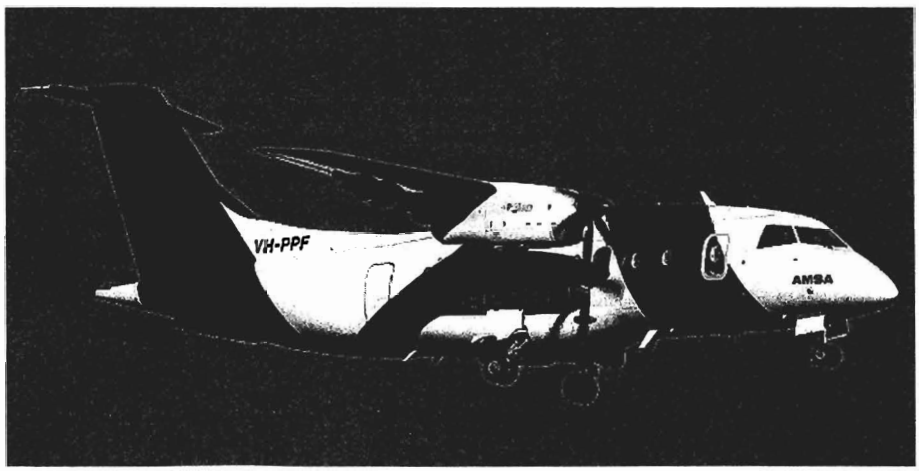
DC-9-10 系列（载 63 名乘客和行李）2946km
DC-9-20 系列（载 63 名乘客和行李）2974km
DC-9-30 系列（载 80 名乘客和行李）3095km
DC-9-40 系列（载 87 名乘客和行李）2880km
DC-9-50 系列（载 97 名乘客和行李）3326km

转场航程

DC-9-10 系列 3539km
DC-9-20 系列 3455km
DC-9-30 系列 3669km
DC-9-40 系列 3428km
DC-9-50 系列 4049km

Do.328（多尼尔328）

美国费尔柴尔德·多尼尔公司（原德国多尼尔公司）



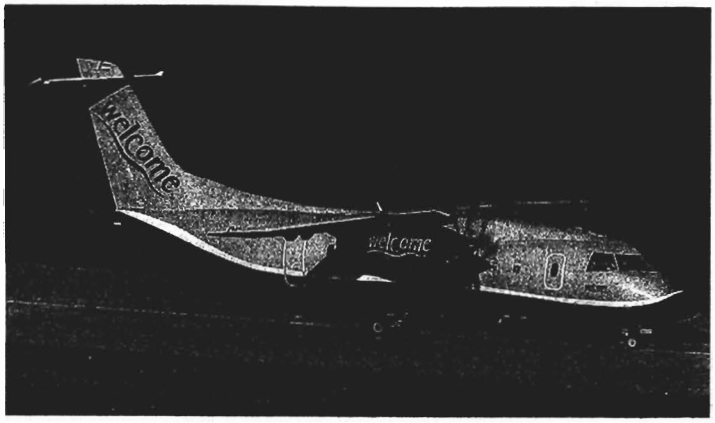
项目概况

Do.328 是德国多尼尔公司研制的第三代涡桨支线运输机。1987 年 5 月开始全尺寸研制工作，1988 年 6 月曾停止研制，同年 8 月决定重新上马。原型机 1991 年 12 月首飞，1993 年 8 月和 9 月分别获得欧洲联合适航局（现称欧洲航空安全局）和美国联邦航空局的型号合格证，并于同年开始交付使用。

Do.328 研制费估计为 4 亿美元。截至 1998 年 12 月，共有 107 架确认订单，30 架意向订单。到 2008 年，还有 80 架 Do.328-110 在运营，主要运营商有：德国卷云航空公司（10 架）、澳大利亚阿尔卑斯航空公司（Air Alps）（7 架）、斯堪的纳维亚太阳航空公司（Sun Air of Scandinavia）（7 架）。

原多尼尔公司的母公司德国戴姆勒－奔驰

宇航公司在1996年年中将80%的股权出售给美国费尔柴尔德(Fairchild)，而公司的名称亦从多尼尔改为费尔柴尔德·多尼尔。2003年1月，美国AvCraft航空股份有限公司购买了费尔柴尔德·多尼尔公司的整个Do.328项目，2005年3月，AvCraft公司破产，同年12月25日，英国联合喷气机服务公司（Corporate Jet Services）接管了其主要业务，并于2006年1月11日成立新的Do.328服务保障有限公司。



主要型别

Do.328-100 基本型。后由Do.328-110取代。原有的Do.328-100都已升级到Do.328-110。

Do.328-110 标准型。在Do.328-100基础上改进。最大起飞重量增加，航程增加，外形布局变化包括改变背鳍和腹鳍的形状和位置，襟翼偏转角为32°，降低进近速度和缩短着陆距离。

Do.328-120 短距起降型。适合在短跑道机场使用，增大背鳍和腹鳍，起飞场长缩短到800m，1996年获得欧洲联合适航局型号合格证。

Do.328-130 经济型。改善了使用经济性，配有增强舵偏系统（REDS）。

设计特征

Do.328是在Do.228基础上研制的更大、更先进的涡桨支线运输机，采用了新的T形尾翼，客舱加宽，安装普惠加拿大公司PW119系列涡桨发动机。

机翼 采用上单翼结构，机翼平面形状特别，发动机短舱间的翼段采用直机翼，发动机短舱外采用小后掠角的后掠机翼，翼尖斜削，机翼截面采用超临界翼型，并采用新的襟翼系统。

机身 采用新设计的增压机身结构，机身截面近乎圆形。座椅宽度和过道处舱内高度和波音727/737的相当。

起落架 可收放前三点式起落架，采用美国本迪克斯公司的双机轮及刹车装置，前轮胎压3.72×10^5Pa，主轮胎压6.55×10^5Pa。

动力装置 两台普惠加拿大公司PW119A涡桨发动机，单台功率1353kW，机翼油箱总燃油容量4045L。

座舱 双人制驾驶舱。客舱设30～33个座椅，每排3座，排距79cm或76cm，中间过道宽46cm。空勤人员和乘客舱门在左前侧，行李舱门设在左后侧。客舱和后气密隔框之间设有货舱。

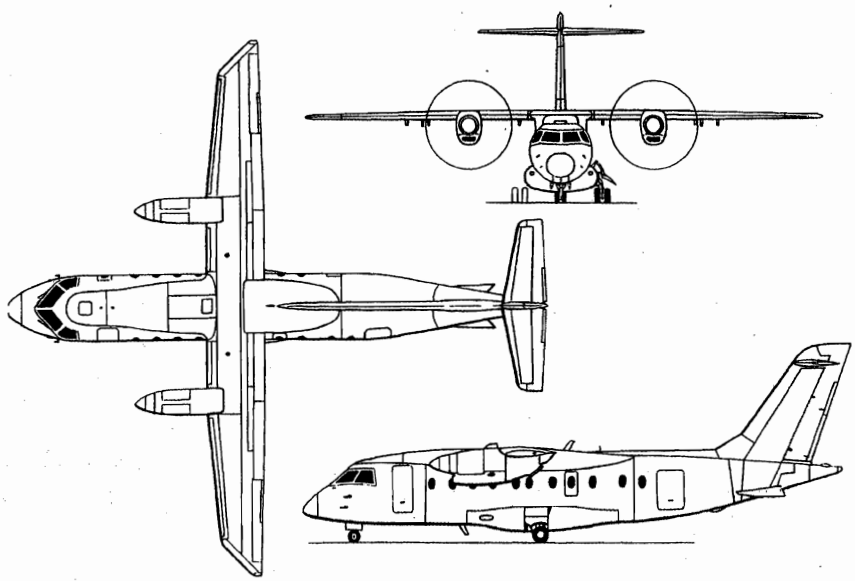
系统 空调系统和增压系统是标准设备，液压系统和两套交流/直流电源系统装在主起

落架整流罩中，辅助动力装置可选用。

机载设备 美国霍尼韦尔公司SPZ-8800“玻璃驾驶舱”，装有综合电子飞行仪表系统、自动飞行控制系统、飞行管理系统、发动机指示与机组告警系统，数字式大气数据计算机，带先进光纤激光陀螺的姿态/航向基准系统，雷达高度表，Primus 650气象雷达，Primus Ⅱ数字式无线电系统等。

使用特点

Do.328与同级别的喷气式客机相比，直接使用成本相近或更低，但却提供了宽体机身的舒适性，座椅的空间甚至比波音727或波音737客机还宽敞，所以自1993年取得适航证并投入市场后，共有超过100架Do.328交付用户使用，可是由于同级飞机市场的产品种类繁多，竞争异常激烈，销售业绩一直不理想，特别是20世纪90年代中期以后，各种50座以下的支线涡扇客机的开发计划应运而生，像Do.328这类螺旋桨客机逐渐被挤出市场，最后一架Do.328于1999年出厂后停止了生产，转入开发Do.328JET涡扇支线客机。



技术数据

外形尺寸			
机长	21.28m	主轮距	3.22m
机高	7.24m	前后轮距	7.422m
翼展	20.98m	螺旋桨直径	3.50m
		螺旋桨离地间距	0.785m

客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.7m × 0.7m
行李舱门（后、左）	
高 × 宽	1.4m × 0.92m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	10.27m
最大宽度	2.18m
最大高度	1.89m
重量及载荷（标准）	
最大起飞重量	13990kg
最大着陆重量	13230kg
最大商载	3690kg
最大零燃油重量	12610kg
最大翼载	349.75 kg/m^2
最大功率载荷	
正常起飞	4.94kg/kW
短距起飞	4.20kg/kW
性能数据	
最大巡航速度（6100m 高度）	620km/h
最大爬升率（海平面）	12.3m/s
设计巡航高度（正常）	7620m
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	1088m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	1164m
航程（30 名乘客，最大巡航速度，185km 余油或 45min 留空时间）	
7620m 高度	1666km
9450m 高度	1852km

Do.328JET（多尼尔328JET）

美国费尔柴尔德·多尼尔公司（原德国多尼尔公司）

项目概况

Do.328JET 是费尔柴尔德·多尼尔公司在 Do.328 基础上研制的 32 ~ 34 座双发涡扇支线运输机，最初被称为 Do.328-300，后来改称为 Do.328JET，以与 Do.328 螺旋桨飞机相区别。Do.328JET 是德国多尼尔公司准备为适应涡扇喷气支线飞机市场需求而开发的产品，然而随后发现，公司的技术储备和财务实力距开发涡扇支线客机有一定的差距，于是其母公司戴姆勒－奔驰公司在 1996 年中将多尼尔公司 80% 的股权出售给美国费尔柴尔德公司，一方面利用费尔柴尔德公司的研制力量，另一方面为研制产品进行融资，而公司的名称也改为费尔柴尔德·多尼尔公司。新公司本身没有 Do.328 系列客机的生产权，生产权仍然由原母公司戴姆勒－奔驰公司所拥有，而新公司以支付使用费的方式，向母公司购买生产权。

费尔柴尔德·多尼尔公司于 1997 年 6 月在法国巴黎航展上宣布 Do.328JET 项目正式启动，第一架原型机于 1997 年 12 月 6 日出厂，1998 年 1 月 20 日首飞，接着又生产了 3 架原型机，第一架用于性能认证试验，第二架用于航电设备认证试验，第三架用于功能和可靠性试验以及模拟航线运行试验。

Do.328JET 于 1999 年 7 月 8 日获得欧洲航空安全局认证，1999 年 7 月 15 日获得美国联邦航空局认证，1999 年 7 月首次交付，1999 年总共交付 15 架，2000 年交付 33 架，到 2001 年 7 月，在役飞机已累计飞行 100000h。在海南航空公司的 Do.328JET 运行时间最长，接近飞行 4000h，目前还有一部分飞机仍在使用。2002 年由于费尔柴尔德·多尼尔公司宣布破产，Do.328JET 的生产亦暂时被中止。

2003 年，美国的 AvCraft 公司取得了 Do.328 和 Do.328JET 生产权后，于 2004 年重新启动了 Do.328JET 生产线，并投资开发在 Do.328JET 基础上的 48 ~ 50 座增重增程型 Do.428JET。

2005 年由于美国两大 Do.328JET 主要用户决定改用其他飞机，超过 30 架出厂的 Do. 328JET 被迫封存，加上一些购买了 Do.328 和 Do.328JET 飞机的亚洲航空公司未能及时付款，造成流动资金危机使公司宣布破产，并且公司首席执行官因在德国涉嫌商业诈骗而被捕，最终 Do.328JET 于 2005 年正式停产，Do.428JET 项目也同时终止。

主要型别

Do.328JET 标准客机型。配置 32 座，排距 79cm。

Do.328JET SMA 军用型。用于巡逻、空中预警（AEW）等军事用途。

Do.328JET 货运型。机身后部增开大舱门，可装载集装箱或货盘。

Do.428JET 增程型。在 Do.328JET 基础上

改进，机身和机翼的尺寸都有所增加，发动机、环控系统、刹车系统进行了相应的改进，载客48～50人。

设计特征

Do.328JET是在Do.328基础上发展的，主要变化是用普惠公司PW306B涡扇发动机替代了原来Do.328使用的PW119涡桨发动机，机翼弦长增加了100mm，使展弦比有所减小，机翼油箱的燃油容量略有增加，机翼前缘和襟翼有所变化，采用单缝富勒襟翼，水平尾翼采用突角补偿升降舵，升降舵和方向舵有调整片，起落架和刹车系统加强。

机翼 机翼采用轻合金结构，机翼后缘、头锥、尾锥和背鳍采用凯芙拉/CFRP复合材料。

机身 机身与Do.328相同，但为适应改换动力装置后重量、速度和巡航高度的增加，增强了连接机翼和起落架的第24、第26隔框。

起落架 可收放前三点式起落架。与Do.328相比，起落架结构进行了增强，并增加了双刹车防滑系统和碳刹车片。主轮规格25.5×8.75-10，胎压8×10^5Pa；前轮规格19.5×6.75-8，胎压4.4×10^5Pa。

座舱 客舱为单通道每排3座布局，标准配置32座，排距79cm，座宽46cm，通道宽45.7cm，通道高度1.89m。空勤人员和乘客舱门在左前侧，行李舱门设在左后侧。客舱和后气密隔框之间有货舱。

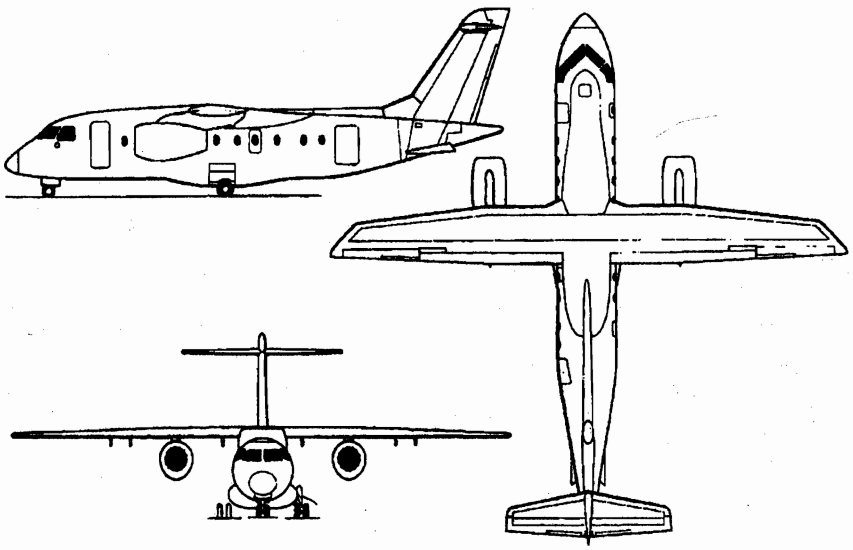
动力装置 机翼下吊装两台普惠加拿大公司PW306B涡扇发动机，单台推力26.9kN，装有全权数字式发动机控制系统。选用美国哈泽尔公司（Hartzell）的6桨叶螺旋桨，机翼油箱总燃油容量4268L。

系统和设备 标准配备空调系统，增压系统，英国GKN韦斯特兰公司的环控系统，液压系统，两套交流/直流电源系统装在主起落架整流罩中，美国霍尼韦尔公司36-150(DD)型辅助动力装置安装在机身的尾锥内，可以用地面电源装置起动，航电主系统选用霍尼韦尔公司的Primus 2000系统，5管多功能显示器。

使用特点

Do.328JET与Do.328保持较高的通用性，继承了Do.328低运营成本和舒适性的特点，如客舱宽敞，乘客在通道可以站立，较低的直接运营费用以及良好的爬升性能使其能在条件稍差的短跑道机场起降等，从而在技术和经济性方面有一定的优势，但是由于主要生产线还是在生产成本昂贵的德国本土，在市场竞争中没有价格优势，销售业绩一直不佳，加上公司同期还要开发Do. 428JET/528JET/728JET/928JET等多种新支线客机，造成严重的财务危机，大量的负债迫使公司宣布破产。

从Do.328JET的开发过程可以看出，民用客机是典型的“市场一票否决制”产品，仅依靠先进技术很难保证市场上的成功，除了考虑使用经济性外，还需要控制合理的生产成本。此外，因为民用客机销售的资金回流周期很长，所以民用航空生产企业管理上特别要控制现金流动，一旦出现现金流周转危机就会引起一系列的连锁反应，很可能导致企业破产。



技术数据

外形尺寸	
机长	21.23m
机高	7.05m
翼展	20.98m
展弦比	11.0
机翼面积	40.00m^2
主轮距	3.22m
前后轮距	7.42m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.70m × 0.70m
服务舱门（后、右）	
高 × 宽	1.25m × 0.51m
行李舱门（后、左）	
高 × 宽	1.40m × 0.92m
内部尺寸	
客舱（含行李舱，不含驾驶舱）	
长度	10.33m
最大高度	1.89m
最大宽度	2.18m
地板宽度	1.83m
行李舱总容积	6.4m^3
重量及载荷	
使用空重	9420kg
最大起飞重量	15200kg
最大着陆重量	14390kg
最大商载	3650kg
最大零燃油重量	12610kg
最大翼载	380.0kg/m^2
最大推力载荷	282.0kg/kN
性能数据	
最大巡航速度（海拔 7620m，国际标准大气 +10℃）	741km/h
实用升限	10670m
单发升限	7528m
起飞场长	1382m
着陆场长	1306m

Do.728JET（多尼尔728JET）

美国费尔柴尔德·多尼尔公司

项目概况

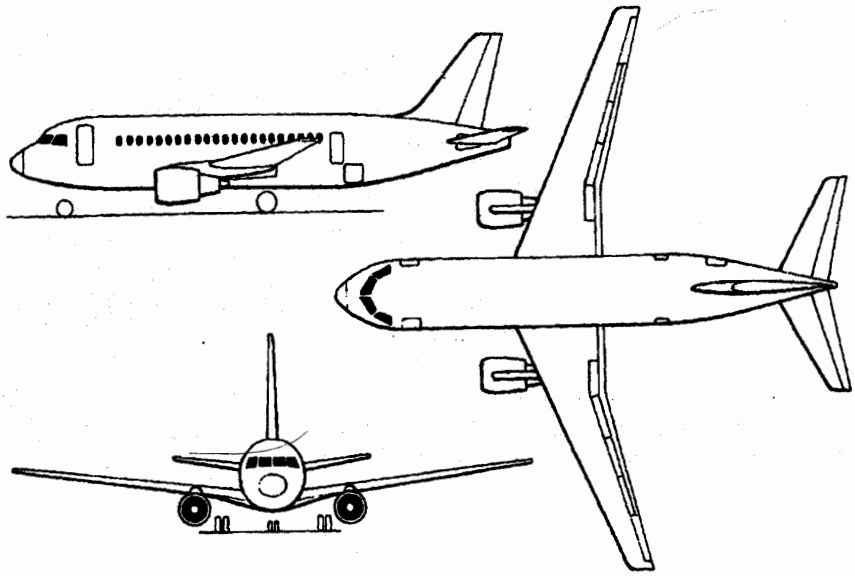
美国费尔柴尔德·多尼尔公司意识到市场对55～110座客机的需求，决定研制开发全新的Do.728JET系列，包括55～65座Do.528JET、70～85座Do.728JET、95～110座Do.928JET，并宣称该系列飞机具有很高的通用性，原计划2001年获得适航证，然而由于公司存在越来越严重的财务危机，该机型一直未能投入市场运营。

设计特征

Do.728JET采用后掠下单翼、常规平尾，翼吊式发动机布局，采用美国通用电气公司的CF34系列涡扇发动机，单台推力55.6kN，客舱为单通道每排5座布局，标准载客70人。

使用特点

与巴西航空工业公司差不多同时期推出的E170/175相比，Do.728JET/928JET完全是为了应对市场而匆匆上马的“应景”项目，加上公司当时的实力已经是“心有余而力不足”，最后不了了之也是理所当然的了。



技术数据（设计值）

外形尺寸	
机长	26.44m
机高	8.44m
翼展	26.39m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	15.67m
最大高度	2.05m
最大宽度	3.17m
重量及载荷	
使用空重	19450kg
最大起飞重量	33000kg
最大商载	7700kg
最大载油量	7450kg
性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）	
最大巡航速度（95% 最大起飞重量）	852km/h
正常巡航速度	818km/h
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	1525m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	1370m
航程（载客 70 人）	2222km

EMB-120

巴西航空工业公司

项目概况

EMB-120“巴西利亚”是巴西航空工业公司在EMB-110基础上研制的双发涡桨支线客机。如果说EMB-110是一种通用飞机的话，那么采用密封增压客舱的30座EMB-120“巴西利亚”是一种真正的支线客机，它也是巴西航空工业公司开始进入支线飞机领域的标志。

EMB-120研制工作始于1978年，1979年9月开始方案设计工作，1980年4月木质样机首次展出，1983年7月27日第一架原型机首飞，第二架和第三架原型机分别于1983年12月21日和1984年5月9日首飞，3架飞机总共试飞1200飞行小时，第四和第五架原型机分别用于静力和疲劳试验，第六架原型机作为预生产型验证机。

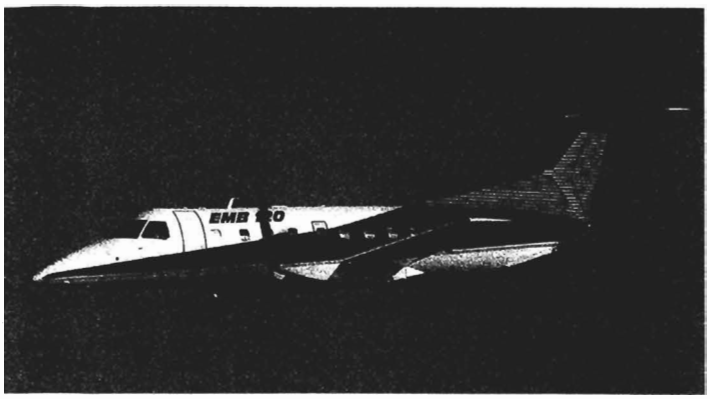
1985年5月16日，EMB-120取得巴西适航当局（CTA）（现为巴西国家民航局，ANAC）型号合格证，1985年7月9日取得美国联邦航空局型号合格证，1986年先后取得英国民航局、法国民用航空总局和德国联邦航空局的型号合格证，1990年4月又获得澳大利亚运输部的型号合格证。

EMB-120的第一家用户是美国西南大西洋航空公司，共订购10架，1985年8月美国西南大西洋航空公司的第一架EMB-120投入运营。

截至2007年，巴西航空工业公司共向14个国家交付了355架EMB-120飞机（包括样机），其中包括巴西空军的4架VIP型。

进入20世纪90年代以后，全球范围内对20～30座支线飞机需求量急剧下降，1995年此类飞机的总产量为84架，而到了2001年就降到了6架。在2002～2007年间，除在2007年第三季度向军用市场交付了一架此型飞机外，再也没有生产过此型飞机。

尽管巴西航空工业公司目前还在销售EMB-120飞机，但至少在民用领域，在2008～2016年的市场预测中没有对EMB-120



的需求。

主要型别

EMB-120 基本型。采用功率为1118.5kW的PW115发动机和美国汉胜公司的14RF型4桨叶螺旋桨。

EMB-120ER 延程型。现在为标准型，1991年6月启动，1992年2月取得巴西适航当局适航证。

EMB-120RT 为了达到更好的使用性能，使用了功率为1342kW的PW118发动机。

EMB-120FC 全货型。是由巴西航空工业公司同意、由美国IASG公司在美国开发的EMB-120RT货运型飞机，2000年6月完成原型机制造，并在同年的英国范堡罗航展上展出。该机货舱容积为31.0m^3，最大有效载荷3700kg。空机重量7200kg，最大起飞重量12000kg，后机身左侧有一个2m×1.6m大货舱门，用于装卸货物。美国南北航空公司（North South Airways）订购了10架。

EMB-120QC 客货混合型。该飞机可以根据需要在40min内完成飞机地板与侧壁防护装置、火灾监测系统、驾驶舱后部防烟屏、可活动的后部增压隔板以及货物固定装置的更换，从可运载30名乘客的客运布局转换成可装载3500kg货物的全货运型布局，同样可以在50min内完成从货运型到客运型的转换，第一批飞机于1993年5月14日交付。

EMB-120ERBA 巴西利亚先进型。该机型采用了新的客舱照明设备、重新设计的驾驶舱和客舱通风系统、新的驾驶舱遮阳板、改进的扰流阻力片，而且还将行李舱/货舱载重量增加到700kg，并在降低运行与维修费用的同时，最大限度地提高乘客舒适性与飞机的签派能力。首批EMB-120ER飞机于1994年交付。

EMB-120 Cargo EMB-120ER的全货型。具有4000kg有效载荷，配有地板与侧壁防护装置、火灾监测系统、驾驶舱与客舱间防烟屏以及货物固定装置。

EMB-120K 海上监测或反潜型。此型飞机是为了满足巴西空军的需要而研制生产的。1999年开始研制，具有空中加油功能，能够提供15h的续航时间。

EMB-120 公务型。第一个用户是美国联合技术公司，用于美国东半部的公务运输，1986年开始交付，客舱内有18个座椅。

VC-97 军用型。标准30座布局，作为政府和军队高级官员的专机在巴西境内使用。巴西空军订购的飞机于1987年年初交付使用。

设计特征

EMB-120采用下单翼和T形尾翼布局，发动机装在机翼上，光滑的机头加上单曲面风挡，使机头上部在飞行中具有层流流动特点，机身主要部分是圆形截面的增压结构，广泛采用化学铣蒙皮及蜂窝壁板结构，机翼、平尾、垂尾的前缘和整流罩也均采用凯芙拉增强复合材料及蜂窝结构，采用双人制驾驶舱，两套操纵系统。

机翼 采用悬臂式下单翼布局，翼根翼型

NACA23018（修形），翼尖翼型NACA23012，66%翼弦处上反角6°30′，安装角2°。

机翼主翼盒由3根分别在15%、28%、66%弦线处的翼梁、翼肋、加强件和蒙皮组成，翼梁缘条是用2024或7050铝合金型材机械加工而成，蒙皮壁板是用2024和7475层压板化学铣切而成，前缘、翼尖和翼根整流罩是用凯芙拉增强玻璃纤维制造的，发动机短舱内外侧的全金属双缝富勒后缘襟翼用电控制的液压作动筒作动，每侧发动机短舱下部有一个小型简单襟翼。

机翼的前缘贴有使用发动机引气的除冰带，没有前缘缝翼，机翼上也没有扰流片和减速板，但在外侧襟翼和副翼之间的上表面设计有小型翼刀，机翼外侧有内补偿的全金属副翼，右侧副翼上装两个调整片，左侧副翼上装一个调整片，用于横向配平，副翼由两个不可逆机械作动筒作动，通过钢索手动操纵。

机身 采用普通全金属半硬壳破损安全结构，整个机身均为圆形截面，采用化学铣切挤压型材加强蒙皮，所有结构均用2024、7050和7475铝合金制造，满足美国联邦航空条例第25部中有关损伤容限的要求，除头锥和尾锥外，均为增压结构。在后机身下部有两个腹部边条。

尾翼 采用悬臂后掠式T形水平尾翼，后缘装有突角补偿升降舵，两侧升降舵都装有机械调整片，后掠式垂直尾翼根部的前面有凯芙拉增强玻璃纤维的背鳍，方向舵液压操纵。平尾和垂尾前缘都有发动机引气除冰带。

起落架 采用液压可收放前三点式起落架，均为双轮，装油气缓冲器，均向前收起，前轮可转弯操纵，主轮规格为24×7.25-12，胎压6.90×10^5～7.58×10^5Pa；前轮规格18×5.5，胎压4.14×10^5～4.83×10^5Pa，碳刹车和防滑装置是标准装置，可选装自动刹车装置。

动力装置 两台普惠加拿大公司PW118或PW118A涡桨发动机，单台功率为1342kW，采用美国汉胜公司14RF-9型4桨叶恒速可逆桨距全顺桨螺旋桨，桨叶是铝合金梁的玻璃钢结构，每侧机翼内有两个整体油箱，总油量3340L，可用油量3312L，右机翼外侧下翼面有

压力加油口，每侧机翼的上表面有重力加油口，滑油量9L。

座舱 客舱中设服务员座椅和30名乘客座椅，每排3座，排距79cm。客舱中设衣帽间、厨房和卫生间，备有舱顶行李架，主舱门在左侧机翼前，向下打开，连有登机梯，Ⅱ型应急出口在机舱后部右侧，机翼上方有Ⅲ型应急出口，机身每侧一个，增压行李舱在客舱的后部，左侧有一个大货舱门。

系统 客舱空调和增压系统的最大压差为0.48×10^5Pa。两套液压系统的工作压力为207×10^5Pa，用于收放起落架、襟翼、方向舵和减速板以及前轮转弯操纵。每套系统有一个应急备用电动泵，还有一个备用手摇泵，用于应急放下起落架，主电源是两台28V、400A的直流起动/发电机，辅助电源是两台28V、100A直流无刷发电机，一个24V、40A·h镍镉电池，450V·A的主静态变流器和备用变流器提供26/115V、400Hz的交流电源，一个高压氧气瓶供乘员使用，每位乘客都有一套化学制氧设备，机翼和尾翼前缘以及发动机进气口均使用冷气除冰系统，风挡、螺旋桨和空速管均使用电热防冰系统。可选用美国加雷特公司GTCP36-150（A）辅助动力装置。

机载设备 采用美国柯林斯公司Pro Line Ⅱ数字式电子装置，包括两个VHF-22通信电台、两个VIR-32甚高频导航系统接收机、一个ADF-60A无线电罗盘、一个TDR-90应答器、一台DME41测距仪、一台WXR-270气象雷达、两套AHRS-85数字式捷联姿态/航向基准系统、两套ADI-84姿态/航向指示器、两套EHSI-74电子航道罗盘、一套DMEIL-81应急定位发射机以及IET备用姿态指示器等设备。

选装设备有：第三套甚高频通信电台，第二套应答器和测距设备，WXR-300气象雷达，两套EFIS-86电子飞行仪表系统，一台MFD-85多功能显示器，英国Racal公司RN 5000导航设备，一套APS-65数字式自动驾驶仪，一套或两套FCS-65数字式飞行指示器，一套或两套ALT-55无线电高度表，一套或两套加拿大马可尼公司CMA-771阿尔法甚低频/欧米伽导航设备，微波着陆系统和贴地飞行告警系统等。

使用特点

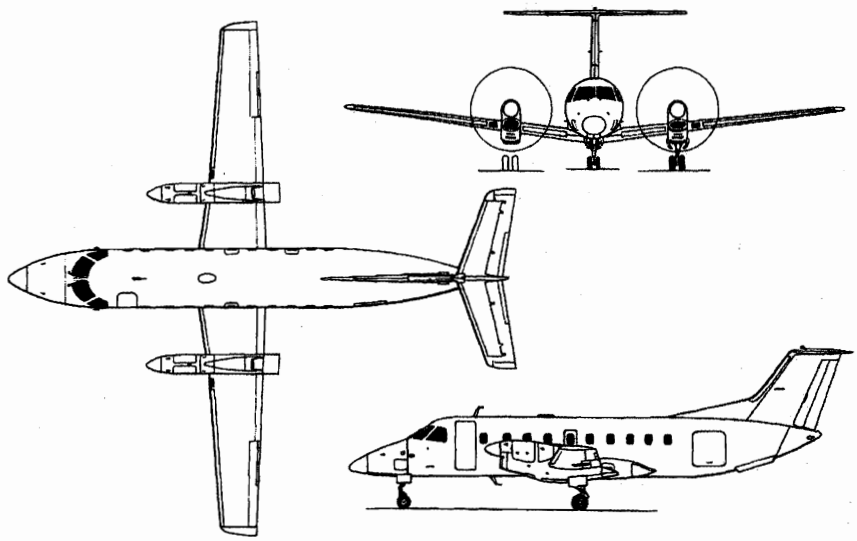
EMB-120在飞机设计阶段全面征求了国外用户的意见，以其价格便宜、机载设备先进、使用维修费用低，一度成为国际支线客机市场上的热销产品和美国支线航空公司的骨干飞机，在1990～1994年间，EMB-120是美国年度利用率最高的支线飞机。

EMB-120是按美国联邦航空条例第25部设计的，机体设计寿命为40000飞行小时或60000个起落。这种飞机主要是为185km航段的短途航线而设计，在中途不加油的情况下可连续飞行3个航段，并留有飞行45min的余油。

EMB-120采用大展弦比、梯形直机翼，并把原来的低速层流翼型改为高升力的超临界翼型，提高了复合材料的用量，换装噪声小、效率高的螺旋桨，改进了机载设备，提高了安全性和可靠性。

EMB-120的客运型配备有新的客舱照明设备、重新设计的驾驶舱和客舱通风系统、新的驾驶舱遮阳板等，保证了客舱内环境条件的适宜，提高了舒适性。

EMB-120的机舱可根据需要改装成全货运型、公务型或军用运输型等布局，也可改装成载客24人或26人，并在扩大的后部行李舱中载900kg货物的客货混合型布局，在40～50min内，就可以实现客运和货运的不同型别间的灵活转换，大大提高了运营经济性。



技术数据

外形尺寸	
机长	20.07m
机身长	18.73m
机高	6.35m
翼展	19.78m
展弦比	9.9
机翼总面积	39.43m^2
主轮距	6.58m
前后轮距	6.97m
螺旋桨直径	3.20m
螺旋桨离地间距	0.52m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.70m × 0.77m
货舱门（后、左）	
高 × 宽	1.36m × 1.30m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱和行李舱）	
长度	9.38m
最大宽度	2.10m
最大高度	1.76m
地板面积	15.0m^2
容积	27.4m^3
后行李舱容积	
30 座布局	6.40m^3
全货型	2.70m^3
客货混合型	11.0m^3
重量及载荷	
使用空重	7560kg
最大起飞重量	11990kg
最大着陆重量	11700kg
最大停机坪重量	12080kg
最大商载	3340kg
最大零燃油重量	10500kg
最大翼载	304.1kg/m^2
最大功率载荷	4.47kg/kW
性能数据（最大起飞重量，国际标准大气）	
最大飞行速度	504km/h
最大平飞速度（高度 6100m）	606km/h
远程巡航速度（高度 7620m）	500km/h
失速速度（发动机停车）	

襟翼收上	223km/h
襟翼放下	165km/h
最大爬升率（海平面）	12.7m/s
最大巡航速度（高度 7620m）	
PW118	555km/h
PW118A	580km/h
实用升限	
PW118	8840m
PW118A	9750m
起飞场长 (FAR25 部)	1550m
着陆场长 (FAR135 部，最大着陆重量，海平面)	1390m
航程（高度 7620m、飞行 185km 或 45min 用余油）	
最大载客量（30 人或载重 2721kg）	
PW118	1575km
PW118A	1482km
最大燃油重量（载客 20 人或载重 1785kg）	
PW118	3017km
PW118A	1570km
噪声特性	
起飞噪声	81.2dB
进近噪声	92.3dB
侧向噪声	83.5dB

EMBRAER 170/175（ERJ-170/175）

巴西航空工业公司

项目概况

ERJ-170/175（现称 EMBRAER 170/175，简称 E170/175）是巴西航空工业公司研制的 70 ～ 80 座双发涡扇系列支线运输机。

从 20 世纪 90 年代后期开始，航空运输市场发生了巨大的变化，主要表现为许多大航空公司运力过剩，大量的大型干线飞机停飞，另一方面现有运输网络越来越不满足全球经济和旅游活动的需求，急需增加大量的点到点“瘦长”型航线，而适应这类航线的最合适的飞机显然不是大型的干线飞机，而是 100 座级左右的中小型飞机。

巴西航空工业公司敏锐地预见到这种新的变化将给 70 ～ 110 座级的支线飞机市场带来巨大的商机，从而发表了具有战略意义的《70 ～ 110 座规则》报告，提出了开发 70 ～ 110 座级的大支线飞机概念，认为这类大支线飞机向下连接中、小型支线飞机，向上衔接大、中型干线飞机，灵活性上接近前者，舒适性上则近似后者，不仅兼具干、支线飞机优势而又不乏自身特色。

鉴于当时在全球支线飞机市场上，70 ～ 110 座级的喷气式支线客机寥寥无几，1999 年 6 月，巴西航空工业公司在法国巴黎航展上，提出了将总投资 8.5 亿美元，研制公司的第二大 ERJ-170/190 喷气式支线客机。同时，巴西航空工业公司宣布联合全球 16 家宇航公司正式启动 ERJ-170/175/190/195 4 个系列支线飞机，和 ERJ-145/135/140 系列飞机一起，将巴西航空工业公司的支线飞机涵盖了从 30 座级到 100 座级的整个范围。

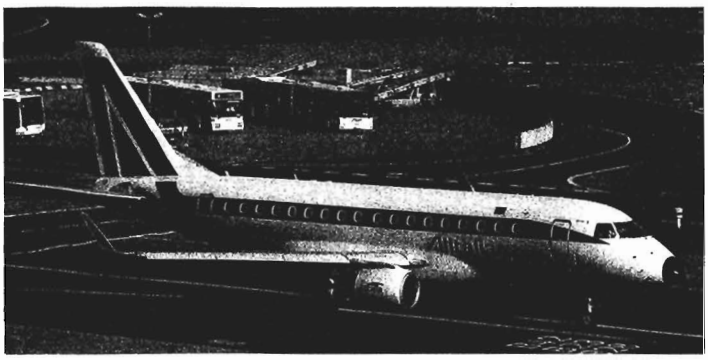
第一架 ERJ-170 飞机于 2001 年 10 月 29 日生产，2002 年 2 月 19 日首飞，2003 年 11 月 13 日获得巴西适航当局的临时型号认证，2004 年 2 月获得美国联邦航空局与巴西适航当局的正式认证，接着在同年第一季度获得欧洲航空安全局的认证。与此同时，2001 年 10 月，巴西航空工业公司将 ERJ-170/175 更名为 EMBRAER 170/175，并简称为 E170/175。这里的“E”有着多重含义，包括工程学、生物工程学、经济、效率、环保等。其最终目标是实现经济性、通用性、舒适性、环保性等优势的高度集成，创造技术和商业的双重成功。

最初的两架 E170 飞机分别于 2004 年 3 月 8 日和 10 日交付给了波兰航空公司和意大利航空公司，公司同时对随后生产的两架静力试验机体继续进行了静态疲劳试验，达到了 5000 次模拟飞行、2500h 实际飞行的目标，并验证了 80000 个循环的经济使用寿命。到 2005 年年底，就获得了来自全球 11 个用户的 198 架确认订单和 114 架意向订单。

E175 是 E170 的加长型，机身加长 1.77m，可搭载 78 ～ 88 名乘客，该机于 2003 年 6 月首飞，2004 年 12 月取得巴西适航当局型号适航证，2005 年 7 月获得加拿大运输部适航证，2005 年 7 月下旬开始向加拿大航空公司交付飞机，2006 年 8 月获得美国联邦航空局适航证。2007 年 5 月，推出了 E170 和 E175 的增程型。

截至 2008 年第三季度，E170/175 的民用型的确认订单为 321 架，意向订单 273 架，其中 E170 的确认订单为 187 架，意向订单 100 架，已交付 143 架；E175 的确认订单为 134 架，意向订单为 173 架，已交付 100 架。

按 2007 年美元币值计算，E170 的单价为



2750万～2900万美元，E175的单价为3000万～3100万美元。

主要型别

E170吊装两台美国通用电气公司的CF34-8E发动机，单台推力为63.2kN，基准型配置70～78个座位。E170主要型别包括：

E170 标准型。搭载70名乘客的航程为3120km，最大起飞重量35990kg。

E170LR 远程型。搭载70名乘客的航程为3672km，最大起飞重量为37200kg。

E170AR 增程型。2007年5月推出，搭载70名乘客的航程可达3856km。

ECJ-170 公务型。在E170远程型基础上改装，在行李舱内加装副油箱，其航程可超过7408km。

E175采用与E170相同的动力系统，主要型别包括：

E175 标准型。将E170的机身延长了1.78m，搭载78名乘客的航程可达2754km，最大起飞重量为37500kg。

E175LR 远程型。搭载78名乘客的航程可达3304km，最大起飞重量为38790kg。

E175AR 先进增程型。2007年5月推出样机，搭载78名乘客的航程为3672km。

设计特征

机翼 下单翼、翼梢小翼。电传操纵副翼与方向舵，同时每个机翼上装有双缝襟翼、4段前缘缝翼以及5段扰流片。

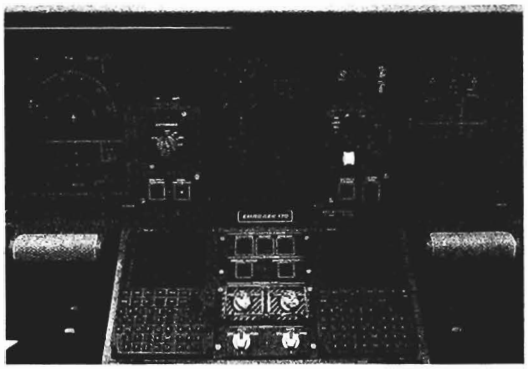
机身 采用双气泡形机身截面。

尾翼 采用全动式水平尾翼。

起落架 可收放前三点式起落架，双轮结构，轮胎规格H38×13.0-18，采用飞机刹车系统公司的碳刹车系统。

动力装置 E170/175系列采用了翼吊两台美国通用电气公司CF34-8E涡扇发动机和美国古德里奇公司生产的新式短舱，CF34-8E发动机最大起飞推力为63kN，大量应用了美国通用电气公司在动力装置方面的优势技术，采用了直径为1.17m的宽弦风扇叶片，并配备有新的全权数字式发动机控制系统，具有自动起动、预防热起动、自动功率储备检测/激活、自动空中点火及连续自行检测和内置诊断等功能。

座舱 客舱布局为每排4座、排距81cm，此外，在E170和E190上可选装头等座舱，每排3座。



机载设备 采用美国霍尼韦尔公司的Primus Epic电子飞行仪表系统，标配法国泰雷兹公司的综合电子备份仪表（IESI）系统。

使用特点

巴西航空工业公司对该系列飞机的研制提出了5个目标：无与伦比的经济性，优异的性能，突出的舒适性，良好的环保性和高水平的通用性。为了实现以上目标，巴西航空工业公司在产品开发中采用了虚拟仿真技术、电传操纵系统、新型发动机、复合材料等多项先进技术和工艺，确保了飞机在性能、结构效率、乘坐舒适性、成本效益和维修性等方面的优势。

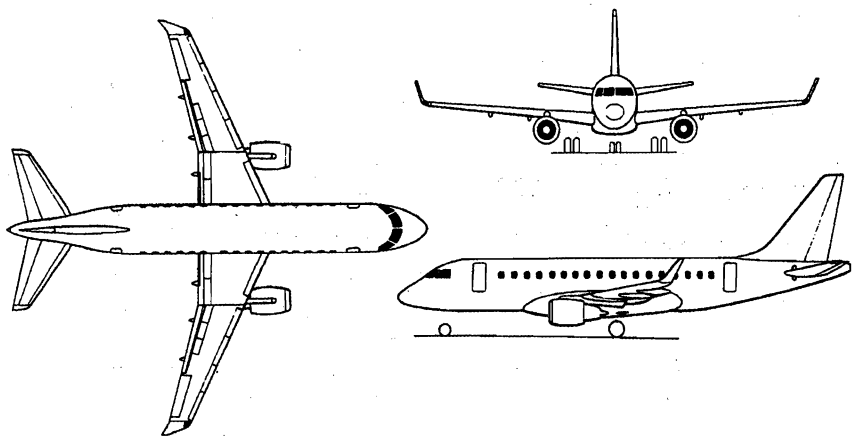
在1999年6月正式启动E170/190项目之前，巴西航空工业公司花费了两年多的时间进行市场调研，最后决定放弃ERJ-145的尾吊发动机布局，采用了大型客机常用的翼吊发动机和带翼梢小翼的高气动效率机翼，并采用了双气泡形机身截面，从而使E170具备了大型飞机的诸多优点，包括具有可以设置豪华舱布局的能力，两个前舱门和两个后舱门，前后厨房和前后卫生间，宽敞的客舱，大容量的头顶行李架和座位下空间，以及供放置行李或载货的大型前后货舱，方便了乘客的登机/离机和舱内的活动。

双气泡形机身截面还使得E170/190飞机的客舱内部高度达到2m，客舱容积超过了同级的支线飞机，加之采用十分宽松的座位布局，也为乘客提供了可与干线飞机媲美的舒适度。

E170/175系列飞机是世界上第一种采用电传操纵系统的支线飞机，保证了飞机之间驾驶舱和飞机操纵品质的通用性。同时E170/175系列飞机是按系列化概念设计的飞机，提供通用的系统和零件，采用相同的地面保障设备，可减少用户对备件的需求，不仅E170与E175之间具有极高的通用性，还与以后的E190与E195具有很高的通用性，从而可使航空公司节省大量维修、运营和培训成本。

巴西航空工业公司在销售E170/175系列飞机时，就将其维修性作为一个新的卖点，包括先进的计算机故障诊断系统，可加快维修程序，减少了直接维修成本；内置自检装置，可促进维修工作顺利完成，缩短了航班在机场的周转时间，因此极大地降低了运营商的维修成本。

E170/175系列飞机也很注重环保设计，符合或者超出了国际民用航空组织（ICAO）颁布的关于噪声和污染排放方面的要求。



技术数据

外形尺寸（除注明外，适合所有机型）	
机长	
E170	29.90m
E175	31.68m
机高	
E170	9.67m
E175	9.73m
机身高度	3.35m
机身宽度	3.01m
翼展	26.00m
机翼面积	72.72 m^2
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	
E170	19.43m
E175	21.20m
最大高度	2.00m
最大宽度	2.74m
过道宽度	0.50m
行李舱容积	
前舱容积	
E170	8.7 m^3
E175	10.1m^3
后舱容积	
E170	5.8m^3
E175	7.2m^3
重量及载荷	
使用空重	
E170	21140kg
E175	21810kg
最大起飞重量	
E170 标准型	35990kg
E170 远程型	37200kg
E175 标准型	37500kg
E175 远程型	38790kg
最大着陆重量	
E170	32800kg
E175	34000kg
最大商载	
E170	9000kg
E175	9890kg
最大零燃油重量	
E170	30140kg
E175	31700kg
最大载油量	
E170/175	9335kg
最大翼载	
E170 标准型	494.9kg/m^2
E170 远程型	511.6kg/m^2
E175 标准型	515.7kg/m^2
E175 远程型	533.4kg/m^2
最大推力载荷	
E170 标准型	285kg/kN
E170 远程型	294kg/kN
E175 标准型	297kg/kN
E175 远程型	307kg/kN
性能数据	
最大飞行速度	*Ma*0.82
最大巡航速度（3048m 高度）	593km/h
最大认证高度	12495m
起飞场长	
E170 远程型	1590m
E175 远程型	1734m
着陆场长	
E170 远程型	1316m
E175 远程型	1352m
航程（最大载客量，远程巡航速度）	
E170 标准型	3148km
E170 远程型	3704km
E175 标准型	2963km
E175 远程型	3518km

EMBRAER 190/195（ERJ-190/195）

巴西航空工业公司

项目概况

ERJ-190/195（现称EMBRAER 190/195，简称E190/195）是巴西航空工业公司在E170/175飞机基础上改型的双发涡扇支线飞机。该型机与E170/175系列同时在1999年6月正式宣布启动，其中E190飞机设计为98座，E195设计为108座。之后，巴西航空工业公司将整个E170/190系列飞机统称为E-JET大支线客机系列。

2003年6月10日，E190的启动用户美国捷蓝航空公司签订了100架确认订单和100架意向订单的订货合同。E190第一架飞机于2004年3月12日进行了首飞，2005年8月通过了巴西适航当局的合格审定，并于同年9月通过了美国联邦航空局的合格审定。2005年9月中旬，首架E190交付用户。

E195于2002年8月开始生产，2004年12月完成首飞，2006年6月通过了巴西的各项合格审查，并于同年7月获得欧洲航空安全局适航证，随后于同年9月向英国不列颠欧洲航空公司交付了第一架飞机。2007年7月20日，E195标准型和远程型也通过了美国联邦航空局的合格审定。

截止到2008年第三季度，E190/195系列民用飞机总的确认订单为544架，意向订单为540架。其中E190的确认订单为434架，意向订单为460架，已交付181架；E195的确认订单为110架，意向订单为80架，已交付22架。

E190的单价为3300万～3450万美元，E195的单价为3500万～3650万美元（按2007年币值计算）。

主要型别

E190 在E170机身基础上加长了6.34m，翼展增加了2.72m。主要有E190标准型、E190LR远程型和E190AR增程型3个型别。

E195 在E190的基础上将机身又加长了2.41m，载客量增加到110人。主要有E195标准型、E195LR远程型和E195AR增程型3个型别。

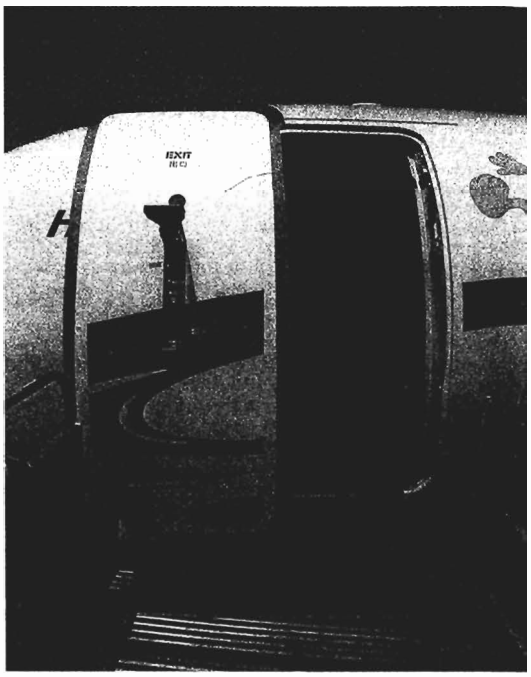
设计特征

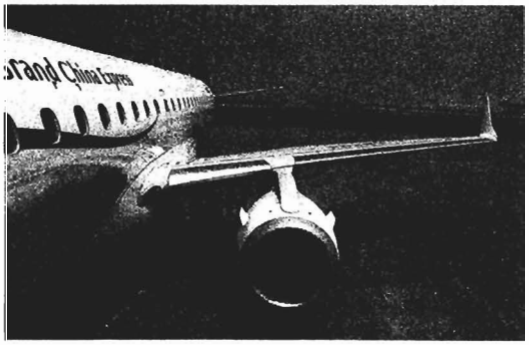
E190/195 系列飞机是 E170/175 机身加长的派生型，所以沿用了 E170/175 系列飞机的基本设计特征。

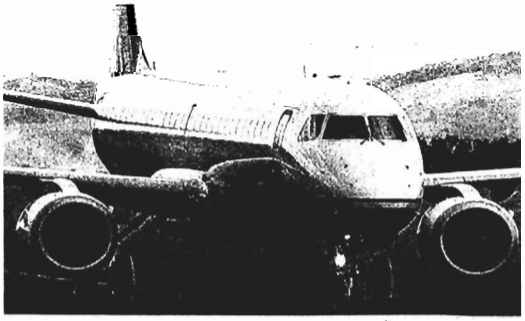
动力装置 美国通用电气公司的 CF34-10E 先进发动机，该发动机采用了直径为 1.35m 的宽弦风扇叶片，最大起飞推力 89kN，配有全权数字式发动机控制系统。

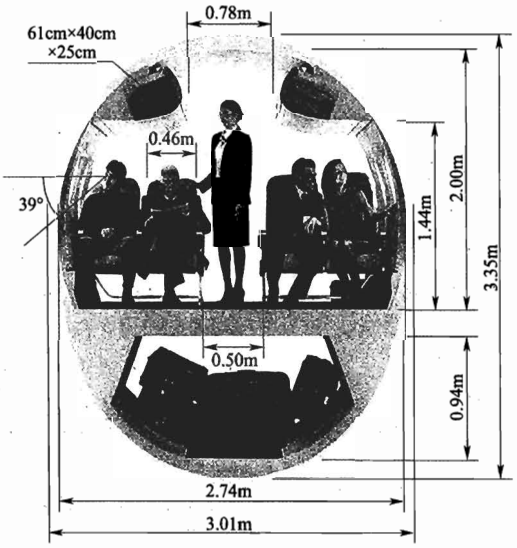
座舱 E190 能载 98 ～ 108 名乘客，E195 能载 108 ～ 118 名乘客，每排 4 座，排距为 81cm 的布局设计。E190 飞机客舱布局可选装头等座舱，每排 3 座。

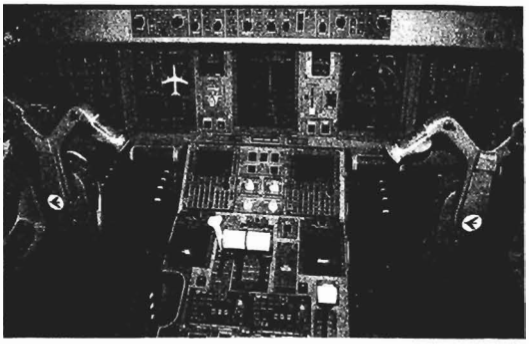
机载设备 与 E170/175 相同。

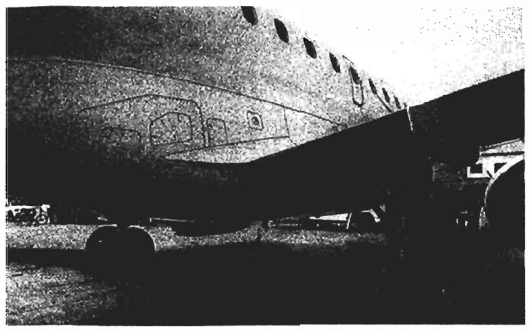


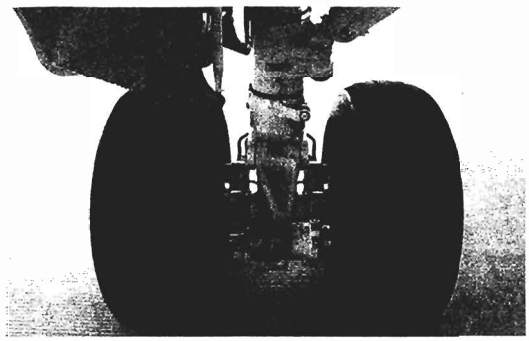












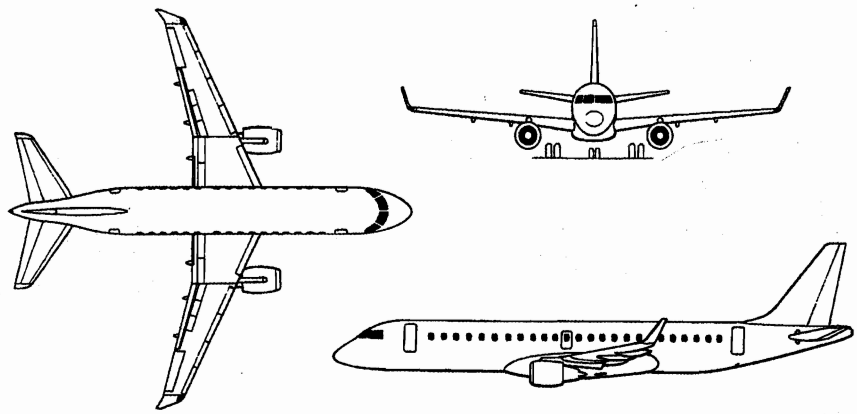
使用特点

巴西航空工业公司推出的每一种新飞机的背后都有明确的市场需求背景，加上E190/195系列和E170/175系列一样，在飞机研发、生产方式、工装和项目管理等方面，通过全面引入“E-JET大支线客机”理念，突出了飞机的优良性能、客舱的舒适性和低廉的运营成本，所以尽管E170/190项目启动以来，也曾遭遇了取证推迟、经济走缓、航空运输市场低迷等不利因素，并因此几度推迟其首架交付时间，但该系列飞机一经面世就获得了良好的市场反响。

特别需要指出的是，尽管E170/190系列飞机在市场上并没有与波音与空客大型飞机制造商有直接的竞争，但E170/190系列飞机所具有的一些大型客机特点，却给波音公司与空客公司造成了巨大的压力，使巴西航空工业公司的工业实力得到了干线飞机制造商的认可与赞赏，空客公司曾经与巴西航空工业公司就联合研制新一代150～200座级窄体干线飞机项目进行了商谈。

新技术战略是巴西航空工业公司保持产品优势的撒手锏之一，在E170/190系列上大胆引进了电传操纵技术，使该机成为世界上第一种采用该技术的支线飞机，由于采用了电传操纵驾驶系统，使E170/175/190/195 4种飞机系统之间保持了高度的通用性，E190与E195之间的系统通用性高达95%，它们与E170/175系列的通用性达到89%，同时与ERJ-145/135系列飞机也具有很强的通用性，从而使航空公司能够节省大量的维修、运营和培训成本。

在E190/195的生产流程上首次采用了新的技术，飞机各部件由各合作伙伴包干组装后再运至总部总装，从而有助于削减成本，缩短生产周期。



技术数据

外形尺寸（除注明外，适合所有机型）	
机长	
E190	36.24m
E195	38.65m
机高	
E190	10.28m
E195	10.52m
机身高度	3.35m
机身宽度	3.01m
翼展	28.72m
机翼面积	92.53m^2
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	
E190	25.76m
E195	28.17m
最大高度	2.00m
最大宽度	2.74m
过道宽度	0.50m
行李舱容积	
前舱容积	
E190	12.5m^3
E195	13.8m^3
后舱容积	
E190	10.1m^3
E195	12.7m^3
重量及载荷	
使用空重	
E190	28080kg
E195	28970kg
最大起飞重量	
E190 标准型	47790kg
E190 远程型	50300kg
E195 标准型	48790kg
E195 远程型	50790kg
最大着陆重量	
E190	43000kg
E195	45000kg
最大商载	
E190	12720kg
E195	13530kg
最大零燃油重量	
E190	40800kg
E195	42500kg
最大载油量	
E190/195	12872kg
最大翼载	
E190 标准型	516.5kg/m^2

E190 远程型	543.6kg/m^2
E195 标准型	527.3kg/m^2
E195 远程型	548.9kg/m^2
最大推力载荷	
E190 标准型	268kg/kN
E190 远程型	282kg/kN
E195 标准型	274kg/kN
E195 远程型	285kg/kN

性能数据

最大飞行速度	*Ma*0.82
最大巡航速度 (3048m 高度)	593km/h
起飞场长	
E190 远程型	2107m
E195 远程型	2251m
着陆场长	
E190 远程型	1392m
E195 远程型	1435m
航程（最大载客量，远程巡航速度）	
E190 标准型	3148km
E190 远程型	4074km
E195 标准型	2778km

ERJ-145/135/140

巴西航空工业公司

项目概况

ERJ-145/135/140 是巴西航空工业公司研制的 37 ~ 50 座双发涡扇系列支线运输机。ERJ-135 和 ERJ-140 是在 ERJ-145 基础上发展起来的衍生型。

1995 年 2 月 18 日，巴西航空工业公司从国有企业转变为私营企业，摆脱了国有化诸多束缚的公司决策者，抓住了支线航空公司在欧美和亚洲迅速崛起的良机，毅然终止了所有其他民用项目，将所有力量集中于开发 ERJ-145

(原称 EMB-145) 50 座喷气支线飞机。

在飞机的设计中，巴西航空工业公司通过风险共担、利益共享的模式，汇集了来自航空公司和工业界高层主管的意见，采用了完全面向市场、面向用户和面向乘客的设计，对竞争者的产品进行了认真的分析与研究，通过采用众多的新技术，使 ERJ-145 系列飞机具有明显的竞争优势，从而在此后的 5 年内把巴西航空工业公司推向了第一个事业高峰。

ERJ-145 源于巴西航空工业公司研制的第一种 50 座双发涡扇系列支线运输机 EMB-145“亚马逊”，而 EMB-145 又是在 EMB-120“巴西利亚”基础上研制的，这两种飞机有 75% 的零部件通用，但 EMB-120 是将发动机安装在机翼上，而 EMB-145 采用了尾吊式发动机布局，且机翼进行了重新设计，机身截面与 EMB-120 相同，但机身做了加长，以适应载客量增加的需要。

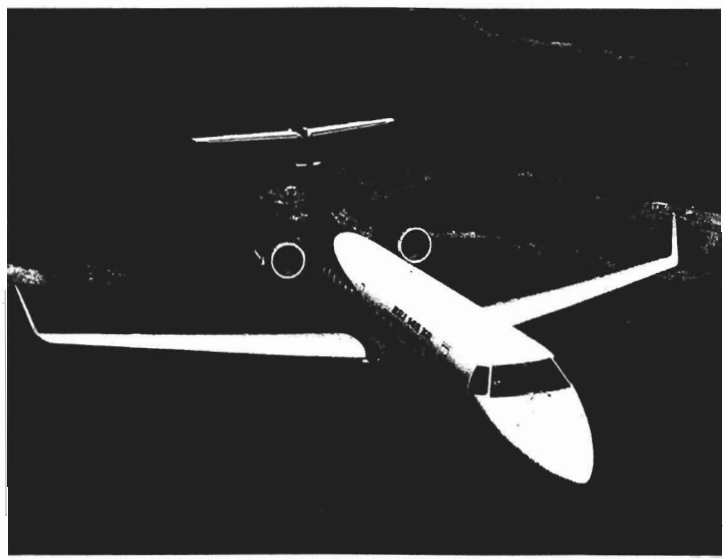
巴西航空工业公司在 1989 年 6 月的法国巴黎航展上首次透露 EMB-145 的研制计划，原计划 1991 年下半年首飞，1993 年年中交付首架飞机，但由于公司缩减生产等原因，计划一度暂停，延误了研制工作。

1993 年第二季度，开始 EMB-145 原型机制造，1994 年 10 月开始装配原型机 (PT-ZJA)，1995 年 1 月完成机身部分的对接。1995 年 8 月 11 日完成了正式首飞，比官方公布的首飞时间提前了一周的时间。

巴西航空工业公司共制造了 4 架该型原型机用于总计 1600 飞行小时的合格审定试飞，另制造一架飞机用于全机静力试验，还有一架用于为期 10 年的疲劳和损伤容限试验。第一架原型机于 1995 年 11 月首飞，第二架于 1996 年 2 月 14 日首飞，第三架于 1996 年 4 月 2 日首飞，1996 年 12 月 16 日取得美国联邦航空局 (FAA) 和巴西适航当局适航证，1996 年 12 月 19 日向其启动用户美国大陆快运航空公司交付了两架飞机。1997 年 5 月，EMB-145 取得欧洲航空安全局 (JAA，现在的 EASA) 适航证。到 1998 年 9 月，EMB-145 已通过了 27 个国家的航空权威机构的合格认证。

为了突出 EMB-145“支线喷气”的特点，也为了反映其新的市场定位，1997 年 10 月，飞机的名称也由 EMB-145 变更为 ERJ-145 或称支线喷气 145。

随着 ERJ-145 的热销，为了补充载客量单一的不足，从 1997 年 9 月开始，巴西航空工业公司在 ERJ-145 的基础上又研制生产了较小的 37 座 ERJ-135 和 44 座 ERJ-140。



2003 年 1 月原中航二集团下属的哈尔滨飞机工业有限责任公司与巴西航空工业公司合资成立哈尔滨安博威飞机工业有限公司，为中国市场合作生产 ERJ-145 系列飞机。目前该公司生产的 ERJ-145 系列飞机已交付给中国南方航空公司、中国东方航空公司和海南航空公司等客户。

按2007年的美元币值计算，ERJ-145的单机价格为1960万～2500万美元，ERJ-135的单机价格为1460万～1750万美元；ERJ-140的单机价格为1730万～2000万美元。

ERJ-145/135/140在全世界范围内得到了广泛的应用，截至2008年3月，共有881架不同型号的ERJ-145/135/140投入运营。

主要型别

ERJ-145 基本型。1996年12月10日，以19200kg的最大起飞重量取得美国FAA认证。

ERJ-145ER 增程型。1996年12月10日，以20600kg的最大起飞重量取得美国FAA认证。

ERJ-145MR 1998年5月7日，以22000kg的最大起飞重量取得美国FAA认证。此型飞机仅生产了两架，后来被改造成ERJ-145LR标准型。

ERJ-145LR 远程型。1998年5月7日取得美国FAA认证，满载航程3037km，最大起飞重量22000kg，增加了燃油载量和使用重量，采用升级型AE3007A1涡扇发动机，使推力提高了15%以上。

ERJ-145MP 具有ERJ-145LR的机身，零燃油重量、最大着陆重量以及ERJ-145ER的起落架、油箱和航程。ERJ-145MP的最大起飞重量为20990kg。从1999年开始作为ERJ-145MR的替代产品开始使用。

ERJ-145XR 超远程型。在2000年英国范堡罗航展上推出，同时从美国大陆快运航空公司获得了75架的启动订单和100架的意向订单，后来增加到104架的确认订单和100架的意向订单。ERJ-145XR对机身和机翼的结构进行了加固，采用罗罗/艾利逊AE3007A1E涡扇发动机以降低燃油消耗，提升高温、高原飞行性能和单发动机飞行高度。2001年6月29日该机的原型机首飞，2002年9月3日通过巴西适航当局批准，2002年10月22日获美国FAA批准。

ERJ-145EP 2003年10月14日取得美国FAA认证，其最大起飞重量为20990kg，最大停机坪重量21090kg，最大着陆重量18700kg，最大零燃油重量17100kg，但由于商载不太理想，很快被ERJ-145LR等其他型号替代。

EMB-145AEW&C 预警型。是为巴西政府研制的ERJ-145LR型高空预警和遥感飞机，巴西空军称为R-99A。初期订购了5架，于1997年3月签署合同。

EMB-145RS 高空遥感型。巴西空军称之为R-99B。2001年第一季度开始交付。与EMB-145AEW相似，带有机腹导流片，但是具有不同的功能任务系统，以满足其在执行自然资源探查、环境及河流污染情况监控等功能任务时的需要。主遥感系统采用加拿大麦克唐纳·迪特维利集成雷达成像系统综合孔径雷达，其被安装在机身下，以D波段干涉模式工作，能生成三维图像，附带有安装在翼根下的辅助天线。

EMB-145AGS 地空探测型。2000年开始研究，配备的任务系统包括：空中平台子系统，空中任务装备子系统，带有高频、超高频、甚高频、电子情报以及智能图像情报设备的地面雷达站子系统。

EMB-145MP和EMB-145MP/ASW 海上巡逻及反潜作战型。2000年开始研制，2003年7月取得FAA认证。

设计特征

加长的EMB-120机身，超临界翼型，新型机翼，CBA-123机头和驾驶舱，T形尾翼。

机翼 悬臂式下单翼，机翼为整体翼盒，

液压控制方向舵、机械控制升降舵以及弹簧式补偿片、4段扰流片和两副电子驱动的双缝襟翼。

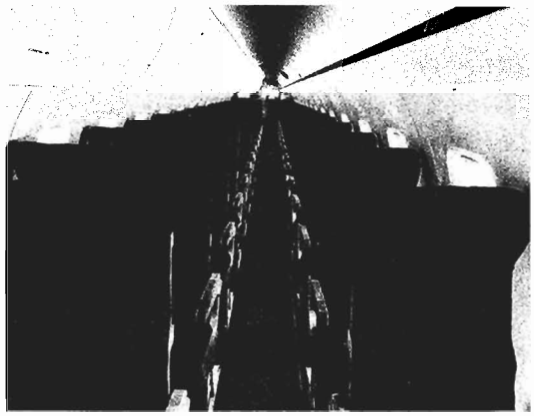
机身 结构的经济使用寿命为6万飞行小时。

起落架 液压可收放前三点式起落架，采用瑞士利勃海尔公司的起落架系统，美国古德里奇公司轮胎和碳刹车装置。

动力装置 标准型尾部吊装两台英国罗罗/艾利逊公司的推力为31.3kN的AE3007A、3007A1/1或3007A1/2涡扇发动机，也可选装37.1kN AE3007A1P发动机。ERJ-145XR装39.6kN的AE3007A1E发动机，装有全权数字式发动机控制系统，可选装发动机反推力装置。

ERJ-145ER和ERJ-145 MR两个机翼油箱的燃油容量为5201L，可用燃油5091L。ERJ-145LR的燃油容量增加到6439L，可用油量为6352L。ERJ-145XR油箱包括两个机翼油箱(每个燃油容量为3199L)和机腹油箱（其燃油容量为1037L)，总燃油容量为7435L。

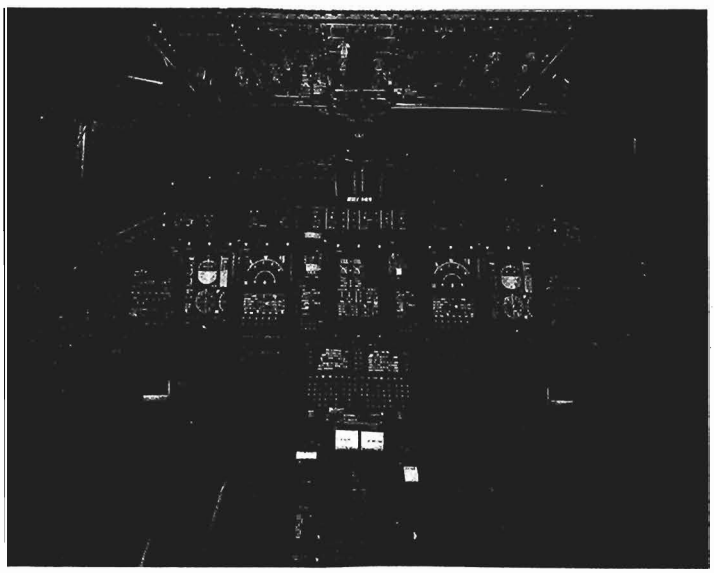
座舱 配有增压系统和空调系统的座舱。客舱标准布局为50座，单通道，每排3座，排距79cm，座椅宽44cm，过道宽43cm，过道高度189cm，手提行李舱、厨房和客舱服务员的座位在机舱的前部，卫生间与主行李



舱在机舱后部，如果将前部的一个或两个乘客座椅搬走，则可以扩大厨房或行李舱的装载量，客舱门自带登机梯，两侧机翼上方均有应急出口。

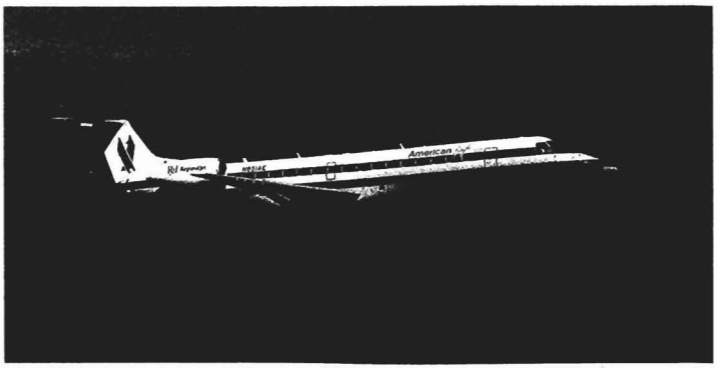
系统 主要系统有：瑞士利勃海尔公司的增压系统，美国汉胜公司的空调系统及引气系统、T-62T-40C11辅助动力装置。风挡、空速管、传感器配有电防冰系统，机翼前缘、尾翼前缘和发动机进气道采用发动机引气防冰，美国霍尼韦尔公司的空气涡轮起动机，美国派克·汉尼汾公司的飞行控制与操纵系统，以及美国Hydro-Aire公司的电传刹车控制系统。

机载设备 驾驶舱综合显示系统采用美国霍尼韦尔公司Primus 1000型5管多功能显示器，霍尼韦尔公司的双余度Primus Ⅱ无线电及无线电管理系统，霍尼韦尔公司的Primus 1000彩色气象雷达，数字式大气数据计算机，姿态/航向基准系统，空中交通告警与防撞系统，以及近地告警系统。可选装飞行管理系统/全球定位系统。



电子飞行仪表系统包括5块280mm×180mm显示屏：两块主飞行显示器，两块多功能飞行显示器和发动机指示与机组告警系统。

使用特点



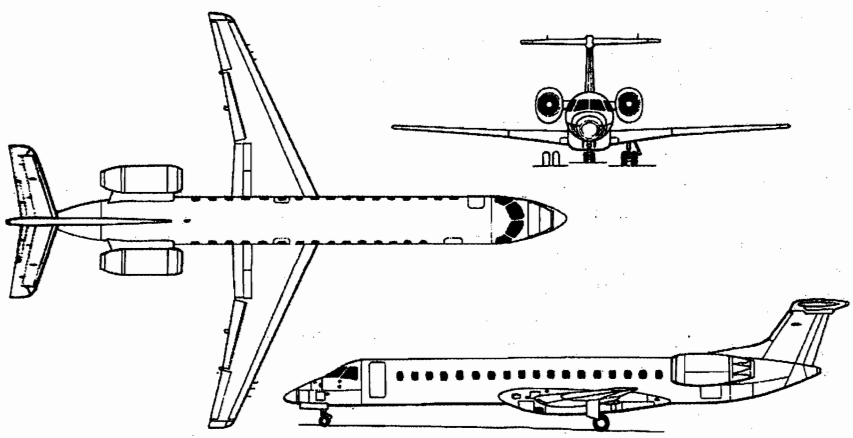
ERJ-145是世界上第一种专为满足支线航空特定市场需求，包括高创收能力、低油耗、低维修成本、快速的地面周转时间和高度系列化的通用性等而设计的喷气支线飞机。它的各个系统不仅有很好的维修性和可靠性，而且ERJ-145飞机系列的3种机型之间的通用性高达96%以上，包括相同的机身结构、相同的发动机、通用的系统和组件、相同的地面设备、相同的人员培训程序，以及相同的驾驶执照等级，这些不仅大大增加了航空公司的运营灵活性，也大大降低了公司的运营成本。

另外，ERJ-145系列飞机的检修间隔由4000飞行小时增加到5000飞行小时，而且还引入了结构检查及腐蚀检查的门槛限制，这就将维修的工作量降低了13%，因此ERJ-145系列飞机具有极高的经济性。

ERJ-145系列飞机由于采用了尾吊气动布局，减少了客舱噪声，再加上ERJ-145系列飞机绝大部分时间是在10000m以上的高空飞行，从而给乘客以安静、平稳的乘坐品质。此外，ERJ-145虽然是支线飞机，但却具有现代干线喷气客机的舒适性，设计人员在客舱设计中融合了大量的现代客舱设计理念，并通过众多的以人为本的设计，为乘坐人员提供最大的舒适性，被许多乘坐过该飞机的乘客称之为“人民的公务机”。

ERJ-145系列飞机的巨大优势一开始便受到了国际航空运输界的重视。2001年，巴西航空工业公司飞机月产量达到了18架，并连续3年成为巴西最大的出口企业。截至2008年第三季度，ERJ-145飞机军民用系列的总订单达到了1046架。

ERJ-145除作为民用交通运输工具外，还能够在军事领域发挥重要作用。它能够作为空中加油机、空中预警机、情报通信机、信号情报处理机以及战场监控平台等，应用前景十分广阔。



技术数据

外形尺寸	
机长	
ERJ-145	29.87m
ERJ-135LR	26.33m
ERJ-140LR	28.47m
机高	6.75m
机身长	
ERJ-145	27.93m
ERJ-135LR	24.39m
ERJ-140LR	26.52m
机身宽	2.28m
翼展	20.04m
水平尾翼翼展	7.55m
展弦比	7.9
机翼面积	51.18m^2
主轮距	4.10m
前后轮距	
ERJ-145	14.45m
ERJ-135LR	12.43m
ERJ-140LR	13.51m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.70m × 0.71m
离地最大高度	1.63m
服务舱门（后、右）	
高 × 宽	1.42m × 0.62m
离地高度	1.60m
行李舱门（后、左）	
高 × 宽	1.12m × 1.00m
离地最大高度	1.76m
应急舱门（翼上、两侧）	
高 × 宽	0.92m × 0.51m

内部尺寸	
客舱（含行李舱，不含驾驶舱）	
长度	16.49m
最大高度	1.82m
最大宽度	2.10m
地板面积（不含驾驶舱）	25.7m^2
容积	53.0m^3
行李舱长	3.26m
行李舱容积	
衣柜与储藏室	1.4m^3
头顶行李柜	1.9m^3

重量及载荷（A：ERJ-145LR，B：ERJ-135LR，C：ERJ-140LR）	
使用空重	
A	12100kg
B	11490kg
C	11800kg
最大起飞重量	
A	22000kg
B	20000kg
C	21100kg
最大着陆重量	
A	19300kg
B	18500kg
C	18700kg
最大停机坪重量	
A	22100kg
B	20100kg
C	21200kg
最大商载	
A	5800kg
B	4510kg
最大零燃油重量	
A	17900kg
B	16000kg
C	17100kg
最大载油量	5187kg
最大翼载	
A	429.8kg/m^2
B	390.8kg/m^2
C	412.3kg/m^2

最大推力载荷	
A	326kg/kN
B	297kg/kN
C	313kg/kN
性能数据（除注明外，均在最大起飞重量情况下）	
最大巡航速度	833km/h
爬升时间	
A（高度到 10765m）	20min
B（高度到 10670m）	20min
C（高度到 10670m）	16min
最大使用高度	11275m
单发使用升限（ERJ-145ER/LR）	6100m
起飞场长（海平面）	
A	1970m
B	1700m
C	1320m
着陆场长（海平面，最大着陆重量）	
A	1390m
B，C	1360m
航程（满载）	
A	3000km
B	3148km
C	3018km

F.28 Fellowship（F.28“伙伴”）

荷兰福克公司

项目概况

F.28“伙伴”是荷兰福克公司（已破产，现属斯托克宇航公司）研制的双发涡扇支线客机。该机于1962年开始研制，原型机于1967年5月首次试飞，生产型飞机于1969年2月开始交付。从1969年2月开始先后获得荷兰、美国、德国和英国的型号合格证。该机由福克公司和另外几家欧洲公司共同研制，荷兰政府出资，其中一半由荷兰官方飞机研制委员会提供，一半由荷兰政府贷款。根据协定，F.28“伙伴”飞机的设计、制造和试飞以及批生产由福克公司、德国MBB公司（后为德国宇航公司，现为戴姆勒－奔驰宇航空中客车公司）和英国的肖特兄弟公司共同承担。

截至1987年年中，F.28“伙伴”各型均已停产，共生产241架。F.28“伙伴”研制费约6000万美元，飞机单价1050万美元。截至2006年，仍然有92架各型F.28“伙伴”在运营。

主要型别

Mk1000 早期生产型。机长27.16m，可载客65人，1977年停产，共生产97架。

Mk1000C 客货混合型。生产4架。

Mk2000 机身加长型。机长29.61m，载客量增加至79人，但最大航程降低。1971年4月28日首飞，1972年8月30日获得合格证，同年10月在尼日利亚航空公司投入使用。

Mk3000 属于F.28“伙伴”最后一种型别，机身长与Mk1000型相同，其他与Mk4000型相同，可载客65人，首架飞机于1976年12月23日首飞，随后交付使用。

Mk4000 根据瑞士国内航空公司的要求研制的改型，与Mk2000型的机长相同，增加了翼展，可选择附加油箱，最多可载客85人。1976年10月20日首飞并于同年年底投入使用，是F.28“伙伴”各型飞机中最受欢迎的机型。共生产112架，最后一架Mk2000型（也是最后一架F.28“伙伴”飞机）于1987年8月7日交付。

Mk6000 与Mk2000型基本相同，但改进了机翼。1973年9月27日首飞，1975年10月取得合格证，由于航空公司对该型不感兴趣，仅生产了2架。

Mk6600 日本型。减少了载油量，载客量增加到100人。

设计特征（Mk2000型）

机翼 悬臂式下单翼，翼型为NACA0000-X40Y系列，弯度沿翼展改变，内翼相对厚度14%，翼尖相对厚度为10%。上反角2°30′，1/4弦线后掠角16°。双梁轻合金抗扭盒结构，包括在机身里面的中央翼和两个外翼。破损安全结构。下蒙皮由3块壁板组成。变厚度轧制的上蒙皮。中央翼肋是锻造的，外壁板有加强翼肋。双层蒙皮前缘，内有热空气防冰管道。不可逆液压操纵副翼。通过调整片对副翼进行应急手动操纵。液压操纵的双缝富勒襟翼，并有电操纵应急打开装置。在每侧机翼上襟翼前面有5块液压操纵的减压板。每侧副翼上有配平调整片。

机身 轻合金半硬壳式结构，圆形截面。液压操纵的瓣状阻力板装在机身后端。

尾翼 T形布局，悬臂式轻合金结构，液压操纵的可调平尾，应急时用电操纵，安在接近垂直安定面顶端处。升降舵用液压助力器操纵并带有调整片。不可逆的液压操纵方向舵，带有双重作动筒和应急手操纵装置。采用蜂

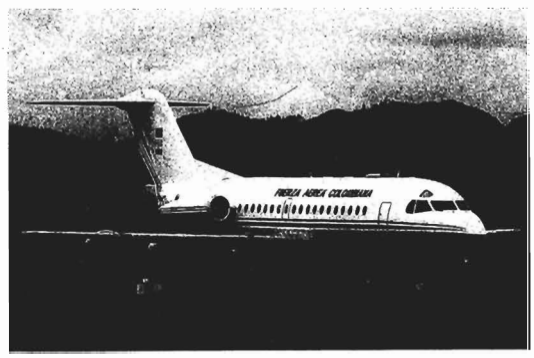
窝夹层蒙皮壁板和多梁结构。双层蒙皮前缘用热空气防冰。

起落架 液压可收放前三点式，前、主起落架都是双轮，前轮向前收起，主起落架向内收入机身。主轮规格为39×13，胎压为6.96×10^5Pa。前轮规格为24×7.7，胎压为5.39×10^5Pa。油气缓冲器。

动力装置 两台英国罗罗公司的斯贝RB183涡扇发动机，单台推力44kN，带叶片冷却，装在后机身两侧的短舱里。设有喷水和反推力装置。进气道用热空气防冰。两个外翼壁板内是整体油箱，总容量为9740L。中央翼内有7个软油箱，总容量为3300L。右翼下边靠近翼根处有一个加油口。

座舱 驾驶舱内有并列的两名空勤人员席位，2000型上有一个转动座椅供第三名空勤人员使用。1000型客舱布置可以容纳55名、60名或65名旅客。2000型客舱布置可以容纳48名、75名或79名旅客。机翼前后地板下有行李舱。1000型前货舱右侧有一个门，2000型前货舱有两个门，各型的后货舱都有一个门。

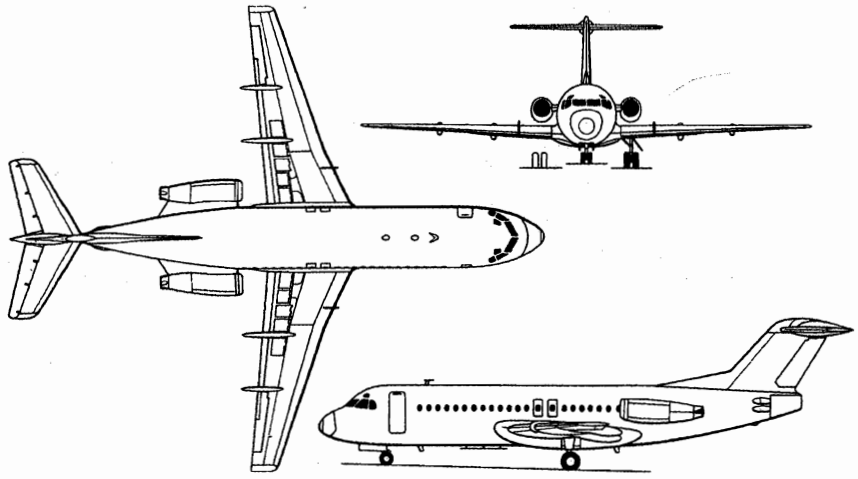
系统 两套独立的液压系统，压力是207×10^5Pa。主系统用于飞行操纵，主起落架、前起落架操纵和刹车。辅助系统用于某些重要的飞行操纵的复式操纵。空调系统采用发动机的排气。压差为0.51×10^5Pa。两台发动机驱动20kV·A发电机，以提供115/200V、400Hz三相交流电，采用变压整流器对直流用电装置供电。一个20A·h电池用于起动辅助动力装置和应急直流电源，采用变流器对交流用电装置供电。GTCP-35-3辅助动力装置，装在增压舱后隔框之后，用于发动机起动和地面空调。



机载设备 标准设备包括甚高频通信设备，甚高频导航系统，测距器，信标机，气象雷达，无线电罗盘，应答器，双套罗盘系统，机内通话设备，史密斯宇航公司SEP6自动驾驶仪，飞行指引仪，油门自动器，雷达高度表，超视界指引仪，拉平计算机和复飞系统，飞行数据记录仪和语音记录器等。

使用特点

福克公司于20世纪50年代研制的F.27涡桨支线飞机获得了很大成功，于是福克公司希望乘胜追击，进一步扩大市场份额，在F.27基础上增加载客量，且为了与F.27系列保持一致，新设计的飞机定名为F.28“伙伴”。新机研制与F.27一样，也得到了荷兰政府的大力支持。F.27和F.28“伙伴”成功的销售使其几乎成为家族名称。F.28“伙伴”各型机安全性能比较出色，在众多涡桨支线机队中属于比较安全的飞机。截至2004年年底，F.28“伙伴”共发生7起安全事故，其中两起有人员伤亡，一起是在加拿大安大略省由于驾驶员疏忽安全飞行规则造成，另一起是在美国因机翼结冰而导致飞机起飞时坠毁。



技术数据（Mk4000 型）

外形尺寸	
机长	29.61m
机高	8.47m
机身最大宽度	3.30m
翼展	25.07m
机翼面积	79.00m^2
内部尺寸	
客舱长度（不含驾驶舱）	15.31m
客舱门（高 × 宽）	1.93m × 0.86m
重量及载荷	
使用空重	17645kg
最大起飞重量	33110kg
最大着陆重量	31524kg
最大商载	10478kg

性能数据	
最大巡航速度（高度 7000m）	843km/h
经济巡航速度（高度 9150m）	678km/h
最大巡航高度	10675m
起飞场长（FAR，最大起飞重量，海平面）	
	1585m
着陆场长（FAR，最大着陆重量，海平面）	
	1065m
航程	
高速	1900km
最大	2085km
噪声特性	
起飞噪声	86.3dB
进近噪声	94.0dB
侧向噪声	99.9dB

Fokker 50 （福克50）

荷兰斯托克宇航公司（原荷兰福克公司）

项目概况

福克 50 是荷兰福克公司（现属斯托克宇航公司）研制的双发涡桨支线运输机。1983 年 11 月 24 日开始研制。两架原型机使用改装的 F.27 飞机机身，第一架原型机于 1985 年 12 月 28 日首飞，第一架生产型飞机于 1987 年 2 月 13 日首飞，1987 年 5 月 15 日获得荷兰民航局颁发的型号合格证。第一架生产型飞机于 1987 年 8 月 7 日交付澳大利亚的安塞特航空公司使用。1989 年 2 月 16 日通过美国联邦航空局型号认证。

截至 1996 年福克公司倒闭，共生产福克 50 各型飞机 232 架，最后一架福克 50 于 1997 年 5 月 23 日交付埃塞俄比亚航空公司。2003 年，斯托克宇航公司下属的福克服务公司提出一项开拓福克 50 和福克 100 飞机用途的“未来”（FUTURE）计划，旨在将各运营商闲置的福克 50 和福克 100 重新投入使用，但不再局限于作为客机使用，重点是考虑开发飞机新的用途。2005 年，该公司推出福克 50 海上监视飞机，并将 3 架福克 50 改为全货机。截至 2005 年，福克 50 在全球拥有 35 家运营商，仍有 197 架在使用。飞机的单价为 1230 万美元（按 1993 年币值计算）。

主要型别

福克 50 基本型。最多可载 58 名乘客，配装普惠加拿大公司的 PW125B 涡桨发动机。

福克 50 高性能型 载客量与福克 50 相同，使用推力更大的 PW127B 涡桨发动机，提高飞机性能使其能在短距或简易跑道，以及高温、高原机场起降。4 舱门或 3 舱门结构设计。

福克 50 通用型 标准的福克 50（3 舱门）结构。可用作客机、货机、救援直升机等，配

装普惠公司的PW125B涡桨发动机，可选用PW127B发动机。交付4架。

福克60系列 福克50的加长型。分为通用型、军用运输型和客运型3种。1995年11月2日首飞，1996年5月开始交付。

特种飞机 执行特殊任务的飞机，包括“海上”Mk2、“海上执法”、“鸟王”Mk2、“哨兵”Mk2、“黑乌鸦”Mk2几种改型。

设计特征

福克50是F.27的后继机，其外形尺寸与F.27的基本相同，采用了F.27的经过考验的机体，但在布局上做了改进，结构亦做了修改，如将旅客登机门改到前机身左侧，去掉了大的货舱门，增加了客舱窗户。福克50与F.27相比还有如下改进：换装普惠加拿大公司的燃油效率更高的PW125B涡桨发动机，重新设计了发动机短舱，使用英国道蒂·罗托尔公司的新型6桨叶螺旋桨；采用了先进电子飞行仪表系统的“玻璃座舱”；在机翼、平尾、垂尾、机头整流罩、发动机短舱和螺旋桨上部分或全部使用了碳纤维、芳纶和玻璃纤维复合材料，复合材料重量占飞机重量的8%；用液压系统代替冷气系统，巡航速度提高12%等。总之，福克50与F.27相比有80%的零部件重新设计或进行修改。另外，福克50在加工工艺上大量采用金属胶结技术，使该机金属胶结零件达4000多个。整个机身都进行了防腐处理，改善了乘坐舒适性和机上设施等。

机翼 悬臂式上单翼，无后掠角。翼根部翼型为NACA644-421（修形），翼尖部翼型为NACA642-415（修形）。外翼段上反角2°30′，机翼负扭转角2°，安装角3°30′。全金属铆接和胶结双梁应力蒙皮结构，由中央翼和两段可拆卸外翼组成。可拆卸的芳纶纤维增强塑料前缘有橡皮除冰带。复合材料后缘蒙皮固定在复合材料或金属结构翼肋上。单缝全金属后缘襟翼在发动机短舱处分段，由液压系统驱动。有电动备用操纵系统。两侧襟翼通过机械系统联动。副翼结构是蒙皮与桁条胶结后再与前梁、中梁和后梁及肋铆接，前缘采用了复合材料，用操纵钢索机械操纵。每个副翼都有内侧弹簧补偿片和外侧随动补偿片。右侧补偿片又用作电动操纵调整片，翼尖有金属增强复合材料突角补偿片，以增加转弯时的侧向稳定性。

机身 全金属应力蒙皮破损安全结构，由胶结的圆柱段和铆接的锥形段组成。机头锥、整流罩、前起落架舱门、检查口盖和客舱地板都为复合材料。

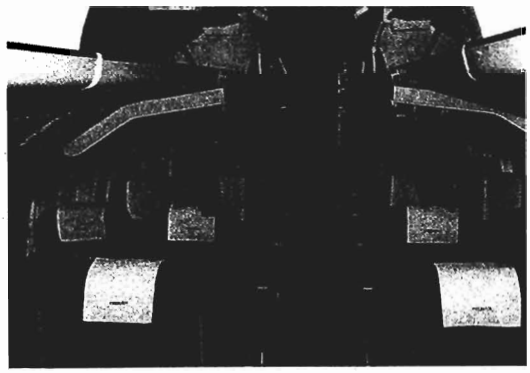
尾翼 悬臂式全金属主结构垂尾和固定安装角平尾，前缘用复合材料制造，有整体式冷气除冰带。部分背鳍用复合材料制造。升降舵和方向舵（由日本富士重工业公司生产）用钢索操纵。两侧升降舵机械联动，均有固定调整片，右侧还有配平调整片。方向舵装有调整片、随动补偿片和突角补偿片。

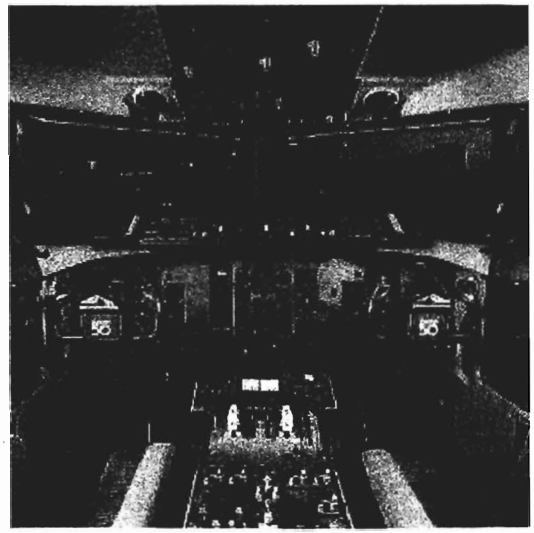
起落架 英国道蒂·罗托尔公司生产的可收放前三点式起落架。前、主起落架均为

双轮。主起落架在机翼下，液压操纵向后收入发动机短舱后部。前起落架向前收入机头锥内。采用油气缓冲器。标准轮胎规格为 $34 \times 10.75-16$，胎压 5.5×10^5Pa，亦可选用规格为 $37 \times 11.75-16$、胎压为 4.0×10^5Pa 的轮胎。前轮规格为 $24 \times 7.7-10$，胎压 3.1×10^5Pa。采用美国固特异公司的轮胎、液压刹车装置以及防滑系统。

动力装置 两台普惠加拿大公司的 PW125B 涡桨发动机。发动机有两级串列式离心压气机，每级由自身的单级涡轮驱动。由一个二级轴流式自由涡轮经过减速器驱动螺旋桨。发动机单台起飞功率 1864kW。采用英国道蒂公司的带整流罩的 6 桨叶螺旋桨，为全复合材料结构，有桨距调节器。发动机用英国卢卡斯宇航公司的 8.2kW 电动机起动。发动机进气口和短舱整流罩采用复合材料制造。燃油装在发动机短舱外侧机翼中梁盒两根梁间的两个结构油箱内，总油量 5136L。附加中央翼油箱可使总油量增加到 7450L。单点压力加油。发动机进气口、螺旋桨桨叶和整流罩用电除冰。

座舱 驾驶舱设有两个驾驶员座椅。舱门可灵活选择，分 4 门、3 门结构。客舱并排 4 座，过道宽 46cm。乘客登机舱门在前机身左侧，带电控整体客梯。4 门结构的前、后机身各有一个行李舱 / 货舱门，后部有厨房。座位可灵活设置，46 座排距为 86cm，58 座排距为 76cm。客舱前部有卫生间和储藏区。全座舱口有增压

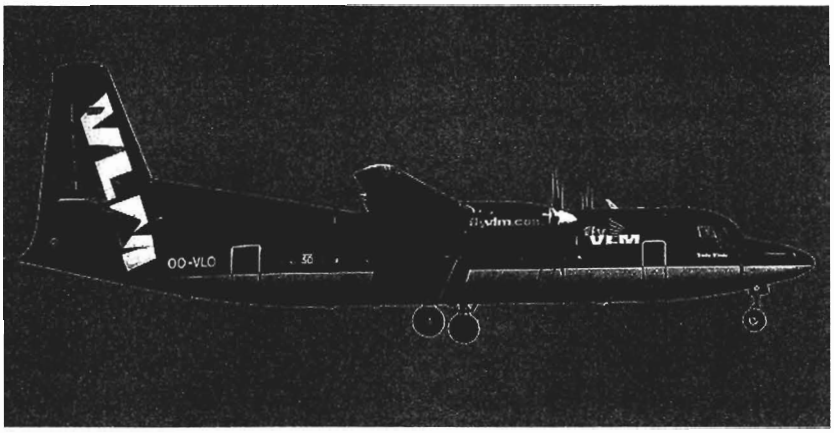




和空调。风挡玻璃用电防冰，驾驶舱侧面舷窗用热空气除雾。

系统 美国汉胜公司的空调系统，最大压差为 0.4×10^5Pa。英国加雷特公司的数字式客舱压力控制系统。液压系统由两台美国阿贝克斯公司的泵（发动机驱动）提供 207×10^5Pa 压力，用于操纵起落架、刹车、前轮转弯和襟翼。发动机引气用于机翼、垂尾和平尾前缘除冰。主电源系统为两台汉胜公司的 30/40kV · A 发电机，装在螺旋桨减速器上，提供 115/200V、400Hz 三相交流电，用两个 300A 变压整流器和两个镍镉电池供应 28V 直流电源。可选用由辅助动力装置驱动的第三台 30/40kV · A 备用发电机（装在右发动机短舱的后锥体内），作为辅助电源和空调用气源。

机载设备 驾驶舱有两套美国霍尼韦尔公司的 EDZ-806 电子飞行仪表系统，配有提供主要飞行和导航信息的阴极射线管显示器。标准电子设备包括：霍尼韦尔公司的具有 I 类着陆能力的 SPZ-600 自动飞行控制系统和 FZ-500 双重飞行指引仪系统；美国本迪克斯公司的两套甚高频通信设备，一套无线电罗盘，一套测距设备（包括频率稳定设备），空中交通管制应答器；霍尼韦尔公司的 Primus P-650



气象雷达（在电子飞行仪表系统上有两套显示装置）；本迪克斯公司的甚高频导航设备（带有伏尔/仪表着陆系统/指点信标接收机）；AHV-530A（ARINC 552A）无线电高度表；美国利顿公司的两套LTR80-01自动航向基准系统；汉胜公司的ARINC 549近地告警系统；霍尼韦尔公司的AZ-800大气数据计算机；美国费尔柴尔德公司（2002年年底被美国M7航空航天公司收购）的ARINC 557座舱语音记录器；美国柯林斯公司的ARINC 560压力高度系统；汉胜公司的ARINC 573飞行数据记录器；美国特里达因技术公司的70-275型飞行数据采集装置。还备有安装下述设备的空间：第二套无线电罗盘，第二套测距设备，第二套空中交通管制应答器，欧米伽/甚低频导航系统，以及应急定位器发射机。

使用特点

福克50飞机的结构以具有几十年飞行经验的F.27为基础，大量采用复合材料、热质结构，并进行了全面防腐处理，从而减轻飞机重量，增加飞机使用寿命。安装了先进的6桨叶螺旋桨发动机，不仅油耗低，而且噪声也很低。采用全新设计的“玻璃驾驶舱”，配备了先进的电子飞行仪表系统和自动飞行控制系统，大大减轻了驾驶员的工作负荷。客舱截面宽敞，具有舒适的座位间距，可与波音737或波音757飞机媲美。福克50具有出色的短距起降性能，适用性强。总之，福克50属于一种质量较好、效费比较高的支线飞机。

由于支线飞机市场残酷的竞争和福克飞机制造成本高，20世纪90年代中期福克公司发生了严重的财政危机。改组的各种努力失败后，福克公司在1996年破产倒闭。

技术数据（基本型）

外形尺寸			
机长	25.25m	机翼面积	70.00m^2
机高	8.32m	主轮距	7.20m
机身最大宽度	2.70m	前后轮距	9.70m
翼展	29.00m	螺旋桨直径	3.66m
展弦比	12.0	螺旋桨离地间距	1.162m
		螺旋桨离机身间距	0.593m

客舱门	
高 × 宽	1.78m × 0.76m

内部尺寸

客舱（不含驾驶舱）	
长度	15.96m
最大宽度	2.50m
最大高度	1.96m
行李舱 / 货舱容积（标准型）	
主货舱	7.38m^3
顶柜	2.22m^3

重量及载荷

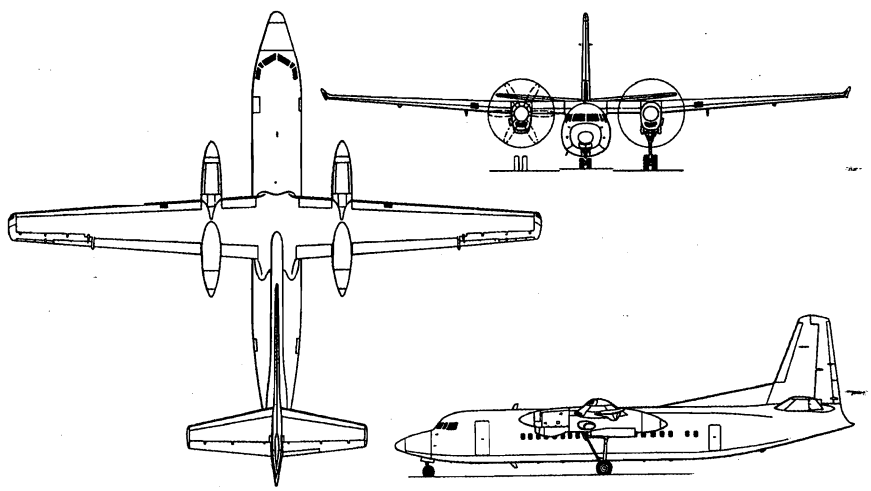
使用空重	12520kg
最大起飞重量	19950kg
最大着陆重量	19500kg
最大商载	6080kg
最大零燃油重量	18600kg
最大燃油重量	4123kg
最大翼载	285.0kg/m^2
最大功率载荷	5.35kg/kW

技术数据

最大使用速度	*Ma*0.51
典型巡航速度	522km/h
典型爬升速度	315km/h
典型降落速度	421km/h
最大使用高度	7620m
起飞场长（最大起飞重量）	1200m
着陆场长（最大着陆重量）	1122m
航程（50 名乘客和行李，45min 余油）	2054km

噪声特性

起飞噪声	81.0dB
进近噪声	96.7dB
侧向噪声	85.0dB



IL-112（伊尔-112）

俄罗斯伊留申航空联合体股份公司（原苏联伊留申实验设计局）

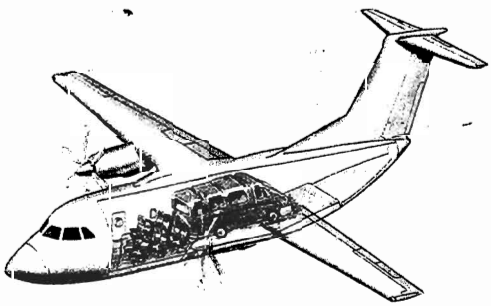
项目概况

伊尔-112是俄罗斯伊留申航空联合体股份公司（原苏联伊留申实验设计局，简称伊留申公司）设计生产的双发涡桨短程客/货运输机。该机于1994年开始研制，旨在取代安-38运输机。计划由俄罗斯库梅尔套飞机生产企业(KAPP)和沃罗涅什飞机制造股份公司(VASO)生产，后者负责生产伊尔-112V军用型飞机。

1999年7月，伊尔-112V开始重新设计。2003年4月，伊尔-112V被俄罗斯空军选中，用来替代安-24/26、雅克-40和拉-410飞机。2003年11月17日俄罗斯空军批准了技术说明，启动了4年研制计划，并宣布初步设计在2004年年初完成，但是计划时间表有所延迟。在2007年1月，伊留申公司才宣布伊尔-112V的细节设计“基本准备完毕”。

伊尔-112项目研发基金的30%来自俄罗斯政府，70%来自私人基金。

目前，俄罗斯空军预订了18架伊尔-112V飞机。预计民用方面可以出售200架。有消息称，印度也对该飞机产生了兴趣。



主要型别

伊尔-112 基本型。旅客运输机。

伊尔-112公务机 基本上类似于伊尔-112，但客舱用隔帘分为3部分。前客舱有4对面对面座椅，两椅之间装有桌子，中间有过道，向内开的门通往驾驶舱，在门与驾驶舱舱壁之间的左侧

设有衣柜。大行李舱位于右侧，可从机外进出。中间客舱的左侧装有4把扶手椅，两椅之间配有桌子；右侧装有3把沙发椅，直到舱后部；扶手椅与沙发椅之间的过道宽度为86cm；在每一侧的后部均设有衣柜。后客舱部分左侧主要有带登机梯的旅客舱门，以及两个配餐间、服务员座椅、后行李舱的出入口和卫生间。

伊尔-112T 民用货运型。带有后装卸斜板。卫生间和装卸人员座椅位于无障碍主货舱的前端。装货后，跳板形成货舱的后壁。典型商载能力是4个1AK-1.5（LD3）或5个3AK-1的集装箱，或者5个PA-1.5货盘。登机门位于货舱的前部左侧，勤务舱门在其对面。货舱中部的每侧设有应急出口。预计在2008年认证，但至今没有确认消息。

伊尔-112VT 军用运输机。为俄罗斯空军设计的客货两用飞机，后面有登机梯，可运送35名乘客或18副担架或34名伞兵。此外，也计划生产巡逻/监视改型。

设计特征

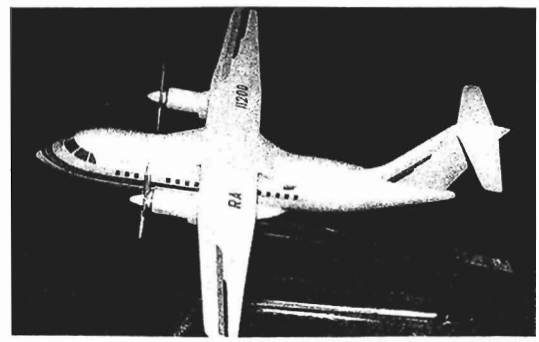
机翼 上单翼，突角补偿副翼和两段式后伸襟翼，机翼中段襟翼前部装有两段式扰流片。

机身 圆形截面，具有增压舱。

尾翼 T形尾翼，后掠垂直尾翼，装有突角补偿方向舵和升降舵，方向舵上还装有调整片。

起落架 可收放前三点式，并列双轮前起落架，主起落架为单轮，可收入机身外侧的整流罩内。

动力装置 伊尔-112VT飞机配装两台俄罗斯克里莫夫科研生产公司制造的TV7-117ST型6桨叶涡桨发动机，与基本型发动机TV7-117S相比，功率明显增加，单台最大功率达到2058kW。

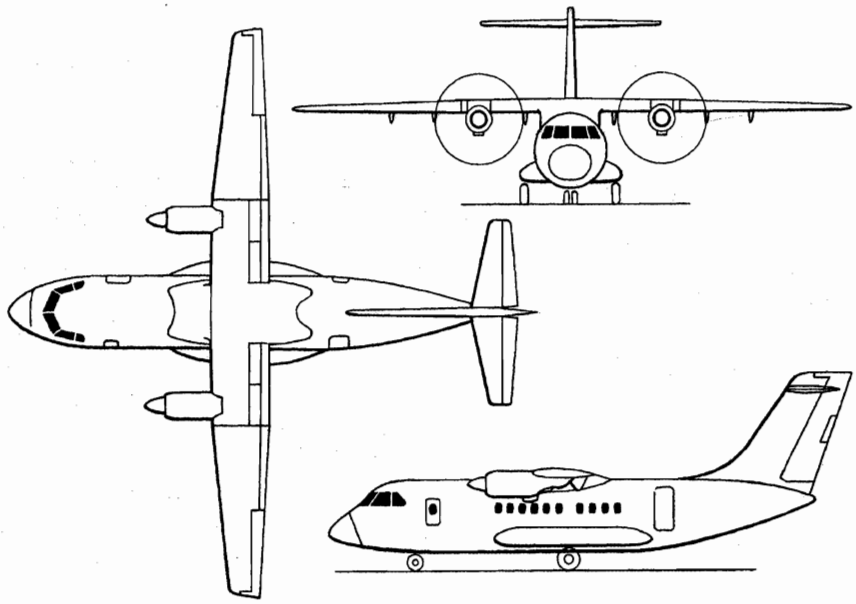


座舱 驾驶舱内两名驾驶员。客舱标准布局为40个旅客座椅，其中左侧设有11对座椅，右侧9对，中间过道为45cm。行李舱/货舱位于客舱的前部右侧，设有机外舱门。客舱后部左侧开有带登机梯的主旅客舱门，勤务舱门在主旅客舱门对面。两个应急出口分别位于客舱前部的左侧和右侧的中部。在客舱的后部设有通往后行李舱的舱门、卫生间以及配餐间和服务员座椅。

系统 俄罗斯航空之力科研生产企业联合股份公司的TA-14辅助动力装置。由于2007年才结束细节设计，目前还没有公布其他系统供应商资料。

使用特点

伊尔-112最显著的特点是能在不同天气、地形环境下昼夜短距起降。伊尔-112V在航程、速度以及短距起降方面，优于俄罗斯国内外一些同类型飞机，如安-26和CN-235。另外，伊尔-112VT飞机发动机最大功率达到2058kW，燃油效率比安-26飞机高1.4倍，起飞耗油率为0.272kg/（kW·h），巡航耗油率为0.245kg/（kW·h），反映出飞机良好的经济性。



技术数据

外形尺寸	
机长	23.14m
机高	8.87m
翼展	25.74m
内部尺寸	
货舱容积	49.5m^3
重量及载荷	
最大起飞重量	19700kg
最大商载	6000kg
最大功率载荷	4.715kg/kW
性能数据（估计值）	
正常巡航速度	550 ~ 580km/h
起飞滑跑距离	850m
着陆滑跑距离	550m
航程	
最大商载	1000km
2000kg 载重	5000km

IL-114（伊尔-114）

俄罗斯伊留申航空联合体股份公司（原苏联伊留申实验设计局）

项目概况

伊尔-114是苏联伊留申实验设计局（现俄罗斯伊留申航空联合体股份公司，简称伊留申公司）设计生产的短程双发涡桨客货运输机，1982年8月开始研制，用以取代安-24级别的支线运输机，1986年完成设计，共生产了5架试验飞机，其中3架用于飞行试验，1架进行静力试验，1架用于动力试验。第一架原型机于1990年3月29日首飞。第二架原型机于1991年12月24日首飞，但1993年7月5日因事故坠毁。1992年开始在乌兹别克斯坦塔什干飞机制造联合体进行批生产，1992年8月7日第一架生产型飞机首飞。由于第二架原型机失事、TV7发动机合格证延误以及苏联解体后伊留申公司出现的财政问题，使得飞机认证时间被推迟，直到1997年4月26日才完成取证工作。

1997年5月，俄罗斯和乌兹别克斯坦政府双方同意改进伊尔-114飞机，尽管因生产资金问题导致项目又一次延期，但乌兹别克斯坦航空公司最终得到了飞机，并在1998年8月21日开始投入商业飞行。俄罗斯对伊尔-114飞机有一定的需求，目前，伊留申公司拥有30架伊尔-114的订货合同。2008年10月，印度一家未透露名称的航空公司也表示准备购买25架伊尔-114-100型客机。

伊尔-114飞机单价为1000万美元，伊尔-114T飞机单价为800万美元（按2000年币值计算）。

主要型别

伊尔-114 基本型。

伊尔-114T 为乌兹别克斯坦航空公司研制的货运改型机。右侧货舱门位于机身尾部，尺寸为3.25m×1.715m。可拆卸式滚柱地板。货舱服务员室位于货舱前端，可容纳两人，尺寸可变且防烟，除此之外，最大起飞重量及其他性能与客运型相同。第一架生产样机于1996年9月14日在塔什干首飞。1998年第二架飞机改进完成，但在1999年12月5日失事。

2000年年初，该机被送往茹科夫斯基市格罗莫夫飞行试验研究院（LII）进行认证试验。

伊尔-114-N200S 后面有装卸斜板，还没有生产。

伊尔-114-100 装普惠加拿大公司的PW127H涡桨发动机，单台功率1972kW；采用美国汉胜公司6桨叶的586E-7螺旋桨，法国赛克斯坦航空电子公司的航空电子设备和一些新系统。该机1997年年底前定名为伊尔-114PC，主要用于出口，有客运型和货运型（伊尔-114-100T），其性能基本上与伊尔-114相同，增大了航程并提高了经济性。使用空重（包括两名驾驶员）为16100kg，航程1400km，起飞滑跑距离750m，着陆滑跑距离550m。1997年6月16日伊留申公司同普惠加拿大公司达成合资经营协议，但直到1998年年初才宣布这项决定。1999年1月26日在塔什干首飞，独联体国家间航空委员会于1999年12月27日通过了飞机型号认证。

伊尔-114-X00 2005年发展的型号，与伊尔-114-100大致相同，但升级了航空电子设备，包括美国罗克韦尔·柯林斯公司的一些设备和比利时巴可公司（Barco）的显示器。2006年8月底首飞。

伊尔-114-300 短程型。安装TV7-117SM发动机和TsPNK-114M2数字式导航系统，电子脉冲除冰系统，降低了重量，内部座椅改为48或52座，按计划应于2007年首飞，但没有得到证实。

伊尔-114LL 雷达试验台。

伊尔-114M 装TV7M-117涡桨发动机，增大了最大起飞重量，最大商载增至7000kg。

伊尔-114MA 伊尔-114M飞机的改型，装有普惠加拿大公司的发动机，可在600～650km/h的速度下载74名旅客飞行2000km。

伊尔-114P/MP 海上巡逻机。该型原型机于1996年年中首飞，基本上与伊尔-114相同，但做了一些局部修改并增加了军用设备。

伊尔-114FK 军用侦察、电子情报改型机。用来替代在俄罗斯军队服役的伊尔-20和安-30军用飞机，其结构与性能基本与伊尔-114相同，驾驶舱做了一些修改并增加了小型雷达天线罩及机载雷达。

伊尔-114PR 信号情报与电子战型。2000年10月宣布启动，使用TV7-117S Srs2发动机或者PW 127发动机。

伊尔-140 战术空中管制型。2000年10月研制，但没有更进一步的报道。

设计特征

普通下单翼布局，机体广泛采用复合材料，其用量约占机体结构重量的10%。使用寿命为30000次起落或30000飞行小时或30年。6000飞行小时检修一次。飞机可以在各种气象条件

下昼夜飞行，可以在条件较差的小型机场起降。

机翼 机翼为双梁结构，中段有较小的上反角，外段上反角较大；每个机翼的后缘外侧为整体副翼，并装有伺服和配平调整片；在发动机短舱的内外两侧，装有液压双缝后缘襟翼，襟翼的前方装有两个减速板（内侧）和一个扰流片（外侧）；在飞机起飞时，发动机发生故障的情况下，扰流片可局部地补偿副翼；外段前缘可拆卸。升降舵控制采用电传操纵。

机身 铝合金圆形截面，半硬壳式机身。

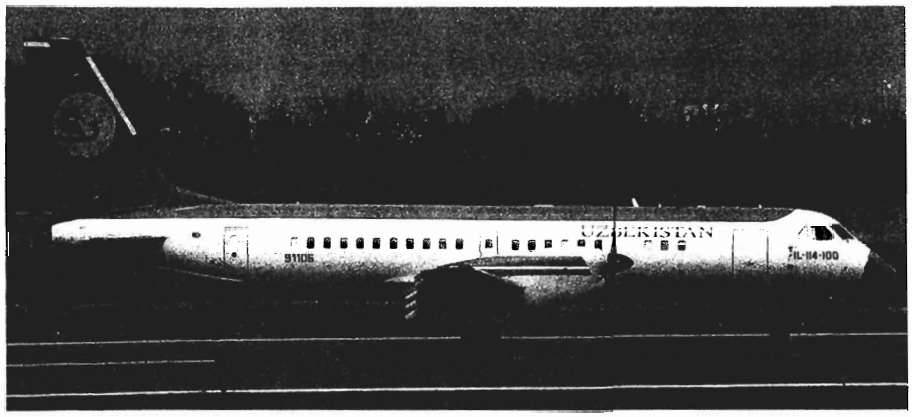
尾翼 基本型飞机采用全金属结构（后来的改进型飞机拟采用碳纤维增强复合材料制造水平尾翼和垂直尾翼）；后掠式垂直安定面和方向舵，方向舵上装有配平和伺服调整片；每个升降舵均装有配平调整片；升降舵采用电传操纵，拉索作为备用驱动；其余的操纵面为手动操纵。

起落架 可收放前三点式起落架，均采用并列双轮，并装有油气缓冲器；所有的起落架通过液压驱动向前收起，而应急状态通过重力放下；前机轮可操纵转弯 ±55°，轮胎尺寸为 620mm × 80mm；主机轮装有盘式刹车，轮胎尺寸为 880mm × 305mm；除起落架收放时外，其舱门保持关闭。

动力装置 基本型采用两台克里莫夫股份公司制造的 TV7-117S 涡桨发动机，巡航耗油率为 0.245kg/（kW · h）。每台发动机驱动一副低噪声、6 桨叶 SV-34 碳纤维增强复合材料螺旋桨。全部燃油箱位于机翼内，总容量 8360L。

座舱 双人制驾驶舱，驾驶舱两侧备有应急出口窗。客舱布置每排 4 座，排距 76cm，可乘坐 64 名旅客，中间过道 45cm；如要增加座椅，舱内可重新布局。载货时，座椅可拆除。加长机身型，可乘坐 70 ～ 75 名旅客。登机梯舱门位于客舱前部，客舱后部还设有另一舱门，两舱门同在左侧并向外打开。配餐室、衣帽间和卫生间在客舱后部。在客舱右侧的勤务舱门处装有应急离机滑梯。客舱右侧前后均有勤务舱门。行李舱位于客舱的右侧，从前部直至后部，另外在座椅上方设有行李架，也可选择在座舱前部的主舱门过道处安装行李架。

系统 装有两套利用发动机引气的双余度增压和空调系统，最大压差 0.44×10^5Pa。两套独立的液压系统，工作压力为 207×10^5Pa，用于起落架、机轮



刹车、前机轮转弯、减速板以及襟翼操纵。每台发动机上装有一台40kW的交流发电机，为飞机的三相115/220V、400Hz交流电系统提供电源。24V直流电系统。机翼和尾翼前缘采用电脉冲除冰系统，螺旋桨桨叶和风挡玻璃使用电热防冰，发动机进气道为热气除冰。在飞机尾锥内装有辅助动力装置。

机载设备 采用数字式航空电子系统，可昼夜自动或手动操纵，其中包括在有限气候条件下（国际民用航空组织第Ⅰ和第Ⅱ类）自动进近和着陆。两套彩色阴极射线管（CRT）显示器，以提供飞机飞行和导航信息。另外，在仪表板的中间也装有一套CRT显示器，用以显示发动机和各系统数据。比利时巴可公司的飞行管理系统。

使用特点

目前，伊尔-114系列飞机仍在乌兹别克斯坦的航空公司运营，飞机的结构特点充分体现了现代化民用航空的要求。

伊尔-114飞机在设计时非常注意可靠性和安全性要求。机体按照破损安全原则研制，保证疲劳强度满足要求。机翼下的发动机短舱的安装位置可以保证在一个发动机出现故障时，引起最小的滚转和偏航力矩。飞机的功能系统和部件都有一定备份。机翼、尾翼和驾驶舱风挡玻璃都装有除冰系统。这些措施为飞机安全飞行提供了保障。

与俄罗斯以往的飞机不同，伊尔-114飞机强调座舱舒适性，机身直径达到2.86m，为旅客提供了较为舒适的环境。

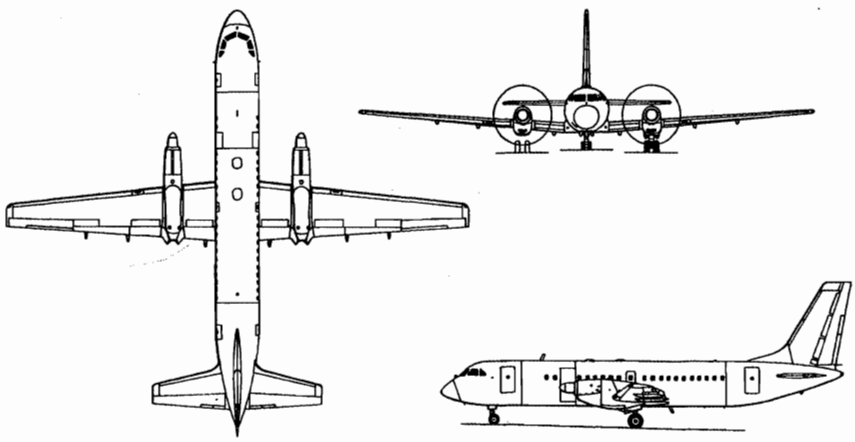
强调噪声控制是伊尔-114飞机的另一大特点。不论是对飞机外部还是客舱内部，都采取了降噪措施。首先，发动机使用频率和相位同步的涡桨，在较宽的范围内降低了噪声，螺旋桨叶片尖端与机身有较大的距离（97cm），对客舱噪声影响减小。另外，分散式空调系统和内表面吸声材料也起到降噪作用。

另外，伊尔-114对机场条件要求较低，可以在较小的机场和未制备混凝土的跑道上完成起降。这种设计扩展了飞机的使用范围。

技术数据

外形尺寸			
机长	26.875m	机身长度	26.20m
		机高	9.325m

翼展	30.00m
展弦比	11.0
机翼面积	81.90m^2
主轮距	8.40m
前后轮距	9.13m
螺旋桨直径	3.60m
螺旋桨离地间距	0.50m
客舱门	
高 × 宽	1.70m × 0.90m
勤务舱门（前部）	
高 × 宽	1.30m × 0.96m
勤务舱门（后部）	
高 × 宽	1.38m × 0.72m
应急出口（每个）	
高 × 宽	0.91m × 0.51m
内部尺寸	
增压舱长度	22.24m
客舱	
长度	18.93m
最大宽度	2.64m
最大高度	1.92m
货舱容积（伊尔-114T）	76.0m^3
重量及载荷	
使用空重	15000kg
最大商载	6500kg
最大燃油重量	6500kg
最大起飞重量	23500kg
最大停机坪重量	23600kg
最大翼载	286.9kg/m^2
性能数据	
最大平飞速度	500km/h
巡航速度	470km/h
最佳巡航高度	
伊尔-114	7600m
伊尔-114T	6000m
起飞场长	1360m
着陆场长	1260m
起飞滑跑距离	1100m
着陆滑跑距离	900m
航程（留空余油）	
载客 64 人	1000km
1500kg 商载	4800km



IRTA-21（伊尔-214）

国际合作

项目概况

IRTA-21（意指印度-俄罗斯21世纪运输机）是印度和俄罗斯正在共同研制的中程多用途运输机。该项目起源于印度提出的多用途运输机项目（MTA），1999年印度与俄罗斯签订项目合作协议，由俄罗斯伊留申航空联合体股份公司（伊留申公司）和印度斯坦航空公司（HAL）共同承担研制工作。IRTA-21在伊尔-214飞机基础上研制，预计替代老龄的安-12、安-26和安-32。2001年6月，双方正式签署联合设计研制、合作生产的协议。

2003年项目研制全面启动，2004年年初完成了概念设计和可行性研究，但由于财政、管理协调以及制造商与潜在用户之间的争论等问题，导致项目推迟。2007年1月24日，俄罗斯国防部长访问印度期间，签订了新的协议书，新协议要求制造3架原型机和两架试验机体，分别用于静力试验和疲劳试验，2010年开始制造，2011年12月首飞，2013年年中交付。2008年4月，俄印双方又签订协议，计划投入8500万美元用于飞机的草图设计。预计该项目的研制费用大约需要6亿美元，双方各出资3亿美元。目前，俄罗斯和印度正在就组建合资生产企业进行谈判。

2008年4月，俄罗斯《商人报》的消息称，飞机单价预计为3500万～4000万美元。

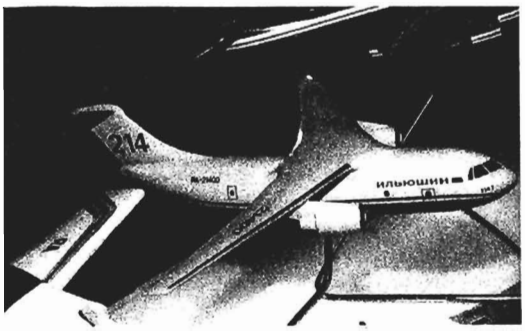
主要型别

IRTA-21计划设计3种型别：客运型，94～104座；货运型，带有尾部装卸斜板；军用战术运输型，尾部有装卸斜板，可运送82名士兵或74名伞兵。

设计特征

上单翼布局，机翼后掠，翼吊式发动机。半硬壳式机身，T形尾翼。可以从未制备机场上起降。采用数字电传操纵飞行控制系统。设计寿命40000次起降或60000飞行小时。

起落架 可收放前三点式起落架。

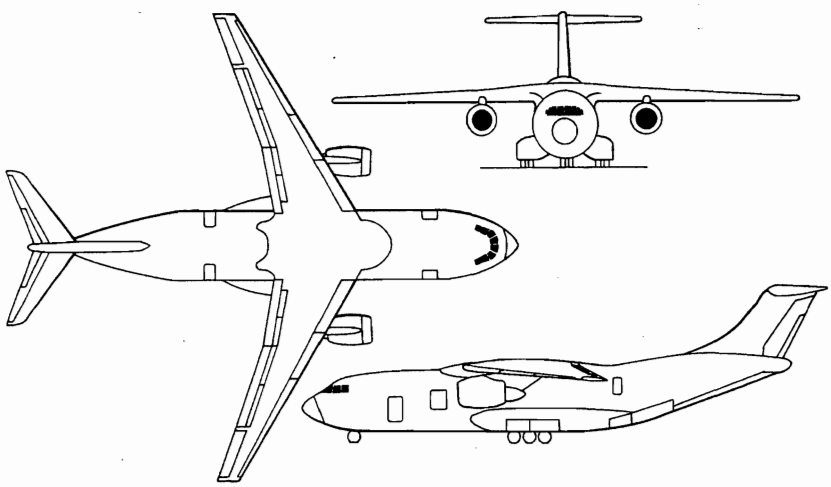


动力装置 双发涡扇发动机，每台推力为103kN。候选发动机包括CFM56、俄罗斯彼尔姆航空发动机公司的PS-12（在研）、英国罗罗公司的BR715、美国普惠公司的PW6000或国际航空发动机公司的V2500。

机载设备 综合飞行导航系统、驾驶舱信息控制、通信雷达和瞄准系统，多功能显示器，两台平视显示器。

使用特点

IRTA-21飞机在设计时要求能够适应各种恶劣的天气条件，并在未制备的机场或高山地区使用。另外，飞机将采用改进的开放式机载系统，以方便功能扩展。飞机的后装卸斜板能够便利地装卸货物，同时还计划在飞机上安装现代化装卸系统以实现货物自动装载，这些特点将为飞机的广泛使用提供必要条件。



技术数据

外形尺寸	
机长	35.20m
翼展	32.25m
内部尺寸	
货舱	
长（不含跳板）	13.85m
长（含跳板）	18.85m
重量及载荷	
最大起飞重量	60000kg
最大着陆重量	49000kg
最大燃油重量	13650kg
性能数据	
最大平飞速度	870km/h
巡航速度	800km/h
空投速度	250km/h
着陆距离（从15m高度）	1350m

Jetstream 41（“喷气流”41）

英国BAE系统公司（原英国宇航公司）

项目概况

“喷气流”41是由英国宇航公司（现为英国BAE系统公司）的子公司——喷气流飞机有限公司在其“喷气流”31基础上设计和制造的双发涡桨支线运输机。该机总承包商为英国喷气流飞机有限公司，其风险分担合作伙伴是英国菲尔德飞机公司（承担电气和航空电子设备的电线束、内部装饰）和斯林斯贝集团（负责生产大型复合材料构件）。

“喷气流”飞机的最初型是英国汉德利·佩吉公司研制的12～20座HP.137短程飞机，该机的生产权后归属于英国宇航公司。1978年英国宇航公司宣布在HP.137基础上研制19座的“喷气流”31支线飞机，“喷气流”41是“喷气流”31的加长型。

“喷气流”41飞机于1989年5月24日开始研制，1989年在法国巴黎航展上展出全尺寸座舱模型。1991年3月27日原型机出厂，同年9月25日首飞。共制造4架原型机用于试飞取证，1992年11月23日取得欧洲联合适航局（现为欧洲航空安全局）合格证，1993年4月取得美国联邦航空条例第25部第71号修正案合格证，1993年5月首次交付美国航空公司使用。

1993年4月，喷气流飞机有限公司宣布从1994年年初起，所交付的“喷气流”41飞机将提高商载航程和飞机性能。1997年5月，英国宇航公司宣布终止“喷气流”41飞机生产。截至1997年7月28日，“喷气流”41飞机共生产103架（包括原型机）。“喷气流”41用户遍及全世界不同地区，例如位于南非约翰内斯堡的南非Airlink航空公司有14架“喷气流”41用于南非国内航线，英国支线航空公司（BRAL）

拥有13架，美国的大西洋海岸航空公司运营32架。中国香港特别行政区有两架经过特别改装的“喷气流”41飞机用于执行各种特殊任务。

主要型别（除基本型外）

公务型 可布置10～16个贵宾座椅，首架于1994年5月开始在美国的总装中心总装，随后交付给了美国联信公司。

客货混合型 客货混合型。可布置18个座椅或10个公务座椅，另可装载3个集装箱，大型货舱门设在机身后部，可快速改换舱内布局。

“喷气流”51 加长型。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，铝合金破损安全3梁式结构。与“喷气流”31相比，翼展加长，安装角为2°30′；副翼做了修改，每个副翼上装有调整片；单梁式双缝襟翼也做了改进，采用电控制和单一的液压作动器驱动。

机身 普通铝合金、化学铣蒙皮、半硬壳式破损安全结构飞机。在“喷气流”31机身基础上加长4.87m，其中机翼前加长2.51m，机翼后加长2.36m。

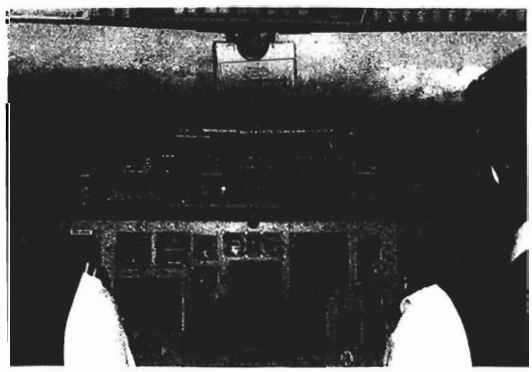
尾翼 悬臂式双梁铝合金结构，水平尾翼安装于垂直尾翼中部，方向舵与升降舵均装有调整片。与“喷气流”31相比，方向舵弦长加大，尾翼面积增加。

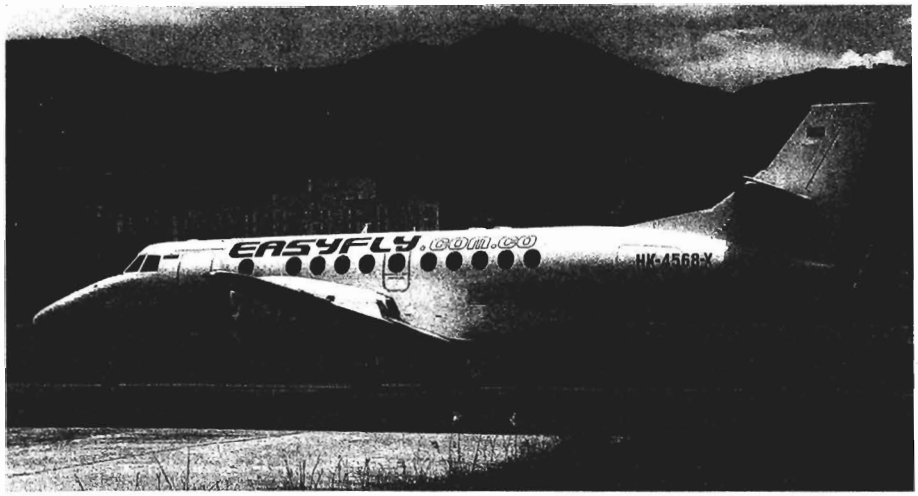
起落架 液压可收放前三点式起落架。采用英国邓禄普公司的机轮和轮胎，所有起落架均为并列双轮。主轮规格为22×6.75，胎压8.27×10^5Pa；前轮规格为17×6.00，胎压2.9×10^5Pa。钢刹车，带有防滑装置。

动力装置 两台联信公司TPE331-14GR/HR涡桨发动机，单台功率为1118kW（后来提高到1230kW），每台发动机驱动一副5桨叶恒速顺桨螺旋桨。机翼内设有整体油箱，有效燃油总容量为3273L（后来增加到3305L）。

座舱 驾驶舱内有两名驾驶员。客舱过道右边安装两列10排座椅，过道左边设置一列9排座椅，排距76.2cm，最多可载29名乘客。卫生间和配餐间设在客舱后部左侧。带登机梯的旅客舱门位于机身左侧，客舱后部右侧有应急舱门。旅客随身携带的行李存于客舱前部的储藏间。主行李舱位于客舱后部，在机翼翼根腹部整流罩处有额外的储物间。客舱前后均设有衣帽间。

系统 装有座舱空调和增压系统。增压系统最大压差0.39×10^5Pa，在7925m高空可保持2438m舱内环境。液压系统压力138×10^5Pa，每台发动机驱动一台可变压力泵，单台泵机





即可提供整个液压系统所需压力。另外，配有手动泵，应急情况下用于襟翼与起落架操纵。在电气系统方面，装有两套28V直流电源和27A·h蓄电池。通过静态变流器提供26V、400Hz交流电。

机载设备 美国霍尼韦尔公司的Primus Ⅱ数字式无线电台和双模应答器；两套导航/通信系统,伏尔/仪表着陆系统/指点信标接收机；无线电罗盘；测距仪；两套应答器；飞行指引仪和气象雷达；霍尼韦尔公司的SPZ-4500全数字式自动飞行控制系统、AH-600姿态/航向基准系统、AZ-810大气数据计算机。飞行数据显示采用霍尼韦尔公司的EDZ-805电子飞行信息系统。也可选装5管电子飞行仪表系统和自动驾驶仪。

使用特点

“喷气流”41是为满足既注重品质又强调低运营成本的区域航空公司而设计的机型，该机提供了一个最优的方案以满足市场需求，即以最低的成本在性能、舒适性和可靠性之间取得微妙的平衡。“喷气流”41飞机内部和外部的低噪声是基于在“喷气流”31开发中所获得的丰富经验。“喷气流”41飞机内部给乘客的感觉是更宽敞、更安静。该机宽敞的客舱可以为客户进行定制设计，从而提供了独一无二的舒适性。该机曾被改装成豪华公务旅行机。精心设计的座舱布局提供了最大的使用灵活性。由于“喷气流”41飞机具有较大的座舱截面和尾部较大的行李门，因而非常适合作运输机用。一旦将其改成运输机，行李门可以用作货运门。

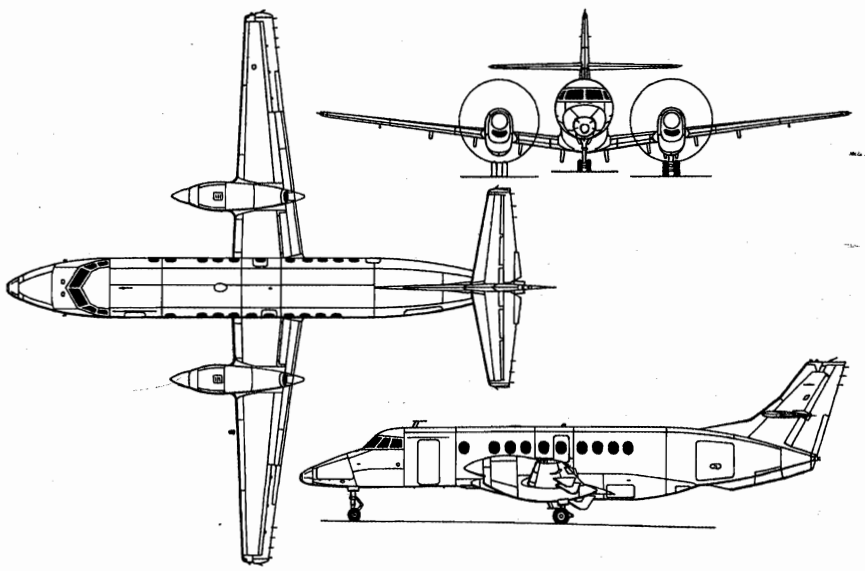
技术数据

外形尺寸	
机长	19.25m
机高	5.74m
翼展	18.29m
展弦比	10.3
机翼面积	32.59m^2
主轮距	6.10m
前后轮距	7.32m
螺旋桨直径	2.90m
螺旋桨离地间距	0.43m
客舱门（高 × 宽）	1.42m × 0.74m

内部尺寸	
客舱	
长度	9.55m
最大宽度	1.85m
最大高度	1.78m
容积	29.5m^3
行李舱容积	
后部	4.81m^3
翼根处	1.35m^3

重量及载荷	
空重	
1994 年前	6143kg
1994 年后	6473kg
最大起飞重量	
1994 年前	10150kg
1994 年后	10886kg
最大着陆重量	
1994 年前	9850kg
1994 年后	10569kg
最大停机坪重量	
1994 年前	10200kg
1994 年后	10932kg
最大零燃油重量	
1994 年前	9000kg
1994 年后	9707kg
最大燃油重量	
1994 年前	2612kg
1994 年后	2703kg

性能数据（估计值，国际标准大气，最大起飞重量，1994 年后交付产品）	
最大限制速度	
至 5300m 高度	583km/h
5300m 以上高度	*Ma* 0.65
最大平飞速度（高度 6100m）	547km/h
经济巡航速度（高度 6100m）	482km/h
最大爬升率（海平面）	11.17m/s
升限	7925m
单发升限	4572m
起飞滑跑距离	1525m
着陆滑跑距离	1280m
航程（29 名乘客，仪表飞行，规定余油）	1093km



L-610

捷克飞机工业公司（原捷克莱特公司）

项目概况

L-610是捷克莱特公司（现为捷克飞机工业公司）在其L-410飞机基础上研制的双发涡桨支线运输机。20世纪70年代末，莱特公司基于苏联航空公司的需求，在L-410基础上研制一种40座级的支线运输机用于代替安-24，新机命名为L-610。该机于1985年正式开始研制，首架原型机采用了捷克瓦尔特公司生产的M602涡桨发动机，功率1358kW，于1988年12月28日首飞。但L-610M没有交付给任何商业用户，一架L-610M交付捷克空军，用于认证和飞行试验。苏联解体后，原本巨大的市场消失，为了飞机的销售，莱特公司将目光转向西方国家，1991年1月莱特公司与美国通用电气公司签订联合生产L-610飞机的协议，飞机动力装置转而采用通用电气公司的CT7-9D涡桨发动机。同时，飞机的机载设备与系统也都选用西方国家的产品，其中美国汉胜公司为飞机提供R79环境控制系统和螺旋桨系统，德国北方微电子精密机械公司提供客舱压力控制系统，以及由美国罗克韦尔·柯林斯公司提供Pro Line Ⅱ航空电子系统。飞机逐渐西化，西方化的机型称为L-610G。L-610G于1992年12月18日首飞，1998年获得适航证。但从20世纪90年代中后期至今，该飞机受到资金不足和项目所有权多次更换的影响，一直发展缓慢。现所属的飞机工业公司已经停止了L-610的发展，并就该项目的出售进行谈判。预计L-610G单机价格为800万～1300万美元（按2002年币值计算）。

主要型别

L-610M 最初型别。配备了苏联和捷克的航空电子设备和瓦尔特公司的M602发动机。共生产6架原型/发展型飞机，其中一架用于静力试验。1997年，莱特公司停止发展L-610M，而把精力集中在L-610G的发展上。

L-610G 当前型别。曾在1999年更名为艾尔斯7000，美国艾尔斯集团失去其经营权后恢复原名。与L-610M构造大体相同，但采用了通用电气公司的CT7-9D涡桨发动机，罗克韦尔·柯林斯公司的航电系统和汉胜公司的环

境控制系统。原型机在1992年秋制造完毕，同年12月进行了首飞。两架L-610G原型机已经制成，第三架飞机的制造没有完成。

L-650 可能的25～30座改型。莱特公司为了填补L-410和L-610之间的座级空白曾考虑的机型。这可能是一个全新的飞机或者是L-610或L-410的改型。

设计特征（L-610G）

相对于20座级的L-410飞机，L-610加装了增压和空调系统，该机可以在未制备的跑道上起降，适合不同地区和不良气象条件，具有30000次起落或20000飞行小时的使用寿命。

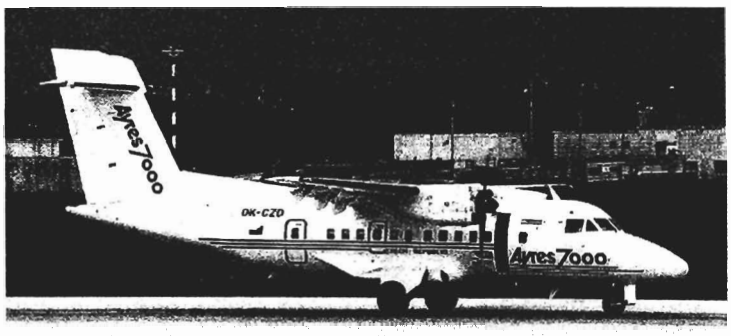
机翼 悬臂式上单翼，高强铝合金和高强合金钢全金属结构。机翼相对厚度为翼根处18.29%，翼尖处12%。上反角2°，安装角为翼根处3° 8′ 38″，翼尖处为0°。1/4弦线后掠角1°。副翼机械操纵，由操纵摇臂配平，其调整片由机电撑杆驱动。单缝富勒襟翼为电－液压驱动。

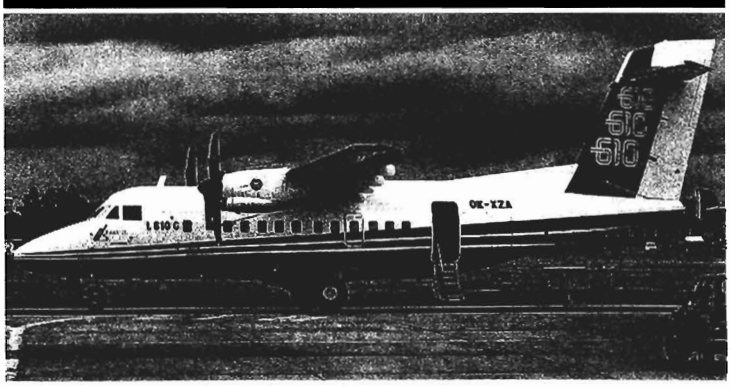
尾翼 升降舵和方向舵机械操纵，方向舵调整片由机电撑杆驱动，升降舵调整片通过螺杆－螺母机械驱动。

起落架 液压可收放前三点式，单轮结构，装有油气缓冲器。前起落架向前、主起落架向内收入整流罩内。前轮尺寸为720mm×310mm，液压盘式刹车，带电控防滑装置。

动力装置 两台美国通用电气公司CT7-9D涡桨发动机，单台功率1305kW，各驱动一副美国汉胜公司的HS-14RF-23型4桨叶可逆桨距螺旋桨。机翼中有两个整体油箱，总容量3500L，压力加油点在机身，重力加油点位于机翼。滑油容量30L。

座舱 驾驶舱空勤人员两名。客舱标准布置为40个旅客座椅，并列4椅，座椅排距76cm。配餐室、卫生间、两个衣帽柜、货舱和行李舱位于客舱后部。座舱也可改为客/货或全货舱布局。全货舱布局时，在主舱可容纳6个535kg货盘，在后行李舱可载400kg货物。客舱门在机身后部，货舱门位于机身前部。左侧的双扇门向外开门，右侧的货舱门亦向外开，与客舱门相对，也用作应急出口。在每侧的机翼下方还设有应急出口。





系统 装有两套发动机引气空调系统，全自动数字增压系统以及辅助动力装置等。电气系统方面，装两台115/200V、25kV·A变频交流发电机和一台由辅助动力装置驱动的8kV·A、115/200V三相交流发电机。另外，还配有两台115V、400Hz变压器（每台1.5kV·A）、两台27V交流变压－整流器和一台25A·h镍镉蓄电池，作为辅

助动力装置起动和辅助电源。机翼和尾翼前缘除冰采用气动除冰带。发动机进气口装有ACT电防冰系统。螺旋桨桨叶根、风挡玻璃、总静压系统和操纵摇臂配平采用电除冰。驾驶舱和客舱均装有供氧系统。

机载设备 航空电子设备采用柯林斯Pro Line Ⅱ和EFIS-86系统。在通信方面，装两部760频道甚高频电台、一部高频电台（选装件）、一部机内通话设备/驾驶员辅助系统、一部ATC应答器、一部舱内录音机。在雷达方面，有柯林斯公司WXR-350气象雷达。在飞行与仪表配置方面，装有柯林斯公司APS-65自动驾驶仪、AHS-85姿态/航向基准系统、两套带有两部着陆航向信标台/下滑道接收器的仪表着陆系统和两部信标接收机、两部罗盘、一或两部无线电高度表、导航计算机、飞行数据记录仪和进近辅助设备。此外，还为每位驾驶员装有柯林斯公司带有电子姿态指引仪和水平位置指示器的5管EFIS-86电子飞行仪表系统，以及中央多功能显示仪。气象雷达数据可在水平位置指示器和/或多功能显示仪上显示。

使用特点

L-610是一种小型支线飞机，并没有投入使用。从设计特点来看，由于当时针对的是苏联市场，所以该机能够适应高严寒恶劣气候，且成本较低；从系统配置来看，该机的动力系统和机载设备都选用了西方主要公司的先进产品，在技术上并不落后。该机适用于短程旅客运输、轻型货物运输、医疗和军事运输。

技术数据（L-610G）

外形尺寸			
机长	21.72m	机翼面积	56.0m²
机高	8.19m	主轮距	4.59m
机身长度	20.53m	前后轮距	6.61m
机身最大直径	2.70m	螺旋桨直径	3.35m
翼展	25.60m	螺旋桨离地间距	1.71m
展弦比	11.7	客舱门	
		高 × 宽	1.625m × 0.76m

货舱门	
高 × 宽	1.30m × 1.25m
勤务舱门	
高 × 宽	1.29m × 0.61m
应急出口（在机翼下方，每侧一个）	
高 × 宽	0.915m × 0.515m

内部尺寸

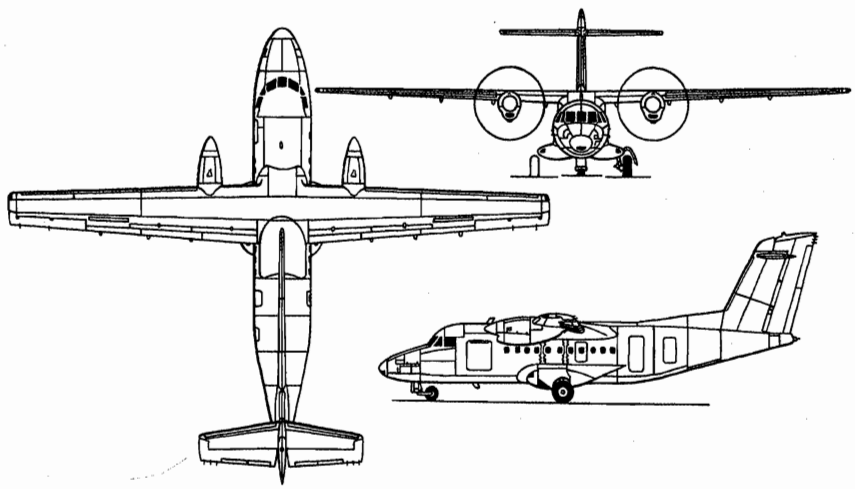
客舱（不含驾驶舱）	
长度	11.10m
最大宽度	2.54m
最大高度	1.835m
地板面积	22.4m^2
容积	44.7m^3
行李舱 / 货舱容积	6.4m^3

重量及载荷

使用空重	9220kg
最大起飞重量	14500kg
最大着陆重量	14200kg
最大停机坪重量	14540kg
最大商载	4536kg
最大零燃油重量	13200kg
最大燃油重量	2700kg

性能数据（最大起飞重量）

最大使用速度	400km/h
最大巡航速度（高度 6100m）	450km/h
远程巡航速度（高度 7200m）	282km/h
最大海平面爬升率	8.5m/s
实际升限（爬升率 0.51m/s）	7200m
起飞场长（FAR/JAR 25，海平面）	
国际标准大气	1006m
国际标准大气 +15℃	1110m
着陆场长（FAR/JAR 25，海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	
反桨	978m
不反桨	1068m
航程（45min 留空余油）	
载客 40 人	1230km
最大燃油	2420km



MA60/600/700（新舟60/600/700）

中国西安飞机工业（集团）有限责任公司

项目概况

新舟60（Modern Ark60，缩写为MA60）是中国航空工业集团公司下属的西安飞机工业（集团）有限责任公司（西飞公司）在运7运输机基础上研制的50～60座双发涡桨支线飞机。该机于1988年开始研制，1991年完成图样设计，原型机曾被称为运7-200A型，第一架适航试验机于1993年12月26日首飞，1998年5月获得中国民航适航部门颁发的型号合格证。1999年，根据用户意见与建议，西飞公司对试验机型进行了64项重要改进，并正式命名为新舟60。通过设计改进、疲劳定寿、新工艺及新技术应用，新舟60在安全性、经济性、舒适性、可靠性、维修性等方面达到或接近世界同类飞机的先进水平。新舟60于1999年11月29日开始总装，2000年2月总装完毕，同年2月14日中国民航西安审定中心对飞机进行了全面的检查验收，同年3月完成首飞，并于同年3月9日飞抵北京进行飞行表演。2000年6月获得中国民航适航部门颁发的型号合格证。

截至2008年，新舟60飞机累计确认订单及意向订单已经超过100架。新舟60的第一个国内正式用户是奥凯航空公司，租赁了10架。津巴布韦采购3架，成为该飞机的第一个国际用户，2005年4月30日首批交付，这是中国拥有自主知识产权、按国际适航标准制造的民用飞机首次出口国外。相继有刚果（布）、赞比亚、老挝、印度尼西亚、菲律宾、玻利维亚等国的航空公司签订了购机合同。新舟60单机价格1250万美元（按2007年币值计算）。

新舟600是在新舟60基础上的改进型，其主要改进项目包括：驾驶舱采用了具有国际先进水平的由5个综合显示器组成的综合航电系统；采用综合信息管理系统，增强系统监控和故障诊断及隔离的功能，在减少大量地面保障设备的同时，自主保障能力得到有效提升；

对全机的动力、机械及线缆、管路、设备舱进行了全面的维修性设计，通过结构改进提高飞机的维修性和整机疲劳寿命；通过开发双发飞机延伸航程运行（ETOPS）功能以满足特殊用户对跨海飞行的需求，航程达到3000km。该型机于2005年开始研制，2008年6月29日下线，同年10月9日成功首飞。西飞公司预计未来10年，新舟600在全球市场需求量将超过300架，其中国内需求120～150架，并预计新舟600到2010～2012年达到10～15架的年产量，最终形成30架的年生产能力。2008年11月在第七届珠海航展上，中国民航飞行学院与西飞公司签订购买两架的合同，成为新舟600首个用户。新舟600计划于2009年取得适航证并交付用户使用。

新舟700是西飞公司正在研制的60～70座级新一代涡桨支线客机。新舟700已经立项并进入研制阶段，预计2014年开始交付。

主要型别

新舟60 初始型。

新舟60-100 改进型。改进部分包括空机减重400kg，增加了高原、高温机场情况下的最大起飞重量，增加单发升限，航程增加了300km，减小了机体阻力，升级了航电系统。

新舟60-500 货运型。货舱门位于机身后部，货舱安装电子绞盘与液压传输设备，最大载重5500kg，满载航程1050km，最大燃油航程2250km。

新舟40 缩短型。载客40人，计划考虑中。

设计特征（新舟60）

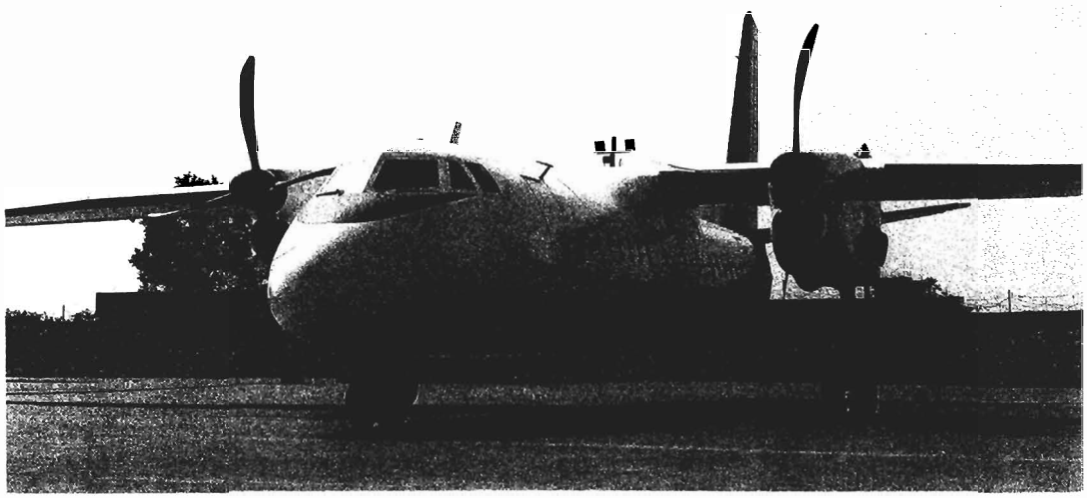
机翼 悬臂式上单翼，由中翼段和两个外翼段组成，中翼段无后掠。梯形外翼上反角2° 12′ 12″，安装角3°，1/4弦线后掠角6° 50′。机翼和尾翼前缘采用气动除冰。

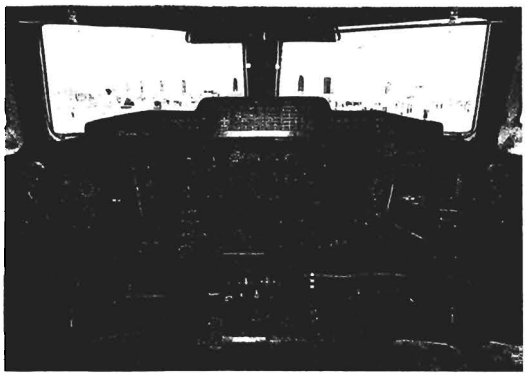
机身 半硬壳式结构，常规轻质合金，蒙皮采用点焊。相比运7-100型，机身加长1m，机头部分进行了重新设计，机身外表面的凸头铆钉改为小气密埋头铆钉，并进行了减阻、减重和优化设计，使结构减重达1000kg，有效地增加了商载。

尾翼 相比运7-100型，垂尾加高，平尾沿翼展方向加长。后掠平尾，平尾上反角9°。

起落架 液压可收放前三点式，双轮式。采用具有应急重力下放功能的液压收放系统。前起落架可转弯操纵，左右可偏转35°。电子防滑刹车系统。

动力装置 两台普惠加拿大公司的PW127J涡桨发动机，单台功率2051kW。单台发动机





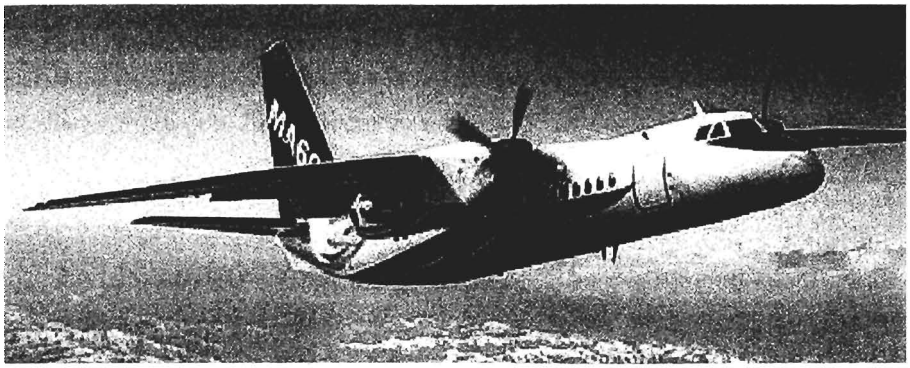
失效的情况下，另一台发动机功率可自动增加至最大起飞功率。美国汉胜公司的243F-3型4桨叶恒速螺旋桨，具有全顺桨和反桨能力，桨叶由复合材料制成。中翼段内的主整体油箱和外翼段的整体油箱共容纳可用燃油5200 L，每个油箱顶部有重力加油口，右侧主起落架舱上设单点压力加油口。

座舱 驾驶舱内有正、副驾驶员和观察员座位，驾驶舱位于飞机中心线上，由对称排列的6块玻璃组成，保证了良好的视野，驾驶舱和前行李舱之间装有防撞门，满足国际民航组织最新的适航要求。新舟600飞机驾驶舱的设计采用了先进的智能化技术和数据融合技术，对结构、操纵、航电和设备布局进行了整体优化和协同设计。

客舱标准布局每排4座，中间有过道，载客56人或60人，排距76cm。客舱高度以欧美男性身高（1.805m）标准设计，舒适性好，客舱两侧上方有宽大的行李柜。货舱位于客舱之后。

系统 美国汉胜公司的GECP36-150CY辅助动力装置，液压系统正常工作压力为157×10^5Pa，用于操纵襟翼、起落架收放、机轮刹车等。配有辅助动力装置驱动的12kW、28V交流发电机和两台115/200V、400Hz静态变流器。此外，还配有两台24V、43A·h的镍镉电池组作为辅助动力装置起动和辅助电源。风挡、螺旋桨桨叶、传感器采用电热除冰和防冰。

机载设备 两台美国霍尼韦尔公司KTR908收发机，一台KHF950 HF和一台KXP756 ATC收发机；美国汉胜公司的AV 557C驾驶舱语音记录器；贝克公司3100型声频系统。美国罗克韦尔·柯林斯公司WXR-350气象雷达，两台ADF-60A无线电罗盘，两台DME-41测距设备



和 ALT-55B 无线电高度表，EFIS-85 电子飞行仪表系统，APS-80 自动驾驶仪，ADS-85 大气数据系统和两套 AHS-85 姿态 / 航向基准系统以及霍尼韦尔公司的 CAS-67A 防撞系统，汉胜公司的 Mk Ⅱ近地告警系统。

使用特点

新舟 60 飞机使用性能良好，油耗低、维修方便，简单实用。新舟 60 飞机可在高温、高原状态下起飞，适应不同航路、跑道的特性，可进行多用途改装，用作货物运输机、海洋监测机、航测机、探测机等。新舟 60 飞机价格仅为国外同类飞机的 2/3，直接使用成本比国外同类飞机低 10% ～ 20%。

在新舟 60 基础上改进的新舟 600 飞机具有更强的集成创新优势，融合国内外先进的系统集成技术，采用了国际先进水平的综合航电系统，使飞行控制及显示高度综合化、规范化，人机界面更加友好。新舟 600 是根据市场及用户需求，在综合航电系统、结构设计和客舱内环境、舒适程度、系统的维修性和可靠性等方面进行全面改进而成。相比新舟 60，新舟 600 的重量减轻，且机身结构的疲劳特性得到提升，飞机维修性大幅改善。新舟 600 飞机采用全新设计的驾驶舱和客舱，采用国际流行的厨卫设施，更趋人性化、便捷化；采用门梯合一的登机门，并将原来的内开式舱门改为外开式，更加符合用户的使用习惯；内装饰采用轻薄的无污染安全材料，壁面采用先进的喷涂工艺，更为环保；舱内色调采用国际流行色，灯光布局合理、光线柔和，并配置重量轻、舒适耐用的航空座椅，加之继承新舟 60 飞机高品质的环控系统和降噪等措施，舱内环境更为舒适、温馨。

技术数据（新舟 60）

外形尺寸			
机长	24.71m	机翼面积	74.98m²
机高	8.853m	主轮距	7.90m
机身最大宽度	2.90m	前后轮距	9.564m
翼展	29.20m	螺旋桨直径	3.96m
展弦比	11.40	客舱门	
		高 × 宽	1.45m × 0.75m

前货舱门	
高 × 宽	1.22m × 1.19m
后货舱门	
高 × 宽	1.34m × 0.75m
紧急出口	
高 × 宽	0.93m × 0.51m

内部尺寸

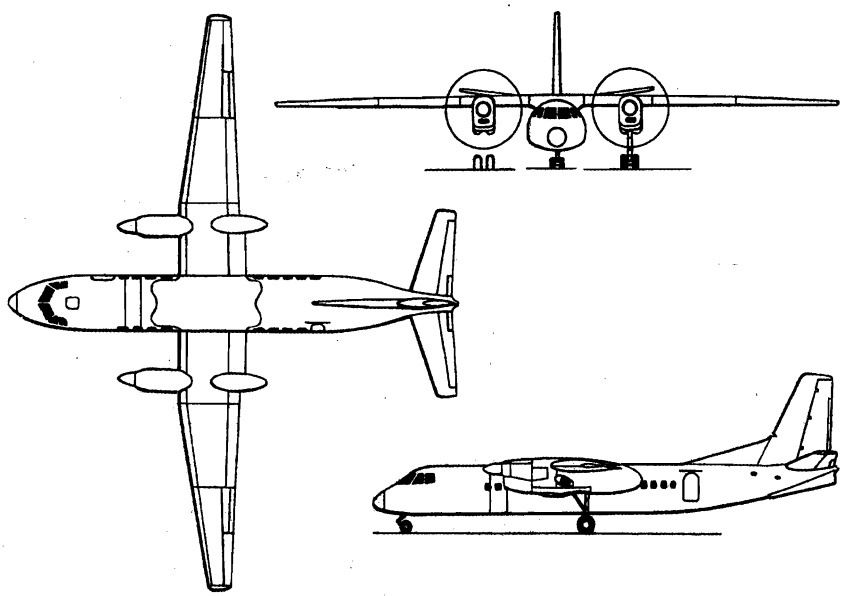
客舱	
长度	10.794m
最大宽度	2.686m
最大高度	1.905m
通道宽度	0.435m
地板宽度	2.395m
行李舱容积	
前	$5.0m^3$
后	$4.5m^3$

重量及载荷

使用空重	13700kg
最大起飞重量	21800kg
最大着陆重量	21600kg
最大停机坪重量	21900kg
最大商载	5500kg
最大零燃油重量	19200kg
最大可用燃油重量	4030kg
最大翼载	$290.7kg/m^2$

性能数据（最大起飞重量，国际标准大气）

最大巡航速度	514km/h
经济巡航速度	430km/h
实用升限	7620m
起飞滑跑距离	810m
起飞场长	1425m
着陆场长	1460m
航程	
载客 56 人（飞行 185km 及留空 45min 余油）	
	1600km
最大燃油	2450km



MIG-110（米格-110）

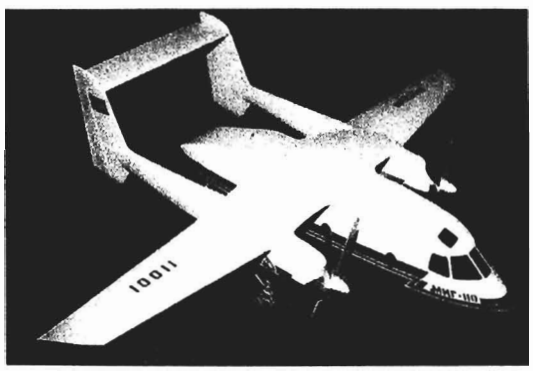
俄罗斯米格飞机制造集团

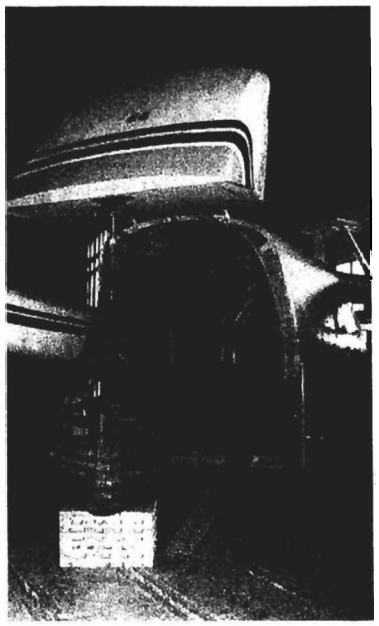
项目概况

米格-110是俄罗斯米格飞机制造集团研制的轻型双发涡桨运输机，1992年2月开始设计，1993年在莫斯科航展上展出。1994年1月政府批准研发，在1997年前一直发展较慢。在米格-AT设计完成后，米格-110项目获得了大量的人员和设备，发展速度大大加快，1998年年底实体模型装配并编写了1/3的生产技术文件，1998年10月27日，俄罗斯同奥地利缔结了合作生产米格-110的协议，由俄罗斯生产飞机部件，到奥地利装配。奥地利负责样机制造、试验和鉴定认证。原计划在苏霍伊航空控股公司（苏霍伊公司）旗下的下诺夫格罗德的雄鹰航空制造厂进行部件生产，但是，2002年年底又要求在米格飞机制造集团下属的沃罗涅什飞机制造厂进行生产，并宣布在2003年间开始原型机的生产，2003年年底开始装配，2005年首飞，在2007年认证。但是计划一再推迟，设计在2004年6月才完成，2005年上半年报道完成了文件印制。但之后没有更多的确切消息。

米格-110主要用于取代安-24/安-26飞机，其主要竞争对手是俄罗斯米亚西舍夫设计局研制的M-60、苏霍伊公司研制的苏-80和图波列夫开放式股份公司研制的图-136。飞机设计符合俄罗斯AP-25标准，飞机满足航空条例AP-34和AP-36提出的环境要求，满足国际民航组织最新条例附件16中第3、第4章的安全性要求。

到2000年2月为止，有20家俄罗斯航





空公司表示了大约200架的订购意向，预计世界市场订货为1900架（包括独联体其他国家1200架）。但到目前为止没有关于交付的进一步消息。

到2000年年底，项目经费为1亿美元，单机成本750万美元（按2002年币值计算），预计售出40～50架后可实现收支平衡。

主要型别

米格-110 基本型。

米格-110A 奥地利装配型。

米格-110M 安装西方电子设备和发动机。

米格-110VT 军用运输机型。用作轻型战术运输机。

米格-110PR 侦察型。

设计特征

机翼 上单翼，带有翼梢小翼。

机身 米格-110的宽体机身，尾部是货舱门，带有装卸斜板，后机身可通过铰链向上打开。预计服役寿命为40000飞行小时。

尾翼 带有Π形尾翼，水平尾翼安装在垂直尾翼顶部。

起落架 前三点式起落架，各起落架均为双轮。主起落架向后收入梁内，前起落架向前收起。

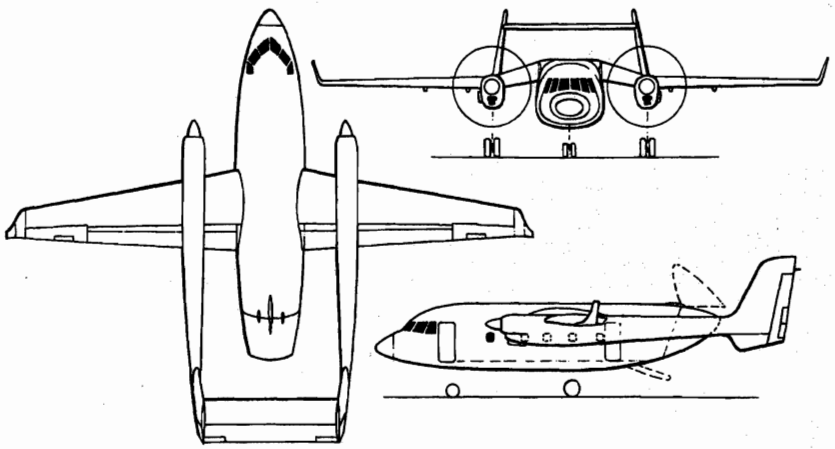
动力装置 两台俄罗斯克里莫夫股份公司的TV7-117S型涡桨发动机。

座舱 双人制驾驶舱；载客48人，或运送15名乘客和3500kg货物，或5000kg货物（包括集装箱和车辆）；座舱增压；主客舱门在机身左前方，带有整体式登机梯。

使用特点

米格-110飞机可以在任何时间、不同气候条件下运送旅客和货物，可以在混凝土跑道、土跑道、雪地跑道起降，也可以在高山机场起降。这为飞机在各种环境条件下使用提供了便利。

米格-110飞机包括3种布局：客货两用型（载客15～20人，3000kg货物）、客运型（48人），货运型（5000kg货物），飞机在机场即可从一种布局更换到另一种布局。此外，米格-110可运送AK-3、ZAK-1、LK-09等多种型号的集装箱和货物。灵活的更换布局和集装箱能够合理地利用机内空间，最大限度提高飞机使用效率。

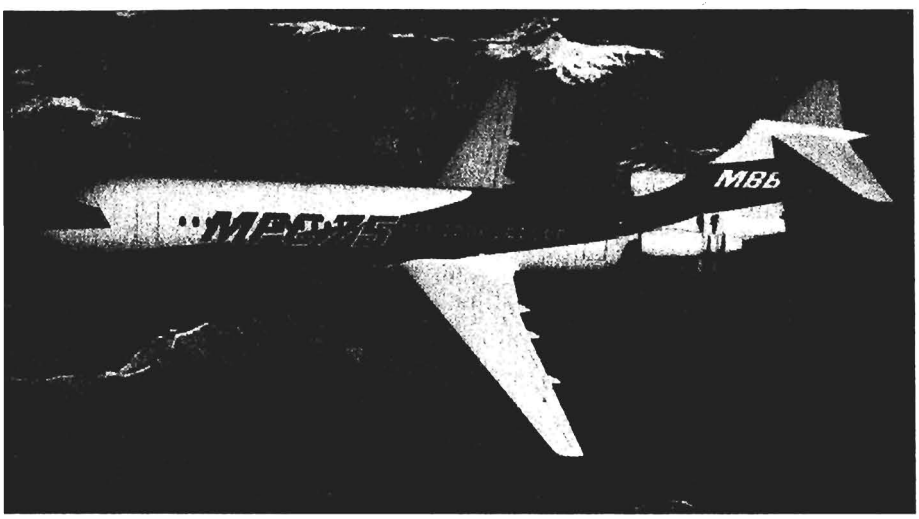


技术数据

外形尺寸	
机长	18.00m
机高	5.385m
翼展	25.00m
内部尺寸	
货舱	
长度	7.40m
最大宽度	2.20m
最小高度	2.20m
最大高度	2.76m
重量及载荷	
最大起飞重量	
制备跑道	15300kg
未制备跑道	12850kg
最大载重	
制备跑道	5500kg
未制备跑道	3500kg
燃油重量	
常规	2000kg
最大	3500kg
性能数据（估计值）	
最大平飞速度	550km/h
最大巡航速度	500km/h
巡航高度	7000m
起飞平衡场长	1000m
航程	
4500kg 商载，预留 30min 备用油	1930km
2660kg 商载，最大燃油重量	4025km

MPC-75

中国西安飞机工业（集团）有限责任公司



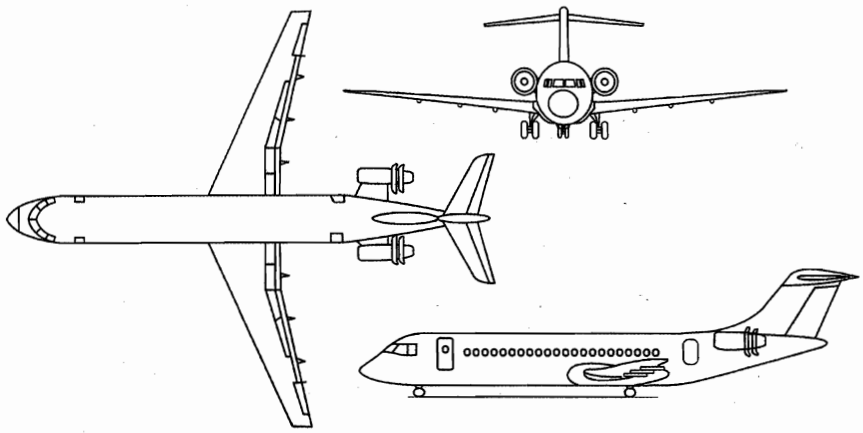
项目概况

MPC-75是中国西安飞机工业（集团）有限责任公司（西飞公司）与原联邦德国MBB公司合作研制的一种70/90座级支线客机，主要用于中短程旅客运输。

1985年10月3日，西飞公司与MBB公司签署了一项合作备忘录，共同探讨研制MPC-75飞机的可行性。1986年6月6日，双方签订协议，决定在德国汉堡建立一个联合办公室，负责领导可行性研究并与未来用户及设备供应商联系。1987年10月15日，双方签署共同研制MPC-75飞机的预先发展阶段协议，项目进入开展课题研究和打样设计阶段。1988年8月，双方签署MPC-75项目总协议和技术转让合同，同年10月正式成立MPC-75股份有限责任公司(MPCA)，开展项目预先发展工作。

为了增强在未来市场上的竞争优势，MPC-75飞机在设计中采用了大量先进技术，如选用两台尾吊式无涵道风扇发动机以降低噪声、减少污染并提高燃油效率，升力面采用复合材料以减轻部件重量，应用系统化概念和一体化技术以达到结构紧凑、重量轻、便于监控的目的，同时通过气动力优化设计使气动力效率有了较大提高。与同类飞机相比，MPC-75飞机具有以下优异的使用特性：给定任务下的飞机重量较轻、舒适性好；载客方案可以多变、地面服务方便、周转快速、利用率高；借助设备自检装置提高了可靠性，易于排除故障，降低了维修成本并提高了出勤率。

按原计划，MPC-75原型机应于1994年年底首飞，1995年年底取得型号合格证，1996年前后交付客户使用。但由于种种原因，MPC-75飞机在项目预先发展阶段结束之后停止了研制。



技术数据

外形尺寸	
机长	32.04 m
机高	7.75 m
翼展	28.59 m
机翼面积	75 m^2
重量及载荷	
起飞重量	29700 kg
商载	9000 kg
性能数据	
最大飞行速度	*Ma*0.8
巡航速度（高度 11000m）	*Ma*0.75 ~ *Ma*0.76
起飞场长	1586 m
着陆场长	1250 m
航程（载客 76 人）	2770 km

MRJ

日本三菱重工业公司

项目概况

MRJ是日本三菱重工业公司正在研制的70～90座级喷气式支线客机。日本三菱重工业公司最初于2004年公布了其支线客机的设计方案，飞机为30座级，采用T形尾翼、尾置两台30kN推力涡扇发动机的布局。2006年，该公司对飞机设计进行了更改，采用了低置尾翼、翼吊发动机布局，加长了机身，飞机为70～90座级，并定名为“三菱支线喷气机”，简称MRJ。2007年6月，三菱重工业公司在法国巴黎航展上展出了MRJ的全尺寸座舱模型，同时公布了项目时间表：2008年第二季度项目启动，2011年年初首飞，2012年交付（后改为2013年开始交付），第一年生产15架。

2008年3月3日成立了三菱飞机公司，负责研制、生产和销售MRJ。2008年3月27日，日本全日空航空公司（ANA）确定以总价约600亿日元（约6亿美元）的价格订购15架MRJ90，并另有10架意向订单，随后三菱重工业公司于2008年3月28日宣布正式启动MRJ飞机项目。MRJ的研发费用约为1500亿日元（约15亿美元），其中1/3的资金由日本经贸工业省在未来4年内以应偿还启动资金援助方式提供。飞机单机价格尚未公布，据估计为30亿～40亿日元(3000万～4000万美元)。

三菱重工业公司预计2009～2028年间全球70～90座级支线飞机市场将需要5000架飞机，而该公司希望MRJ能占据20%的市场份额。目前，三菱飞机公司的主要股东包括三菱重工业公司（67.5%）、丰田汽车（10%）、三菱公司（10%）、住友公司（5%）和三井物产（5%）等。

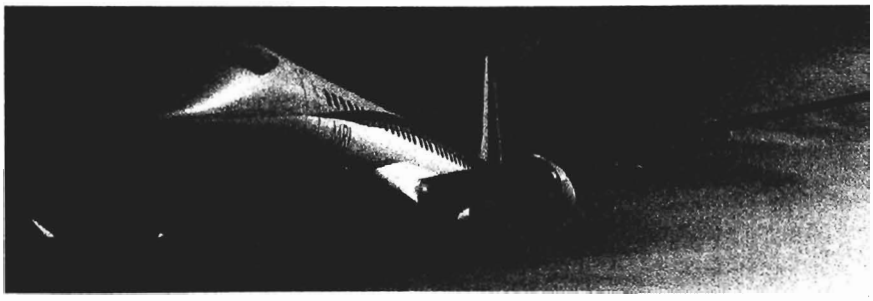
主要型别

MRJ计划发展两种基本型，70～80座的MRJ70和86～96座的MRJ90。每种基本型都有加长型、延程型和远程型。

MRJ70STD 短机身基本型。70～80座级，航程1690km。

MRJ70ER 短机身延程型。70～80座级，航程2590km。

MRJ70LR 短机身远程型。70～80座级，航程3910km。



MRJ90STD 长机身基本型。86 ~ 96 座级，航程 1610km。

MRJ90ER 长机身延程型。86 ~ 96 座级，航程 2590km。

MRJ90LR 长机身远程型。86 ~ 96 座级，航程 3320km。

设计特征

机翼 采用带翼梢小翼的后掠下单翼，主要采用碳纤维复合材料。

机身 传统的铝制机身，机身截面为圆形。飞机结构中，28% 为碳纤维复合材料、1% 为玻璃纤维、58% 为铝制结构，钛和钢结构分别占 9% 和 4%。

尾翼 低置水平尾翼，碳纤维复合材料结构。

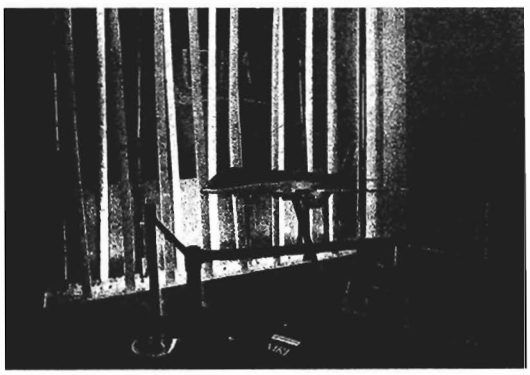
动力装置 MRJ 的动力装置选用了美国普惠公司正在研制的齿轮传动风扇（GTF）发动机 PW1000G。GTF 技术增加了一个齿轮，允许发动机的低压部分和风扇以不同的转速旋转，使得这两个部件可以在各自更有效率的速度下运转，改善绝大多数推进系统因低压涡轮及风扇转速恒定造成的效率低问题，提高了发动机的工作效率。GTF 发动机采用的是全新的核心机，与现有的大涵道比发动机相比，在油耗上降低 12%，噪声上减小 50%。

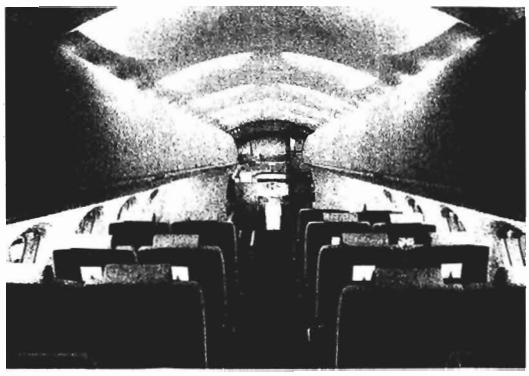
GTF 发动机将为 70 ~ 80 座级的 MRJ70 提供 66.8kN 的推力，为 86 ~ 96 座级的 MRJ90 提供 75.7kN 的推力。

座舱 双人制驾驶舱，前风挡由 4 块玻璃组成，舱顶有逃生舱门。客舱布置为每排 4 座，中间通道，座宽 46cm，座椅采用网状织物靠背，使靠背厚度变薄，从而增加了乘客的腿部空间。头顶的行李柜能容纳 61cm × 41cm × 25cm 的拉杆箱。客舱前后各有一个厨房和卫生间，客舱门设在机身左舷，前后各有一个。行李舱位于客舱后部，并带有向外开的舱门。

系统 采用电传操纵系统。操纵装置选择常规的驾驶仪表盘，而非侧杆控制器。

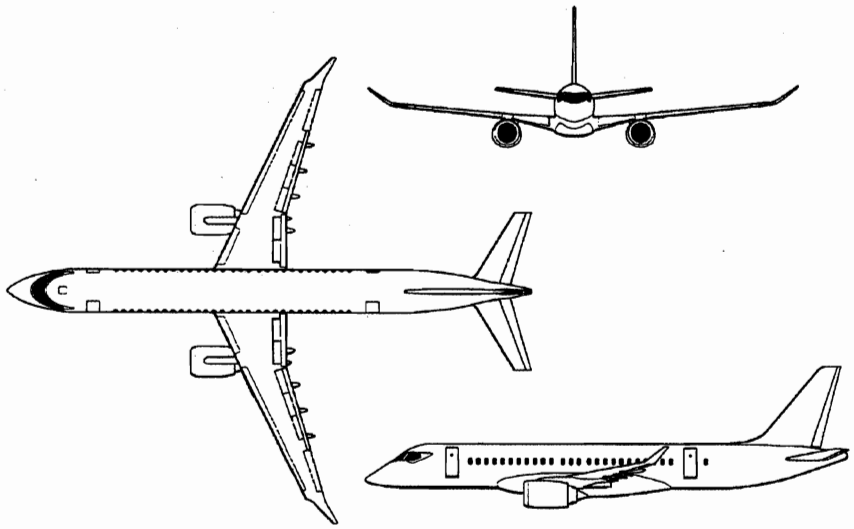
机载设备 美国罗克韦尔·柯林斯公司的 Pro Line 21 航电系统，包括航电计算机和电传操纵系统的计算机。驾驶舱采用 4 屏的电子飞行仪表系统，机长配有平视显示器。





使用特点

从该机的设计目标看，MRJ 在使用成本方面有一定优势，其 70 座级和 90 座级飞机系列使用相同的机翼、尾翼和飞机系统，驾驶员机型等级、维修程序和备件具有通用性，并且通过使用复合材料和先进的气动力技术以及新研发的发动机来减轻飞机重量，降低油耗和维修成本，从而降低运营成本。在舒适性方面，通过提供宽敞的客舱空间、大容量头顶行李柜和无障碍卫生间来为乘客营造舒适的座舱环境，最为独特的是乘客座椅采用三维网状纤维制作，座椅背部和底部比传统座椅薄，乘客腿部可以有更多活动空间，而且纤维材料透气性强，可分散人体压力，使乘坐更加舒适。在环保方面，飞机满足最新的噪声标准（ICAO 第四章）和排放要求（ICAO CAEP 6），与同级的竞争机型相比，MRJ 能降低 20% ~ 30%的油耗，同时减少废气排放。



技术数据

外形尺寸	
机长	
MRJ70	33.6m
MRJ90	36.0m
机高	10.0m
机身最大宽度	2.90m
翼展	29.7m
翼展（含翼梢小翼）	30.90m
内部尺寸	
客舱最大高度	2.01m

重量及载荷	
使用空重	
MRJ70	23900kg
MRJ90	24900kg
最大起飞重量	
MRJ70STD	36500kg
MRJ70ER	38200kg
MRJ70LR	40600kg
MRJ90STD	39400kg

MRJ90ER	41300kg	MRJ70STD	1400m
MRJ90LR	42700kg	MRJ70ER	1530m
最大着陆重量		MRJ70LR	1720m
MRJ70	36500kg	MRJ90STD	1520m
MRJ90	38400kg	MRJ90ER	1660m
最大推力载荷		MRJ90LR	1770m
MRJ70STD	283kg/kN	着陆场长	
MRJ70ER	296kg/kN	MRJ70	1470m
MRJ70LR	315kg/kN	MRJ90	1510m
MRJ90STD	259kg/kN	航程（满载乘客）	
MRJ90ER	271kg/kN	MRJ70STD	1480km
MRJ90LR	280kg/kN	MRJ70ER	2590km
性能数据（估计值）		MRJ70LR	3910km
最大速度	*Ma*0.82	MRJ90STD	1610km
最大巡航速度	*Ma*0.78	MRJ90ER	2590km
起飞场长		MRJ90LR	3320km

N-250

印度尼西亚宇航公司（原国营印度尼西亚飞机工业有限公司）

项目概况

N-250是印度尼西亚飞机工业有限公司(IPTN)，现为印度尼西亚宇航公司（IAe）自主研制的一种双发短程高速支线客机。1987年1月提出研究方案，1989年6月15日在法国巴黎航展上对外公布研制计划。1990年7月选定采用罗罗/艾利逊公司的AE2100涡桨发动机。1992年8月开始制造原型机。首架原型机是50/54座级的N-250-5，后决定将其机身加长，变成64/68座级的N-250-100型，并准备生产3架N-250-100型原型机用于飞行试验，但最后只生产了两架。1995年年底又调整了计划，决定再发展一种能与N-250-100型在一条生产线上制造的50座级（N-250-50型）改型，第五架原型机按此布局制造。1994年11月10日第一架50/54座级原型机（PA1）出厂，1995年8月10日首飞。第二架原型机，也是第一架N-250-100原型机（PA2）于1997年首飞。第三架原型机于1998年年底完成制造。原计划于1997年年中取得印度尼西亚适航认证，1997年年底取得美国联邦航空局认证，但是由于两种认证的兼容性问题和亚洲金融风暴爆发而耽搁了时间，后又计划于2000年完成认证，但又赶上公司调整改革，因而直到目前为止，该项目仍没有新的进展。

该系列飞机的盈亏平衡点为259架，并预计印度尼西亚国内市场需求量为400架。截至1997年11月，已有确认和意向订单共227架，用户中包括印度尼西亚梅帕蒂航空公司(100架)，印度尼西亚布拉克航空公司(62架)，印度尼西亚森帕蒂航空公司(16架)，美国湾流航空公司(10架)，哥伦比亚(4架)，欧洲租赁公司(10架)。该机的研究与研制费用估计为6.5亿美元。并预计N-250-100飞机的单价约为1450万美元（按1996年币值计算）。

主要型别

N-250-50 短机身型。50～54座。第一和第五架原型机按此标准生产。但从第二架原型机（PA2）开始，翼盒安装位置降低，以减少重量和阻力。机身直径加大，以增大座舱和行李舱容积。

N-250-100 早期生产型。60～68座。第二（PA2）和第三架原型机均为该型别产品。机身比N-250-50加长了1.525m，其中机翼前加长0.51m，机翼后加长1.015m，缩短了发动机短舱。

N-250-200 计划中的N-250-100加长机身改型，76座。

N-270 N-250-50的加长机身改型。70座。计划由IPTN提供组件，在美国由美国支线飞机工业公司（由IPTN、通用电气公司和美国的投资商投资）组装。

设计特征

机翼 上单翼，机翼中段（发动机短舱之间的翼段）为等弦长（相对厚度17%），外翼为梯形(相对厚度13%)。安装角2°,上反角3°，外翼扭转角3°。襟翼、偏转扰流片、副翼为全动力电传操纵，但副翼亦有备用机械操纵装置。固定导流片、双缝富勒襟翼，并在每个外襟翼前部带有两段扰流片。偏转扰流片也具有地面阻流板功能。

尾翼 T形布局，后掠垂翼，较大的背鳍，固定式水平安定面无后掠，双铰链方向舵，升降舵和方向舵为全动力电传操纵，但方向舵装有备用电传操纵系统，升降舵亦有备用机械操纵装置。

起落架 法国梅西埃·道蒂公司的并列双轮液压可收放前三点式起落架，均装有油气缓冲器。主起落架收入机身两侧的整流罩内，前起落架向前收入机身。前机轮可转向操纵，转弯角±65°。前轮规格H21×7.25，胎

压 4.96×10^5Pa。主轮规格为 H37 ×11.75，胎压 6.96×10^5Pa。装有英国邓禄普公司 /ABSC 公司的钢盘刹车装置、刹车控制系统和防滑系统。

动力装置 两台英国罗罗 / 艾利逊公司的 AE2100C 涡桨发动机，单台功率 2439kW。每台发动机驱动一副英国道蒂螺旋桨公司的 110 AF/ARA-D/R.381 型 6 桨叶螺旋桨。发动机采用美国古德里奇公司的全权数字式发动机控制系统。全部燃油装于机翼整体油箱内，压力加油口位于右侧主起落架处，每个油箱的重力加油口位于机翼上表面。滑油容量 4.8L。采用飞行加油公司的燃油管理系统，古德里奇公司的燃油测量系统和燃油泵。

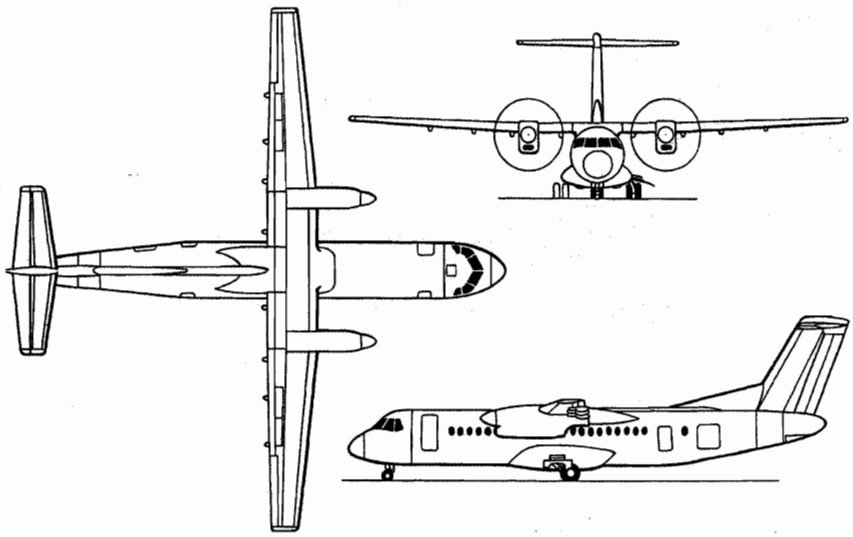
座舱（N-250-100） 驾驶舱两名机组人员。客舱布置为每排 4 座，中间为过道，载客 62 人或 64 人时排距为 81cm，载客 68 人时排距为 76cm，或可选载客 60 人、排距 81cm 并增加载货空间的布局方案。行李舱位于客舱的左前部。卫生间在客舱后部，配餐室在其前部，均位于右侧。旅客登机门位于机身左侧前部。在机身右侧的前、后各有一个服务舱门。应急出口位于客舱左侧后部。主行李舱在客舱的后部，舱门位于右侧。另外，在地板下还有大容量货舱，设有外部舱门。

系统 两套美国汉胜公司的 R90-3WR 环境控制系统和增压系统，压差为 0.41×10^5Pa，法国 SFIM 公司的氧气系统。3 套液压系统，每套压力为 207×10^5 Pa。电气系统包括一台 40kV·A 双通道、变速恒频发电机，由发动机驱动，可提供 115/200V、400Hz 三相交流电，并配有法国奥克西莱克公司（Auxilec）两台变压 - 整流器、两台 43A·h 镍镉蓄电池，分别作为正常和应急电源。古德里奇公司的电源管理装置。机翼和水平安定面前缘采用橡胶除冰带，发动机进气道为热气防冰。

机载设备 美国柯林斯公司的两套甚高频 VHF 422 电台、一套高频 HF9000 电台和一套 TDR 94D 系统，美国 Avtech 公司的机内通信 / 驾驶员辅助（PA）系统、一台应急定位器发射机、固态舱内语音记录仪。柯林斯公司的 WXR-840 气象雷达，也可换装 TWR-850 气象雷达。柯林斯公司的 Pro Line4 电子飞行仪表系统（4 个阴极射线管）和发动机指示与机组告警系统。柯林斯公司的 AHS-85 姿态 / 航向基准系统、426 型无线电罗盘、432 伏尔和 ADC 850 型大气数据系统。一套 442 型测距仪，ALT 55B 无线电高度表，以及近地告警系统、大气数据系统和飞行管理系统。

使用特点

N-250 是印度尼西亚航空工业最雄心勃勃的一个飞机项目，运用了许多最新技术，采用很多新型航电系统，如果能成功则有可能与加拿大庞巴迪宇航集团和巴西航空工业公司的支线飞机一决高下，可惜生不逢时，不仅赶上亚洲金融风暴，而且又遇机构改革调整，所以最终不了了之。



技术数据（A：N-250-50，B：N-250-100）

外形尺寸	
机长	
A	26.63m
B	28.155m
机身长	
A	25.25 m
B	26.775m
机身最大直径	2.90m
机高	8.785m
翼展	28.00m
展弦比	12.1
机翼面积	65.00m^2
主轮距	4.10m
前后轮距	
A	9.745m
B	10.255m
螺旋桨直径	3.81m
螺旋桨中心距	7.67m
客舱门（左、前）	
高 × 宽	1.75m × 0.78m

内部尺寸	
客舱	
长度	13.23m
最大宽度	2.68m
地板宽度	2.41m
最大高度	1.92m
主行李舱容积	11.05m^3
地板下货舱容积	0.60m^3
重量及载荷	
使用空重	
A	13665kg
B	15700kg
最大起飞重量	
A	22000kg
B	24800kg
最大着陆重量	
A	21800kg
B	24600kg
最大商载	
A	6000kg

B	6200kg
最大零燃油重量	
A	19665kg
B	21900kg
最大燃油重量	4200kg
最大翼载	
A	338.5kg/m^2
B	381.5kg/m^2

性能数据（设计值）

最大巡航速度（高度 7620m，国际标准大气）	611km/h
经济巡航速度（高度 6100m）	556km/h
最大爬升率（海平面）	10m/s
实用升限	5180m
起飞和着陆平衡场长（海平面，国际标准大气 + 20℃）	1220 m
航程（最大商载）	1270km
最大航程（50 名乘客）	1481km

RJ70/85/100

英国BAE系统公司（原英国宇航公司）

项目概况

RJ70/85/100 系列飞机是由英国宇航公司（现为英国 BAE 系统公司）所属的阿芙罗公司（AVRO）研制生产的 4 发涡扇短程运输机，是在 BAe.146 飞机基础上改型而成。1995 年法国宇航公司、意大利阿莱尼亚公司和英国宇航公司联合成立了国际支线飞机公司（AI（R）），是为实现在支线飞机领域的联合而建立的一个经济利益集团性的合资公司，于是 AVRO 公司将 RJ70/85/100 系列飞机的市场、销售和用户支援工作交由 AI（R）公司负责，自己只承担生产工作，但 AI（R）

公司于1998年4月因故解散。

尽管RJ70/85/100系列是在BAe.146基础上发展，但进行了大量改进，其中包括采用大功率发动机和全数字式航空电子设备。首架RJ85原型机于1992年3月23日首飞，第一架生产型RJ85飞机于1992年11月27日首飞，1993年4月2日正式交付，并分别于1993年10月1日和1994年6月10日取得英国民用航空局（CAA）和美国联邦航空局适航证。从1996年起，该系列飞机又进行了更多的改进，包括减小阻力，减少油耗5%～10%，同时增加座舱压差，使巡航高度达到10670m（35000ft）。到2001年该机生产线关闭时共生产了166架。该机主要用户国家包括意大利、英国、澳大利亚、瑞士、印度尼西亚和哥伦比亚等。

主要型别

RJ70 短机身型。在BAe.146-100基础上改型，可乘坐70～94名旅客。共生产了12架。

RJ85 长机身型。在BAe.146-200基础上改型，可乘坐85～100名旅客。共生产了87架。

RJ100 加长机身型。在BAe.146-300基础上改型，可乘坐100～112名旅客。

设计特征

机翼 上单翼，全金属、整体机加工梁和肋与机加工蒙皮组成的破损安全结构机翼。增升翼型；翼根与翼尖处相对厚度分别为15.3%和12.2%，后缘上反角3°，翼根与翼尖安装角分别为3° 6′和0°，后掠角15°。机翼后缘78%的翼展长度上装有富勒襟翼，由英国道蒂公司作动筒驱动。每个机翼上有3块自动减升板，减升板外侧装有液压操纵的滑跑阻流片，但无机翼前缘增升装置。副翼为机械操纵。

机身 化学铣蒙皮、破损安全结构，并对RJ100机身中段结构进行了加强；机头无桁条，机身其余部分采用弯边槽形截面桁条，同龙骨部位上的蒙皮胶结；Z形截面桁条采用湿胶结组装并在龙骨部位同蒙皮铆接一起。后机身两侧有减速板，关闭时形成尾锥。

尾翼 T形尾翼，其化学铣蒙皮同弯边槽形截面桁条胶结；水平安定面安装角固定；升降舵机械操纵，其上装有配平和伺服调整片；方向舵采用助力操纵。

起落架 英国道蒂公司设计的液压可收放前三点式起落架，均装有并列双轮，主起落架收入机身两侧的整流罩内，前起落架向前收起，可操纵转弯±70°。起落架支柱上装有油气缓冲器，前轮为伸缩套管支柱结构。主轮规格为12.50-16，RJ70胎压8.41×10^5Pa；前轮规格为7.50-10，RJ70胎压7.79×10^5Pa，也可选装低压轮胎。采用英国邓禄普公司多盘式碳刹车，由复式液压系统操纵。前轮地面转弯半径：RJ70为11.53m，RJ85为12.55m，RJ100为13.97m。

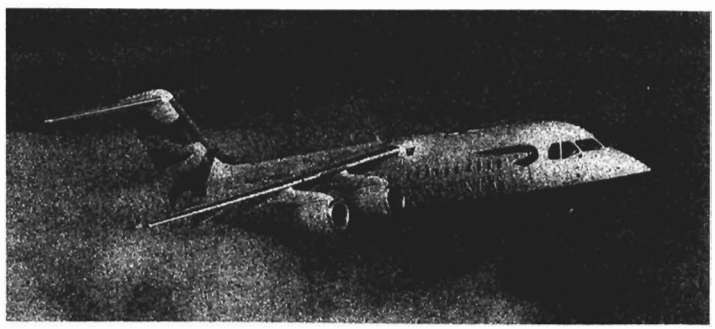
动力装置 4台美国联信公司（现并入霍尼韦尔公司）LF507涡扇发动机，单台推力为

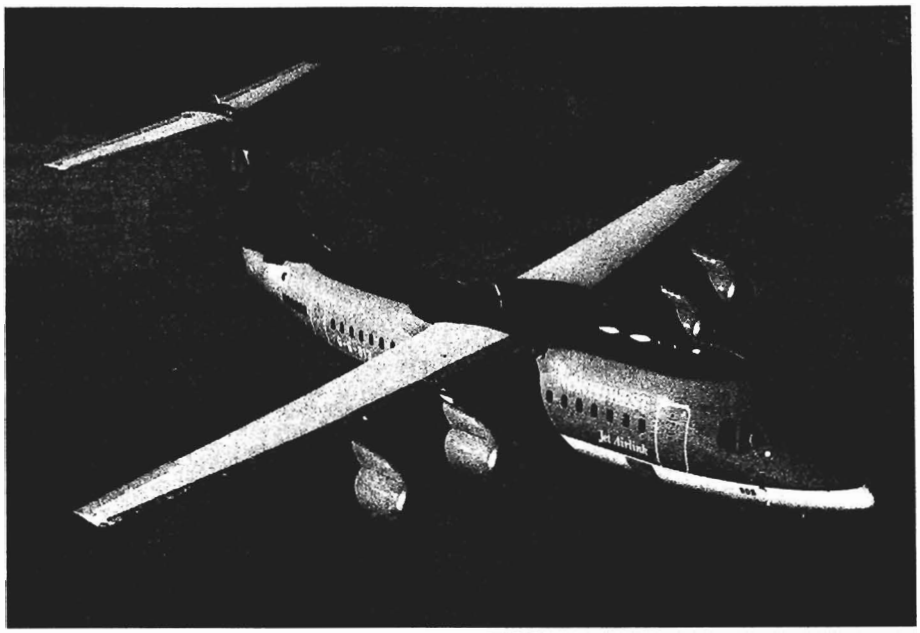
31.1kN，安装于翼下吊舱内，带有全权数字式发动机控制系统，无反推力装置。有两个整体机翼油箱和一个中央翼段油箱，中央翼段油箱在客舱上方装有排气和卸油密封膜，3 个油箱的有效燃油容量为 11728L。根据用户的要求，还可在两侧翼根整流罩内加装辅助油箱，其总容量为 1173L，从而使飞机燃油总量达到 12901L。在右机翼的外侧发动机的外侧有一个压力加油口。

座舱 驾驶舱内有两名驾驶员，还可选择安装观察员座椅，另有 2 ~ 3 名客舱工作人员。RJ70 客舱为每排 5 座，可容纳 70 名旅客；或每排 6 座，可载客 94 人，排距为 74cm。RJ85 通常为每排 5 座，可容纳 85 名乘客；或每排 6 座，可载客 100 人，排距 74cm。RJ100 的标准布局为每排 5 座，排距 79cm，可容纳 100 名旅客；或每排 6 座，可载客 112 人。在客舱前部设有一个向外开的旅客舱门，后部左侧也有一个旅客舱门。根据用户要求，可选装内装登机梯式旅客舱门。客舱右侧前后各有一个勤务舱门。在客舱地板下设有货舱和行李舱。所有舱均装有增压和空调系统。

系统 装有利用发动机引气的座舱空调和增压系统，在客舱前后装有带放气阀的电动气动增压控制装置，最大压差 0.51×10^5Pa，在 10670m (35000ft) 高空可保持在 2440m (8000ft) 高度舱内环境。复式液压系统用于驱动起落架、襟翼、方向舵、滑跑阻流板和减升板、减速板、前轮转弯操纵、刹车及辅助燃油泵，工作压力为 207×10^5Pa。两台 40kV·A 的交流发电机，提供 115/200V、400Hz 三相交流电，通过变压－整流器提供 28V 直流电。此外，还配有液压驱动的应急供电装置。装有美国汉胜公司 APS 1000 辅助动力装置，用于空调和应急发电。配备了失速告警及识别系统，它由振杆器（告警）和杆力传感器（识别）组成，在将要达到失速条件时，系统提供软和硬修正杆力。机翼和水平安定面前缘采用热气除冰。风挡采用电防冰和除雾系统，此外还装备了排雨装置。

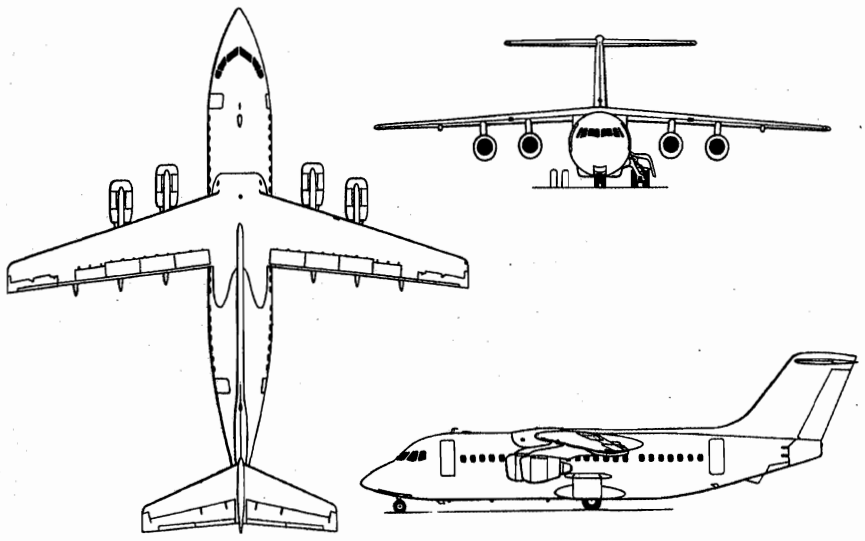
机载设备 装有两部带有 ARINC 700 接口的甚高频电台、高频电台和舱内录音机。飞行系统包括美国霍尼韦尔公司的数字式飞行控制系统，带有故障被动防护功能的自动驾驶仪、自动油门、偏航阻尼器、风切变探测和保护系统；导航系统有霍尼韦尔公司的信标接收机，两套测距仪，无线电高度表，两套甚高频导航，无线电罗盘，两套霍尼韦尔公司的惯性参考系统（IRS），两套定向仪（ADF），两套 S 模式应答器，本迪克斯公司的 CAS-66A 空中交通告警与防撞系统（TCAS）。另外还装备了霍尼韦尔公司的增强型近地告警系统（EGPWS）、Primus 650 彩色气象雷达、Cat. Ⅲ a 类仪表着陆系统（可选装 Cat. Ⅲ b 类设备）。在仪表方面，装有霍尼韦尔公司的 4 管电子飞行仪表系统，其中包括 127mm × 152mm 显示器，用来向正驾驶员和副驾驶员独立提供主飞行显示和导航显示功能。英国史密斯宇航公司两管电子仪表系统，以提供每台发动机各自的运行状态显示。





使用特点

RJ70/85/100 系列飞机是在 BAe.146 基础上发展的，采用了大功率发动机、全数字式航空电子设备和全权数字式发动机控制系统，减轻了飞机重量，提高了运营经济性。该系列飞机采用通用性设计，具有相同的座舱设备和发动机，为航空公司使用提供了灵活性，降低了维修成本及备用航材的库存。RJ 系列飞机良好的性能以及更好的进近能力使该系列飞机既可在大城市的中心机场起降，也可在短跑道或简易机场起降，加上飞机噪声很低以及 4 发布局所具有的安全性，使该系列飞机特别适于用作公务专机。



技术数据（A：RJ70，B：RJ85，C：RJ100）

外形尺寸	
机长	
A	26.20m
B	28.60m
C	30.99m
机高	
A	8.61m
B	8.59m
机身最大直径	3.56m
翼展	26.21m
展弦比	8.9
机翼面积	77.30m^2
主轮距	4.72m
前后轮距	
A	10.09m
B	11.20m
C	12.52m
螺旋桨直径	4.70m
螺旋桨离地间距	1.55m

内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	
A	15.42m
B	17.81m
C	20.20m
最大宽度	3.42m
最大高度	2.02m
地板下行李舱 / 货舱容积	
A	13.7m^3
B	18.3m^3
C	23.0m^3

重量及载荷	
使用空重	
A	23900kg
B	24600kg
C	25600kg
最大起飞重量	
A	43091kg
B	43998kg
最大着陆重量	
A	37875kg
B	38555kg
C	40143kg
最大停机坪重量	
A	43318kg
B	44225kg
C	46266kg
最大商载	
A	10205kg
B	11566kg
C	12247kg
最大零燃油重量	
A	33793kg
B	35834kg
C	37875kg
最大燃油重量	
标准	9362kg
选装	10298kg

性能数据（除注明外，均为国际标准大气，最大起飞重量）	
升限	10670m
最大使用马赫数	0.72
最大使用速度	
A，B	555km/h
C	565km/h
巡航速度（10670m 高度）	720km/h
航程（最大商载）	
A	2666km
B，C	2129km
航程（最大燃油）	
A	3074km
B	2963km
C	2759km

噪声特性	
起飞噪声	
A	81.9dB
B	83.0dB
C	84.7dB
进近噪声	
A	97.5dB
B	97.3dB
C	97.6dB
侧向噪声	
A	87.2dB
B	88.6dB
C	88.2dB

SAAB 340（萨伯340）

瑞典萨伯公司

项目概况

萨伯340是瑞典萨伯公司和美国费尔柴尔德公司合作研制生产的双发涡桨支线运输机。最初命名为SF 340，两家公司于1980年1月签订合作研制、生产、销售该飞机的协议，同年9月完成了方案论证，并获得了第一家用户——瑞士十字航空公司的订单。1983年1月25日，第一架SF 340原型机首飞，第二架原

型机于同年 5 月 11 日首飞，第三架原型机于同年 8 月 25 日首飞。第四架飞机也是第一架生产型飞机——SF 340A 于 1984 年 3 月 5 日首飞，同年 5 月 15 日取得瑞典适航证。随后于 1984 年 6 月取得欧洲 10 个国家民航管理局和美国联邦航空局共用的 FAR/JAR 合格证。首架 SF 340A 于 1984 年 6 月瑞士十字航空公司投入航线运营，同年 8 月进入美国航线飞行。

1985 年 11 月，费尔柴尔德公司从该项目中撤出，由萨伯公司全面接手，但费尔柴尔德公司继续作为供应商负责制造机翼和尾翼，直至 1987 年完成制造第 108 架 SF 340A 为止。此后费尔柴尔德公司完全退出 SF 340A 项目，该机名称也改为 SAAB 340A（萨伯 340A）。随后萨伯公司于 1987 年推出萨伯 340B 型飞机，萨伯 340B 型采用功率更大的发动机，增加了最大起飞重量。萨伯 340B 的出现激励了飞机销售，瑞士十字航空公司再次成为第一家用户，美利坚鹰航空公司一次订购 100 架萨伯 340B 成为萨伯公司最大用户。

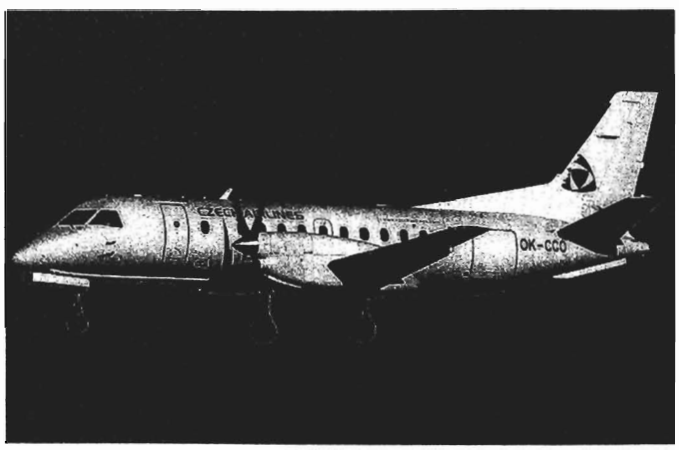
然而面对涡桨支线客机需求量的大幅度下降，萨伯公司被迫于 1998 年关闭了萨伯 340 生产线，最后两架萨伯 340B 飞机分别于 1999 年 5 月 21 日和 6 月 1 日交付日本的两家航空公司。萨伯 340 飞机共制造 459 架（其中包括 4 架原型机）。截至 2008 年 5 月，仍有 416 架萨伯 340 在世界各地服役。运营该型机的国家和地区除瑞典外，还有美国、加拿大、阿根廷、中国、中国台湾、日本、芬兰、英国、法国、西班牙、瑞士、德国、奥地利、捷克、斯洛伐克、拉脱维亚、埃及、澳大利亚和新西兰。

■ 主要型别

萨伯 340A 初始生产型。30 ～ 36 座，首架于 1984 年 6 月交付，最后一架在 1989 年 9 月交付，此后被萨伯 340B 取代，共制造了 159 架（包括原型机）。1985 年年中进行了改进，发动机的功率由 1215kW 提高到 1294kW，并加大了螺旋桨；1988 年年中改用新的客舱布局，使之符合新的防火规范。

萨伯 340B 生产型。33 ～ 36 座，1987 年开始研制，可以在高温、高原机场或短跑道机场起降。从第 160 架开始取代萨伯 340A。1989 年 4 月首飞，同年 7 月 3 日取得合格证。1989 年 9 月交付第一架飞机。该机安装美国通用电气公司具有自动功率储备的 CT7-9B 发动机，增大了水平尾翼翼展，提高了商载、航程和起飞重量。

萨伯 340 AEW&C 预警型。瑞典空军命名为 S-100B“百眼巨人”（Argus），增装名为 FSR-890 的任务系统。机背上安装了瑞典爱立信公司的 PS-890“爱立眼”（Erieye）多普勒侧视侦察雷达，其重量超过 900kg，采用固定的有源相控阵天线（长 9m），对低空和高杂波环境下战斗机目标的探测距离为 350km。除增装任务系统外，在气动结构方面也做了一些改进，如增大了后机身下的腹鳍，在垂直安定面和方向舵上加装了涡流发生器，两台发动机的推力线向右倾斜一个角度。此外，将辅助动力装置放置于加长的尾锥段中，用于提供电力；在机



舱增装了第三套空气循环系统，用于为任务设备提供冷却。

1993 年 2 月瑞典空军订购一架原型机，同年 12 月 23 日又增订 5 架。1999 年年底到 2000 年年初，机队形成全部作战能力。整个订货总值约 5 亿瑞典克朗，飞机单价约 2500 万美元（不包括备件、训练和后勤保障设备等）。2007 年 10 月，泰国签署协议购买两架萨伯 340 AEW&C，其中仅一架安装 PS-890“爱立眼”多普勒侧视侦察雷达。

340BPlus 具有萨伯 2000 特点的萨伯 340B 的改型，1994 年 2 月开始研制。该机在座舱舒适性、机场适应性以及降低维修费用方面有所改进。首架样机于 1994 年 4 月 10 日交付用户。1995 年获加拿大批准，容许在砾石跑道上起降。采用当时先进的客舱内饰，客舱座椅上方的行李柜容积增大 15%，改进了舱内照明，采用新的旅客服务设施，重新设计旅客座椅和卫生间。另外，还可选装主动噪声控制系统，以降低客舱噪声水平；可选装加长型翼尖（每侧机翼外段延长 0.61m），使起飞重量增加 450 ～ 650kg（该翼尖改进于 1995 年 12 月获得 FAA/JAA 批准）；选装砾石跑道保护套件，套件包括前起落架和主起落架护罩、右侧机身保护板、机身下部天线保护装置、冲压进气口专用罩、灯标和螺旋桨前缘保护装置。

340BPlus SAR-200 为日本海上安全部门研制的海上救援改型。在机身下方装有 AN/APS-143（V）全向搜索雷达，转塔安装 AN/AAQ-22 前视红外系统，GPS 和甚低频欧米伽导航设备，加大了侧舷窗，增装了曳光弹和标志发射 / 投放系统及救生设备投放舱。首架该型机于 1997 年开始交付。

设计特征

机翼 金属双梁破损安全结构。翼型为 NASA MS（1）-0313，梯形平面，1/4 弦线后掠角 3° 36′，翼根处相对厚度为 16%，翼尖处为 12%，从翼根起上反角 7°，翼根处安装角 2°。单缝襟翼为铝合金梁、蜂窝芯和铝合金面板结构，其前、后缘为凯芙拉复合材料结构，采用液压驱动。副翼为凯芙拉蒙皮、玻璃钢前缘，装有配平随动补偿片，由机电系统驱动。

机身 全金属破损安全结构，圆形截面，桁条和蒙皮为 2024/7075 铝合金，机舱分成 3 段，后机身下装有小导流片。所有的舱门为铝合金蜂窝结构，天线罩为双壳玻璃钢结构，机舱地板采用碳纤维复合材料夹层结构。

尾翼 后掠垂直尾翼，铝合金蜂窝结构，同机身构成一个整体。水平安定面无后掠，但明显上反，铝合金蜂窝结构。方向舵和升降舵采用凯芙拉复合材料蒙皮和玻璃钢前缘，装有配平弹簧补偿片。所有补偿片采用机电系统驱动。

起落架 液压可收放前三点式起落架，均为并列双轮，装有油气缓冲器。所有起落架均向前收起，主起落架收入发动机短舱内。前起落架可液压操纵转弯 ±60°。主轮规格为

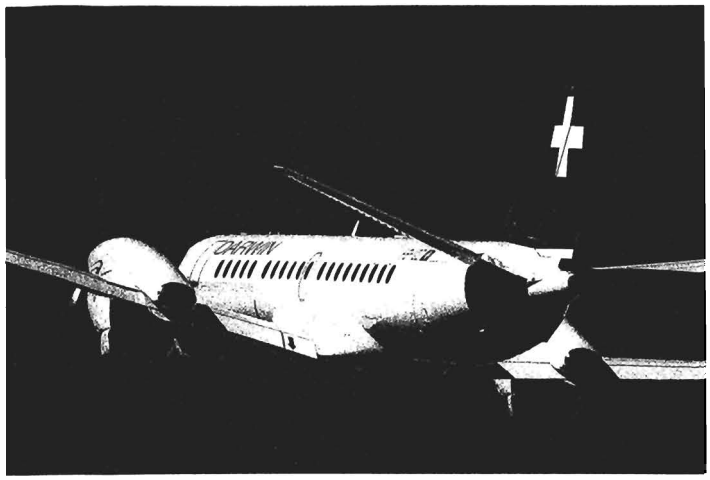
24×7.7-10，胎压 8.20×10^5Pa；前轮规格为 17.5×6.25-6，胎压 3.80×10^5 Pa。主起落架装有独立的液压碳圆盘式刹车，并配有防滑装置。最小地面转弯半径 8.90m。

动力装置 两台美国通用电气公司的CT7-9B 涡桨发动机，每台发动机的正常起飞额定功率为 1305kW，采用自动功率储备为 1394kW。每台发动机驱动一副英国道蒂公司（或选装美国汉胜公司）的具有自动顺桨和逆桨距功能的 4 桨叶慢转恒速螺旋桨，也可选装螺旋桨刹车。燃油箱位于机翼内，每侧机翼有两个整体油箱，总燃油容量 3220L。在右侧外翼前缘有一个压力加油口，每侧机翼上表面还各有一个重力加油口。滑油容量为 13.8L。

座舱 驾驶舱内两名驾驶员及一名观察员。服务员座椅设在客舱的左前部位。客舱装有 12 排 3 列座椅，座椅排距为 76cm。另外在客舱前部右侧还装有两个背靠背座椅，最多可乘坐 37 位旅客（标准乘坐 35 名旅客），中间留有过道。背靠背座椅，可根据用户要求改为配餐室和（或）行李舱 / 衣帽间。标准客舱布局中，其左侧设有配餐间、衣帽间或储藏间，卫生间设在客舱的前部或后部。飞机机舱可快速易型，即从旅客舱转换为货舱，反之亦然。或转换成客货两用型，可载 19 名旅客和 1500kg 货物。

旅客舱门位于客舱前部左侧，带有独立的前收登机梯。Ⅱ型应急出口在右侧，与旅客舱门相对。另外在每侧机翼上方还各设有一个Ⅲ型应急出口。在驾驶舱舱顶设有乘务人员应急离机口。在每个旅客座椅下有存放行李的空间，其座椅上方也有储存箱。主行李舱 / 货舱位于旅客舱后面，其大型舱门位于左侧。整个机舱，包括行李舱均为增压舱。

系统 采用机械操纵系统。美国汉胜公司的环境控制系统，最大压差 0.48×10^5Pa，在 3360m（11000ft）高度，舱内可保持海平面环境；在 7620m（25000ft）高度保持 1525m（5000ft）舱内环境。装有按需供压的液压系统，最大工作压力为 207×10^5Pa，用于驱动起落架、机轮和螺旋桨制动、前机轮转弯和襟翼操纵。该液压系统由一台 28V 直流电机驱动的油泵供压力油。备用液压系统通过 4 个蓄压器和驾驶员手动泵，以及应急液压油箱提供压力油。电源系统由两台发动机驱动的 28V、400A 直流起动 / 发电机供电。两台 26kV · A 交流发电机，为供热



统（发动机和螺旋桨由一个操纵杆控制）。英国道蒂公司的R381型6桨叶恒速螺旋桨，具有自动顺桨和逆桨距功能。每个螺旋桨均安装有电子除冰装置。每侧机翼上有两个整体油箱，总有效容量5300L。在右侧外机翼蒙皮上有一个压力加油点。每侧机翼的上表面还有重力加油口。发动机短舱采用超塑性成形/扩散连接的钛合金防火结构。美国汉胜公司的辅助动力装置为发动机的起动和空调系统提供动力。

座舱 驾驶舱内有3名或4名机组人员，包括服务人员。标准客舱载客50人，每排3座，排距81cm，中间留有过道。但是，把客舱后隔板往行李舱内移动一个配餐室和衣帽间的空间，可加大客舱长度，使客舱布局增加到58个座椅，排距为76cm。主行李舱位于旅客舱后面，舱门设在左侧。在客舱前右侧还设有一个较小的行李舱。旅客舱门设在客舱前部左侧，勤务/应急舱门位于后部右侧，在每侧机翼上方还各设有一个Ⅲ型应急出口。整个机舱均有增压和空调系统。客舱内装有英国超级电子公司开发的主动噪声抑制系统，采用72个传声器和36个扩声器连续不断地监控噪声水平，并通过微处理器电子系统，产生一个反相声场，以降低客舱噪声水平。

系统 在系统配置方面，装有美国汉胜公司的环境控制系统（利用发动机引气），最大压差0.48×10^5Pa。装有一套采用Abex泵的液压系统，用于驱动起落架、襟翼、升降舵和方向舵操纵。采用美国古德里奇公司的气动除冰带系统，用于机翼/垂直尾翼/水平尾翼前缘除冰；发动机进气道利用其尾气防冰；螺旋桨桨叶采用电除冰；风挡玻璃为电加热防冰。在电源系统方面装有两台发动机驱动的45kV·A变频发电机，提供115/200V三相交流电；另外还配有4台直流蓄电池。装有辅助动力装置为发动机起动和环境控制系统提供动力。此外，还装有美国斯科特公司的氧气系统、美国太平洋科学公司的火警探测系统和英国基德·格雷纳维公司（Kidde-Graviner）的灭火系统。

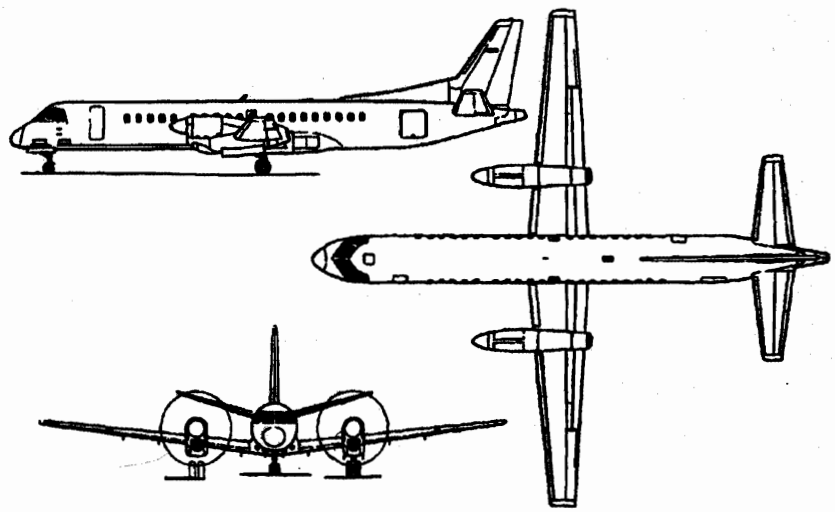
机载设备 在通信设备方面，装有通信、导航设备和无线电调谐装置。在雷达设备方

面，装有美国柯林斯公司的 WXR-840 固态气象雷达系统，还可选装湍流探测雷达。在飞行与仪表方面，配有姿态 / 航向基准系统、数字式大气数据系统、飞行管理系统，还可选装惯性基准系统。此外，还装有柯林斯公司带有 6 个阴极射线管显示器的 Pro Line 4 成套设备、综合航空电子处理系统和发动机指示与机组告警系统，还可选装空中交通告警与防撞系统。

使用特点

萨伯 2000 具有涡喷飞机的速度和涡桨飞机的经济性，特别是该机客舱内安装了主动噪声抑制系统，使舱内噪声很低，平均 76dB，与其他同类飞机相比，乘客会更加舒适。同时，萨伯 2000 具有高的签派率，其设计值为 99.2%，即飞机离港延误 15min 以内的原因，仅有 0.8% 的可能性是由飞机技术问题引起的。实际使用中，萨伯 2000 的签派率完全达到并超过了设计目标。高签派率是衡量航班准时与否的重要指标，同时是对用户最好的使用承诺。另外，萨伯 2000 的部件更换率远远低于平均水平，每 1000 飞行小时低于 10 次。

尽管萨伯 2000 是性能非常不错的支线飞机，可以说是目前最先进的涡桨支线飞机，但与性能更优、客舱也更舒适的喷气式支线客机，如加拿大庞巴迪宇航集团的 CRJ 系列和巴西航空工业公司的 ERJ145 系列支线客机相比，萨伯 2000 就难以找到立足之地。不过随着未来能源的缺乏和油价不断升高，像萨伯 2000 这样的先进涡桨支线飞机还将有更好的前景。



技术数据

外形尺寸	
机长	27.28m
机高	7.73m
机身最大直径	2.31m
翼展	24.76m
展弦比	11.0
机翼面积	55.74m^2
主轮距	8.23m
前后轮距	11.22m
螺旋桨直径	3.81m
螺旋桨离地间距	0.46m
客舱门	
高 × 宽	1.60m × 0.69m
行李舱门	
高 × 宽	1.30m × 1.35m
勤务 / 应急舱门（右、后）	
高 × 宽	1.22m × 0.61m
应急出口（机翼上方、每侧）	
高 × 宽	0.91m × 0.51m

内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱、卫生间和配餐间）	
长度	16.70m
最大宽度	2.16m
地板处宽度	1.70m
最大高度	1.83m
容积	52.7m^3
行李舱 / 货舱容积	10.2m^3

重量及载荷	
使用空重	13800kg
最大起飞重量	22800kg
最大着陆重量	22000kg
最大停机坪重量	23000kg
最大商载	5900kg
最大零燃油重量	19700kg
最大燃油重量	4250kg
最大翼载	409.0kg/m^2

性能数据（除注明外，均为国际标准大气、最大起飞重量）	
最大使用飞行速度（最大容许使用飞行速度）	
3050m 高度以下	463km/h
3050m 高度以上	500km/h
最大巡航速度	
7620m 高度	682km/h
9450m 高度	656km/h
最大航程巡航速度（高度 9450m）	
	594km/h
最大爬升率（海平面）	11.4m/s
爬升到 6100m 所需时间	10min
实用升限	9450m
起飞场长（至 11m 高度）	
海平面	1291m
海拔 1525m	1636m
航程（载客 50 人）	
高速	2185km
远程	2868km

Shorts 330（肖特330）

加拿大庞巴迪宇航集团（原英国肖特兄弟公司）

项目概况

肖特330是英国肖特兄弟公司（后被加拿大庞巴迪宇航集团收购）研制的30座双发涡桨支线客机。肖特330最初的名称为SD3-30，是SC.7“空中货车”（Skyvan）的派生型，保留了“空中货车”的方形机身截面，但翼展和机身都比“空中货车”的大，结构部件的设计仍采用破损安全方法和相同的设计原理。研制阶段共制造了两架原型机和一架生产型飞机。第一架原型机于1974年8月22日首次飞行，1976年2月18日获得英国民航局的型号合格证，1976年6月18日获得美国联邦航空局符合联邦航空条例25部和36部的型号合格证，以及加拿大航空运输部、德国联邦航空局和澳大利亚运输部的型号合格证。肖特330飞机于1976年6月开始交付。

1989年10月，肖特兄弟公司被加拿大的庞巴迪宇航集团收购，成为庞巴迪宇航集团的分公司。肖特330货运型的主要用户是美国陆军、美国空军、泰国和阿联酋，其客运型的用户是各国的一些航空公司和航空货运公司。从1974年生产到1992年停产，各型肖特330飞机共生产了136架，单机价格250万～335万美元(按1986年币值计算)。截止到2006年8月，仍有28架各型肖特330飞机在航空公司使用。

主要型别

肖特330-100 最初的生产型。第一批的26架装两台普惠加拿大公司生产的PT6A-45A涡桨发动机，第二批40架装两台PT6A-45B发动机。

肖特330-200 标准客运型。3名机组成员，客舱标准布局30座，装两台功率更大的PT6A-45R涡桨发动机。美国波音公司参

与客舱设计，舱内布置及其使用十分方便和灵活。

肖特 330“通用战术运输型”（UTT） 军用型。1982 年 9 月开始生产。该型飞机机体和发动机与肖特 330-200 相同，但加强了客舱地板，并重新布置了电子设备仪表板。舱内最多可载 33 名士兵或 31 名伞兵或 15 副担架及 4 名医护人员，最大载重量增加到 3630kg，最大起飞重量为 11158kg。

SHERPA 肖特 330-200 的货运型。美国空军编号为 C-23A，美国陆军国民警卫队编号为 C-23B。该机保留了客运型飞机的许多特点，可完成通用客运任务。具有和肖特 330-200 一样的前货舱门和宽敞的机舱，但 C-23A 采用了宽大的后舱门，以便装卸大型货物。装货斜板式大型后货舱门由液压操纵，该舱门可放置在各种位置上，以便从各类地面运输车辆上往机舱内装货。原型机于 1982 年 12 月 23 日首次试飞，1984 年 3 月开始交付。

设计特征（肖特 330-200）

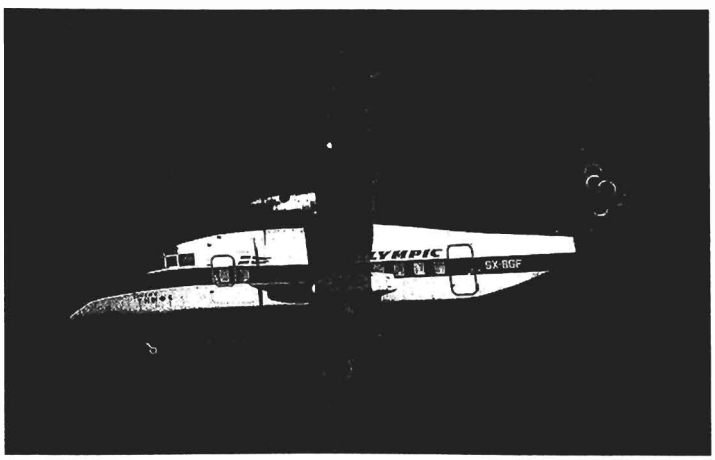
机翼 斜撑式上单翼，全金属破损安全结构。翼型 NACA63A 系（修形）。相对厚度翼根 18%，外翼段 14%。外翼段上反角 3°。机翼中段和中机身上部成为一个整体，为双梁、单翼盒的普通蒙皮和桁条组成的轻合金结构。撑杆支撑的外翼段是加强的“空中货车”的等弦长、轻合金双翼盒结构，用螺栓连到机翼中段上。后缘装全金属单缝副翼，带随动调整片。全金属单缝后缘襟翼，每侧由 3 段组成。主操纵面通过拉杆操纵。选用美国古德里奇公司的前缘气囊式除冰装置。

机身 轻合金结构，由 3 个主要部分组成：机头部分包括驾驶舱、前轮舱和前行李舱；中段包括主翼梁固定隔框和安装主起落架及其整流罩的下部横梁；后段包括后行李舱和尾翼固定隔框。机头和后部机身下部是普通蒙皮 - 桁条结构，其他部位的蒙皮壁板是用光滑的外蒙皮胶结到波纹状的内蒙皮上构成。

尾翼 悬臂式全金属双梁结构，双垂尾和双方向舵，基本上和“空中货车”类似。固定安装角的平尾具有加强的前缘。全翼展升降舵采用气动补偿。每个方向舵都采用突角式气动补偿。主要操纵面使用拉杆操纵。升降舵和右方向舵有随动调整片。选装古德里奇公司的前缘气囊式除冰装置。

起落架 液压可收放前三点式起落架，均为单轮，油气缓冲器，前轮可转弯操纵。主轮规格为 $34\times10.75\text{-}16$，胎压 5.45×10^5Pa。前轮规格为 $34\times9\text{-}6$，胎压 3.69×10^5Pa。

动力装置 两台普惠加拿大公司 PT6A-45R 涡桨发动机，单台推力 893kW，每台发动机驱动一副 5 桨叶恒速全顺桨金属螺旋桨。中央翼段和机身整流罩内有燃油箱。自 1985 年 1 月开始，总可用燃油量从最初的 2182L 增加到 2546L。有单点压力加油口。

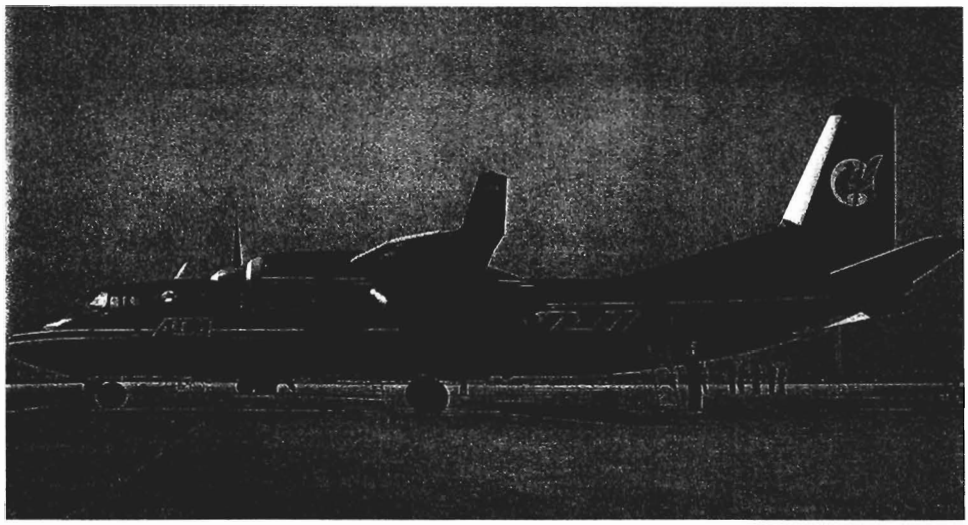


座舱 驾驶舱设两名机组人员。客舱内标准布局为 30 座，每排 3 座，排距 76cm，中

性能数据（估计值）	
巡航速度	
图-414	850 ~ 900km/h
图-414A	900 ~ 950km/h
最大实用升限	12100m
平衡场长	1800m
最大商载航程	
图-414	3500km
图-414A	8410km

Y7（运7）

中国西安飞机工业（集团）有限责任公司（西安飞机工业公司）

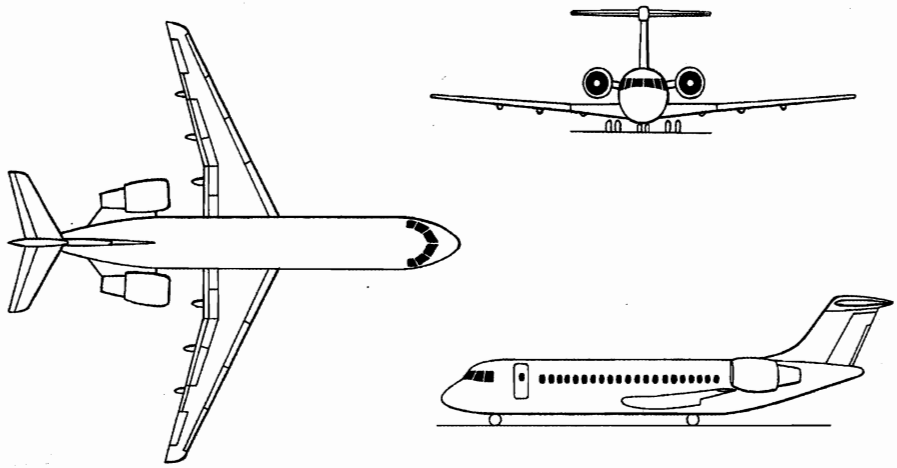


项目概况

运7是中国西安飞机工业公司研制生产的双发涡桨短中程运输机，可用于运载旅客、行李和零散货物，拆除旅客座椅后，客舱可装载货物，也可改装成救护、领航教练等专用飞机。该机于1966年4月开始研制，1968年3月完成全部设计并投入试制。第一架原型机于1970年12月25日首次试飞，1982年7月30日通过设计定型并转入批量生产。设计定型前，共研制生产了8架飞机，用于静力试验、疲劳试验、飞行试验和使用试验。1984年，生产型飞机正式向中国民航局交付。1985年年底生产型运7-100首飞，并于1986年1月23日取得国内适航证。1986年5月1日正式投入客运。截至2006年，西安飞机工业公司一共生产了141架运7系列飞机（不包括两架用于静力和疲劳试验的飞机）。飞机价格为国外同类飞机价格的1/3 ~ 1/2。

用寿命。

图-414系列飞机的显著优势在于飞机设计中引入提高飞机安全性和维修性的观念，大大降低航空公司成本。该机寿命为60000飞行小时，或40000次起落，或30年日历寿命。另外其发动机后置的气动外形在起飞降落时可以避免跑道异物进入发动机。该飞机可以在支线机场短距离起飞和降落。



技术数据（图-414）

外形尺寸	
机长	31.85m
机高	8.30m
翼展	27.70m
前后轮距	14.15m
内部尺寸	
客舱	
长度	19.70m
最大宽度	2.64m
最大高度	1.92m
过道宽度	0.50m
行李舱容积	
前行李舱	6.9 m^3
后行李舱	3.6 m^3
重量及载荷	
最大起飞重量	
图-414	38150kg
图-414A	40350kg
最大商载	
图-414	8000kg
图-414A	2500kg
最大燃油重量	
图-414	12630kg
图-414A	16300kg

2003 年 12 月完成初始设计，计划 2004 年上半年完成电子样机。与图 -324 最大程度相匹配。2006 年公司报告称其为“俄罗斯支线客机家族基本型飞机”。

图-414A 公务机。典型 VIP 设置，载客 8 ~ 26 人。

设计特征

机翼 图 -324/414 飞机采用图 -204 的按比例缩小型机翼，但图 -414 没有翼梢小翼。采用带有临界告警模拟备份的数字电传操纵系统，前向 3 块扰流片，两段式开缝襟翼。

起落架 可收放三点式起落架，主起落架为双轮式。

动力装置 两台罗罗公司 BR710-48 涡扇发动机，单台推力约 68.9kN，安装于机身后部两侧吊舱内。

座舱 双人制驾驶舱。客舱布局为标准全经济舱 72 座，排距 81cm，飞机前部设有两个厨房和一个卫生间，飞机尾部也设有一个卫生间。另外可选的布局为 68 座（头等舱 28 个豪华座位，排距 94cm；经济舱 40 座，排距 81cm），或者 58 座（公务舱 6 座，排距 119cm；经济舱 52 座，排距 81cm）；每排 4 座，中间为过道。也可以提供 4 人或 19 人的 VIP 改型。旅客舱门在机身前部，与服务舱门相对；两侧机翼处设有紧急出口。机翼前后地板下方为行李舱 / 货舱，可从客舱尾部装卸行李。

机载设备 采用综合数字式机载系统，包括飞机动力控制系统，飞行控制系统，随机监控系统及其他机载操作系统。

使用特点

图 -324/ 414 支线客机系列，计划投放俄罗斯国内和国际市场，包括客运型、公务型、客货两用型飞机。飞机设计按照俄罗斯 AP-25 标准，并且为适应未来国际市场需求，也考虑了美国联邦航空条例 / 欧洲联合航空要求技术标准。

图波列夫公司在设计该系列飞机基本型时，充分考虑驾驶员可操作性并减少驾驶员工作量。广泛使用数字化计算机系统，实现在任何自然和地理条件下全天候飞行。设计中特别关注飞机可靠性以及飞机电源、液压系统和航电系统的故障安全性。

图 -324/ 414 飞机是俄罗斯第一种全部采用计算机设计的飞机。该系列飞机采用全计算机设计、生产、使用、飞行训练及人员维护。机载系统也采用了很多新技术，大大提高了飞机的舒适度。由于采用先进设计手段，大幅度地减少了地面维修时间和费用，并延长飞机使

Tu-324/414（图-324/414）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）

项目概况

图 -324 是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）研制的双发涡扇运输机。1995 年在法国巴黎航展上首次对外展出，计划于 2003 年由俄罗斯联邦鞑靼斯坦共和国的喀山航空生产联合体制造。1996 年，对该机性能指标做了修改。1997 年 8 月 20 日，俄罗斯与鞑靼斯坦政府就研制费用均摊事宜谈判，并对性能指标又做了进一步修改。1997 年年底完成了全尺寸模型，2000 年出版了技术文件。

2002 ～ 2003 年图波列夫公司以该机项目参与俄罗斯国家支线喷气飞机的竞争，但最终苏霍伊航空控股公司（苏霍伊公司）赢得了胜利。2003 年有报道称图 -324 项目得到 3800 万美元政府经费。另称 2003 年 7 月又得到 7000 万美元鞑靼斯坦政府经费，同时原型机生产已经开始。然而，2004 年 2 月，图波列夫公司发言人证实，由于失去支线喷气飞机的合同，图 -324 项目已经暂停，2005 年至今该公司主要精力转向研制图 -414 型飞机。

图 -414 是在图 -324 基础上改型的飞机，其项目研制费用总额估计为 3 亿美元（按 2005 年币值计算），包括 3 架原型机和 2 架静力 / 疲劳试验机身，单价约 1600 万美元。

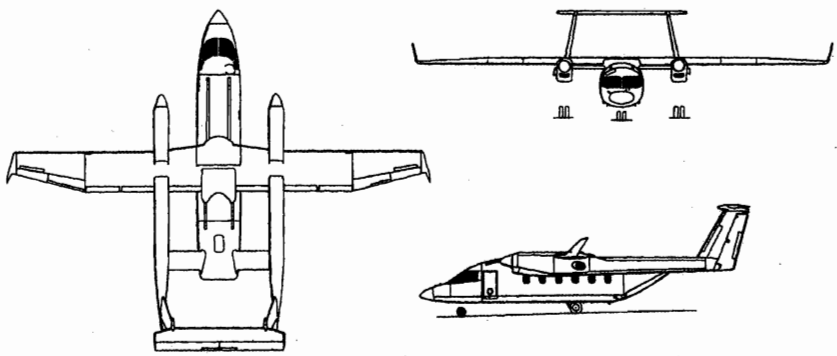
主要型别

图-324A 公务机。VIP 客机，载客 10 人左右，项目已终止。

图-324R 支线客机。全部为经济舱时设有 52 座，也可以设置成两级布局，公务舱 10 座和经济舱 34 座或 36 座。项目已终止。

图-414 图 -324 加长型。58 ～ 72 座，采用英国罗罗公司 BR710-48 涡扇发动机。

螺旋桨离地间距	1.10m
内部尺寸	
客舱	
长度（不含装卸斜板）	7.75m
最大宽度	2.17m
最大高度	1.82m
容积（含尾部装卸段，估算值）	30.65m^3
重量及载荷（A：苏-80GP客运型，B：苏-80GP货运型）	
最大起飞重量	14200kg
最大着陆重量	14350kg
最大商载	
A	2730kg
B	3300kg
最大燃油重量	2870kg
商载（最大燃油重量）	
A	1280kg
B	1630kg
最大翼载	326.8kg/m^2
最大功率载荷	5.56 kg/kW
性能数据（估算值）	
最大巡航速度	470km/h
正常巡航速度	430km/h
实用升限	7600m
起飞滑跑距离	840m
起飞平衡场长	1300m
螺旋桨反转着陆距离	640m
航程	
最大商载	
A	1400km
B	1050km
最大燃油重量	2450km
转场距离	2700km



机身 短舱式机身，机身上有无线电雷达舱、驾驶舱、机载无线电电子设备舱和客舱。乘客上下飞机和装卸货物都要经过机身尾段装卸斜板。机体结构材料分别为铝合金70%，复合材料8%，钢6%，钛6%，不锈钢2.5%，其他非金属7%，其他材料0.5%。发动机安装处机身结构加强。

尾翼 Π形尾翼，在梁上有两个后掠垂直尾翼，形成封闭的承力结构。发动机、飞机设备和系统舱安装在梁上。

起落架 可收放前三点式。起落架均为双轮。主起落架向后收入尾梁内，主轮尺寸为660mm×200mm，前轮尺寸为500mm×170mm，前轮可转向±38°。

动力装置 两台功率为1305kW的通用电气公司CT7-9B涡桨发动机，各驱动一副美国汉胜公司14RF-35型4桨叶螺旋桨，发动机短舱与尾梁贯通。两个油箱，可容纳燃油3656L。

座舱 双人制驾驶舱。客舱可载客30人，座椅排距为75cm，或装载3300kg的货物。前部可根据用户要求设置行李舱、卫生间、就餐室或餐柜；后面的空间安放行李架。还可布置成“沙龙”布局，容纳9名、12名或16名乘客。典型全货运型布局为在驾驶舱后部安装一排座椅，主舱内无任何设施，可载小型车辆或货物。主舱左侧中央有一舱门，尾部有装卸斜板，右侧有紧急舱门，与主舱门相对。

系统 装有英国卢卡斯宇航公司和法国奥克西莱克公司的全套电气设备，装有除冰设备。

机载设备 俄罗斯制造的5屏电子飞行仪表系统，通信/导航/识别系统和空中交通管制设备，满足国际民航组织Ⅱ类标准的伏尔/测距器/仪表着陆系统，俄罗斯制造的自动飞行控制系统、自动驾驶仪和PNK-80导航系统。

使用特点

苏霍伊公司在设计苏-80时充分考虑了经济实用和一机多型的原则，除民用运输型外，苏-80还有巡逻运输型、空降运输型、医疗救护型等，这些为飞机降低成本扩大市场提供了有利条件。

苏-80飞机的起降距离相对较短，且能够利用驾驶领航系统采用自动指令和手动控制方式，确保飞机在任何条件下保持最佳的飞行姿态以及在较短的土跑道上起降，提升了飞机的适应能力。

苏-80的大部分系统、成套设备和元部件都可与苏-25、苏-27和苏-35相应系统和设备相互替换，系统具有自动自检功能。其机载技术维护保障系统可以确保飞机在50飞行小时内，或15个昼夜安全飞行。该系统还可以确保飞机随时处于起飞状态并在最短的时间内起飞。苏霍伊公司还专门为苏-80拟定了一套完整的技术维护和修理指南。机载内部保障检测系统可以保证对机载各个系统的实时监控。这些都为苏-80飞机安全运营提供了保障。

技术数据

外形尺寸			
机长	18.26m	展弦比	12.2
机高	5.52m	机翼面积	44.36m²
翼展	23.17m	前后轮距	6.34m
		螺旋桨直径	3.35m

安全局将会把苏-80飞机用于远东的勘察加、萨哈林岛、库里尔等经济地带的警戒。此外，对该机感兴趣的还有俄罗斯国防部以及紧急情况部。在国外用户中，加拿大航空公司订购了30架，巴西的航空公司订购了5架，印度尼西亚也有望在近期订购至少5架，印度意向订购3架。据预测，国外市场有60～120架的订货量。

据统计，俄罗斯联邦政府为苏-80飞机投资15亿卢布（1997年之前），之后是否投资不得而知。阿穆尔共青城航空生产联合体大约投资200多亿卢布，苏霍伊公司投资约5亿卢布。估计苏-80飞机的出厂单价为2.3亿～2.8亿卢布（按2006年币值计算）。

主要型别

苏-80GP 基本客/货两用型。

苏-80M 救护型（10名伤员）。

苏-80P 客运型。

苏-80PT 巡逻运输型。也可适用于客/货运输。机组人员2～3名。机身长17.45m。其典型挂载武器包括：23mm GSh-23L机枪吊舱、4个挂于翼下挂架的光电反潜导弹、20枚火箭、8发“瓦伊尔”（Vikhr）导管发射集束导弹和R-60自卫空空导弹。

苏-80TD 部队、伞兵、物资和医疗救护运输型。基本上类似于苏-80GP民用型，并带有机械化货运设备。

设计特征（苏-80GP）

苏-80GP飞机采用了苏霍伊公司最新的先进技术，吸取了苏-25、苏-27和苏-35飞机的设计优点，具体特征如下。

机翼 双梁上单翼常规布局，大展弦比直机翼，无上反角和下反角，翼展内翼段等弦长，外翼段呈梯形，带有后掠的翼梢小翼。每侧机翼具有3段襟翼，分裂式副翼，左右各带一个电操纵配平片，每个方向舵也带有电操纵配平片。

Su-80（苏-80）

俄罗斯苏霍伊航空控股公司（原苏联苏霍伊实验设计局）

项目概况

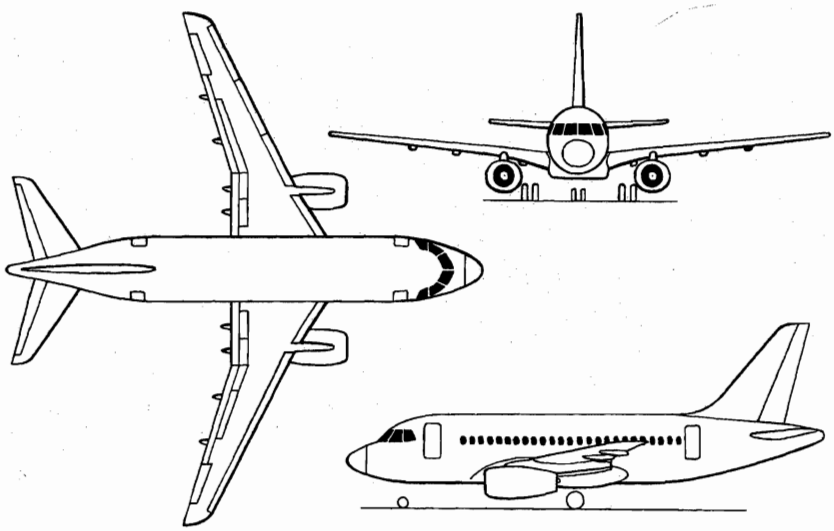
苏-80是俄罗斯苏霍伊航空控股公司（苏霍伊公司）研制的双发涡桨短距起降通用运输机。主要用于替代拉-410、安-28、安-24和雅克-40飞机，并计划取得符合美国联邦航空条例第25部、欧洲联合航空要求第25部和俄罗斯AP-25标准的型号合格证。该飞机由苏霍伊实验设计局、阿穆尔共青城航空生产联合体、雷宾斯克发动机制造设计局、拉缅斯克仪表制造设计局和航空仪表学院共同投资研制。1989年开始研制，并在同年的法国巴黎航展上展出了飞机模型，苏联解体后暂停研制。1992年恢复研制，并根据市场需求换装西方发动机、螺旋桨和航空电子设备，以使该型机具有更强的市场竞争力。

1993年在阿穆尔共青城航空生产联合体生产了一架飞行试验用原型机和一台静力试验机身，最初计划采用雷宾斯克发动机制造设计局的TVD-500，后来于1995年换装美国通用电气公司的CT7-9涡桨发动机。原定于1996年下半年原型机（苏-80GP）首次飞行，但直到2001年9月4日飞机才实现首飞，到2006年6月，共完成68架次的飞行试验。

2002年年初，苏霍伊公司对苏-80飞机进行了重新设计。新设计的首批4架苏-80在阿穆尔共青城航空生产联合体生产，原计划2架用于静力试验，之后改为1架用于静力试验，另外3架用于飞行试验。这4架飞机同原型机相比，机身加长1.4m，载客量从26人增加到30人。2006年6月29日，批生产的苏-80飞机首飞。有消息称，苏-80计划在2008年获得认证（但截至2008年年底尚未证实），并计划在2009年后开始批生产。

截至2006年11月，苏-80飞机的意向订单总量已超过100架。预计国内销售市场为160～200架。俄罗斯国内用户主要是目前使用雅克-40和安-24等飞机的支线航空公司，包括雅库茨克航空公司、勘察加航空公司、楚克奇航空公司、哈巴罗夫斯克航空公司等。此外，还包括俄罗斯的政府机构，如俄罗斯联邦

MS-21飞机上，以确保二者具有最大的通用率，特别是在复合材料机翼方面，在航电上也会有部分通用，这种通用性对俄罗斯民机产业的持续性发展非常有利。



技术数据

外形尺寸（A：SSJ-100/75，B：SSJ-100/75LR，C：SSJ-100/95，D：SSJ-100/95LR）	
机长	
A	26.33m
C	29.83m
机高	10.28m
翼展	27.8m
主轮距	5.74m
前后轮距	
A	9.26m
C	11.26m
重量及载荷	
最大起飞重量	
A	38820kg
B	42280kg
C	42520kg
D	45880kg
最大着陆重量	
A，B	35000kg
C，D	39400kg
商载	
A，B	9130kg
C，D	12245kg
性能数据	
最大巡航速度	850km/h
最大飞行高度	12500m
起飞场长	
A，B	1515m
C	1534m
D	1803m
满载航程	
A	2900km
B	4550km
C	2950km
D	4420km

头等舱 8 座，排距为 91cm，经济舱 78 座，排距为 81cm，带有两个卫生间和一个标准规格的厨房。

系统 美国 B/E 宇航公司的氧气系统，美国寇蒂斯－莱特公司的防火系统，法国达索系统公司 / 美国 IBM 公司的全寿命管理系统，美国古德里奇公司的车轮和刹车系统，美国汉胜公司的电力系统，美国霍尼韦尔公司 / 俄罗斯礼炮生产厂的辅助动力装置，法国英特技术公司 / 俄罗斯 Apris 公司的燃油系统，梅西埃－道蒂公司 / 美国古德里奇公司的起落装置，德国利勃海尔公司 / 俄罗斯电子仪器公司的控制系统，德国利勃海尔公司 / 俄罗斯换热器公司的空调、增压控制和除冰系统，美国派克·汉尼汾公司的液压系统。

机载设备 法国泰雷兹公司 / 俄罗斯航空仪表公司的航空电子设备，美国空中巡航者公司的紧急援救设备。泰雷兹公司的“Top Deck”5 通道 EFIS 座舱（基于 A380 座舱）。满足国际民航组织Ⅲ a 标准要求。

使用特点

SSJ-100 是俄罗斯最新研制的现代化支线飞机。SSJ-100 在设计时强调了舒适性，与苏联时期设计的飞机相比，SSJ-100 增加了座椅宽度（46.5cm）、排间距，扶手、通道和行李箱的设计更加人性化，这些设计使飞机的舒适程度和干线飞机相差无几。

SSJ-100 在设计时严格考虑了环保要求，满足国际民用航空组织对噪声和排放的要求，这为飞机进入欧洲和北美市场奠定了基础。

SSJ-100 采用了第三代超临界翼型设计技术，提高了气动性能及燃油效率，降低了飞机运营支出。飞机可以在各种天气条件下使用，虽然作为支线飞机设计，但远程型也可以在干线上飞行。飞机使用寿命长达 70000 飞行小时，远高于目前运营的同类飞机。这些都说明 SSJ-100 具有较好的经济性。飞机维修简便，苏霍伊民用飞机公司向 SSJ-100 飞机的运营商保证提供全套的售后服务，包括机组人员培训、技术文件说明、技术支持、维修等，并承诺全年 24h 服务。

另外，发动机通用是 SSJ-100 的一个显著特点。苏霍伊民用飞机公司除计划研制的 75 座和 95 座 SSJ-100 飞机外，还计划研制 115 座的飞机。不过所有座级的飞机都将采用统一型号的发动机——SaM-146（但级别不一样）。另外，俄罗斯打算将 SSJ-100 飞机的某些技术应用于

约800架SSJ-100飞机，其中一半销往西方市场，另一半卖到独联体和东南亚国家，在市场允许的情况下，SSJ-100的产量还可能增加。在2011年前，苏霍伊民用飞机公司打算进入印度、印度尼西亚和欧洲市场，2011年后进入美国、墨西哥和中国市场。

SSJ-100飞机生产中心原定在俄罗斯伊尔库特航空工厂，2003年2月阿穆尔共青城航空生产联合体被提名为SSJ-100飞机的第二生产中心，并在2005年年底成为正式的生产中心，为顺利完成生产任务，该联合体对生产设备进行了大量改造。

SSJ-100作为国际合作项目，目前很多工作都由西方合作伙伴完成，俄罗斯方面计划逐步增加本国企业的工作份额，以积累更多的经验并减少对西方产品的依赖。

主要型别

SSJ-100/75 基本型。75座。

SSJ-100/75LR 远程型。75座。

SSJ-100/95 基本型。95座。

SSJ-100/95LR 远程型。95座。

设计特征

SSJ-100飞机的机身部件和系统方面在最大限度内进行通用化设计，包括：机翼、尾翼、起落架、动力装置、驾驶舱、主要的飞机系统等，从而能够提高运营效率。飞机气动布局和结构采用了现代化的技术，保证在设计、试验和运营阶段风险最小。

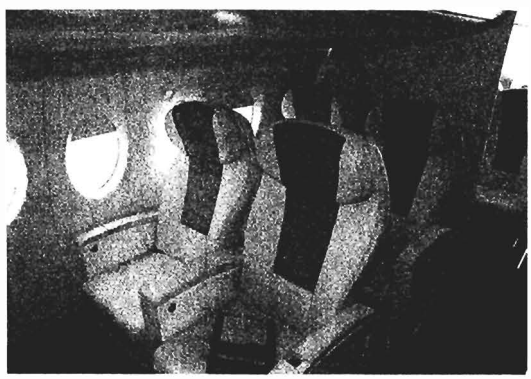
机翼 下单翼，超临界翼型，后掠翼，尾翼后掠。

机身 铝合金结构。

起落架 可收放前三点式，双轮起落架，主起落架可选择4轮小车式。

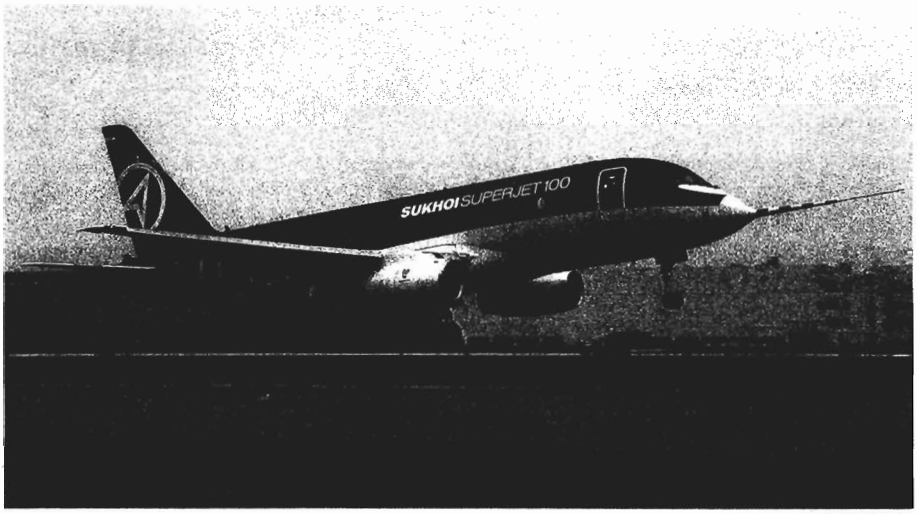
动力装置 翼下吊挂两台斯奈克玛公司/留里卡-土星科研生产联合体合作研制的SaM-146涡扇发动机，带有全权数字式发动机控制系统。针对不同型号的飞机，发动机额定功率一般为60.0～68.5kN，在68.5～77.8kN之间带有自动动力储备。燃油总量为13135L。

座舱 3人制驾驶舱，电传操纵，带有侧杆控制。客舱布局：SSJ-100/75有两种形式，第一种形式是全经济舱的78座和85座，每排5座，中间有通道，带两个卫生间，前面隔舱中有规格偏小的厨房。78座的排距为81cm，85座的排距为76cm。另一种形式为两级布局，头等舱8座，排距为91cm，经济舱60座，排距为81cm，带有两个卫生间和一个标准规格的厨房。SSJ-100/95有两种布局形式，一种是全经济舱的98座和103座，98座的排距为81cm，103座的排距为79cm。另一种布局为两级布局，



SSJ-100（“超级喷气”100）

俄罗斯苏霍伊民用飞机公司

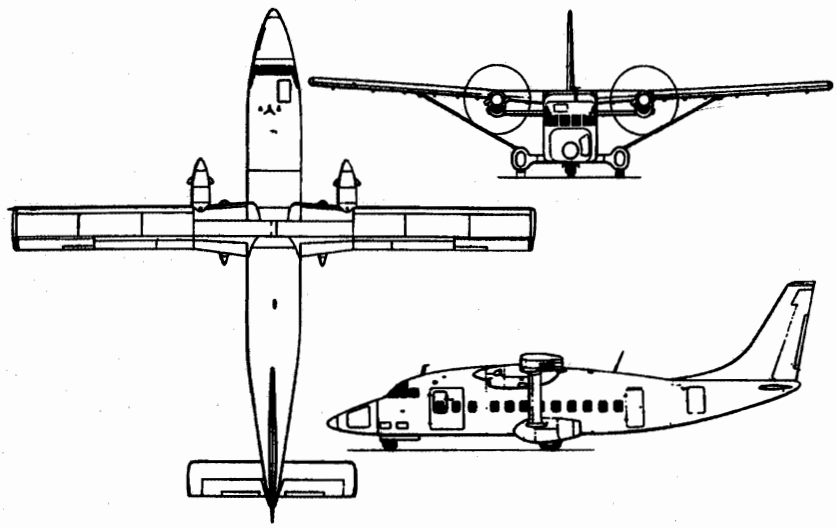


项目概况

“超级喷气”100（Sukhoi Superjet-100，简称SSJ-100）项目，即原来的俄罗斯支线飞机（RRJ）项目，2006年英国范堡罗航展开始以SSJ-100名称出现。该项目是俄罗斯苏霍伊民用飞机公司以国际合作方式研制的支线喷气客机。2001年4月13日，俄罗斯航空航天局同美国波音公司签订长期协议，研究开展SSJ-100项目。2003年4月，确定由法国斯奈克玛公司和俄罗斯留里卡－土星科研生产联合体合作研制生产SaM-146发动机用于SSJ-100飞机。2003年11月，苏霍伊民用飞机公司、波音公司、斯奈克玛公司和留里卡－土星科研生产联合体召开第一次协商会议，旨在将SSJ-100飞机推荐给有潜力的客户。2004年4月，在波音公司参与下，对SSJ-100飞机进行了初步设计评审。原计划在2007年首飞，并计划在获得俄罗斯AP-25和FAR/JAR25认证后，于2008年10月投入使用。但进度有所拖延。2008年5月19日，SSJ-100（95座基本型）才完成首飞。原计划飞机于2009年3月获得认证，但目前认证阶段仍未结束，取证过程大约需要6架试验型SSJ-100飞机完成600架次飞行。

在订货方面，截至2008年5月，苏霍伊民用飞机公司已经获得73架SSJ-100飞机的确认订单，其中国内订单61架，分别是：俄罗斯国际航空公司（30架），联邦租赁公司（10架），航空联盟（15架）和远东航空公司（6架）；国外订单12架，分别是：意大利航空公司（10架）和亚美尼亚航空公司（2架）。此外，还有48架意向订单。

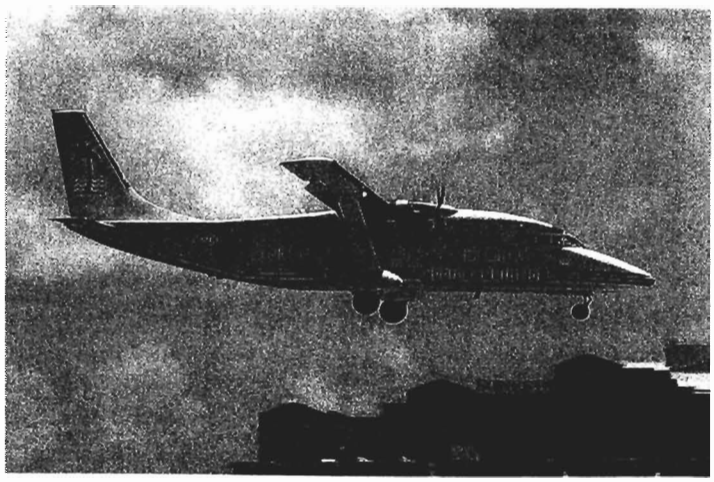
SSJ-100飞机的价格约为2800万美元（按2008年币值计算），公务型计划在2010年生产，价格初步定在4000万美元。当前SSJ-100飞机项目投资约为14亿美元，俄罗斯预计2012年前将签订300架各种改型的SSJ-100的合同，这样才可以保证SSJ-100项目盈利。据苏霍伊民用飞机公司初步预测，在2025年前将生产大

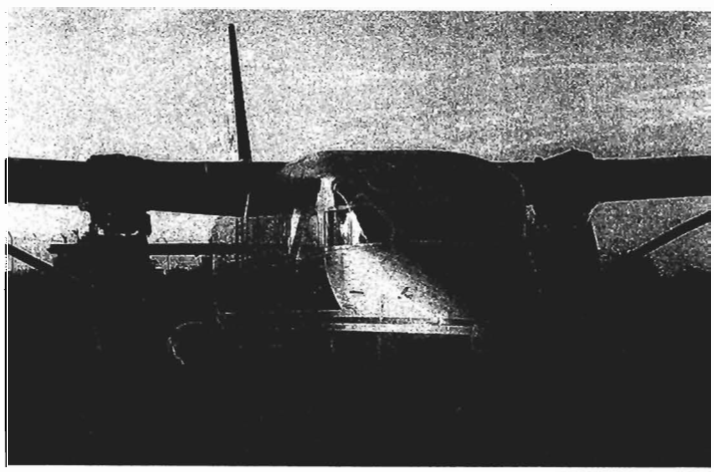


技术数据

外形尺寸	
机长	21.58m
机高	7.27m
翼展	22.80m
机翼面积	42.18m^2
主轮距	7.06m
螺旋桨直径	2.74m
内部尺寸	
客舱	
长度	11.02m
最大宽度	1.93m
最大高度	1.93m
容积	41.06m^3
重量及载荷（肖特 360 先进型）	
使用空重	7870kg
最大起飞重量	12292kg
最大着陆重量	12020kg
最大停机坪重量	12337kg
最大商载	
36 名乘客及行李	3184kg
货运	3765kg
最大燃油重量	1741kg
最大翼载	291.4kg/m^2
最大功率载荷	5.79kg/kW
性能数据	
巡航速度（高度 3050m）	400km/h
最大爬升率（海平面）	
国际标准大气	4.83m/s
国际标准大气 +15℃	4.7m/s
单发升限	2665m
平衡起飞场长	
国际标准大气	1305m
国际标准大气 +15℃	1402m
着陆场长（最大着陆重量，国际标准大气）	1220m
航程（巡航速度 337km/h，31 名乘客及行李）	1178km

数增加到36个，共12排，每排3座。备有大型头顶行李柜。机头和客舱后边都有行李舱，每个行李舱都有外部出入口。如果把头顶行李柜容积计算在内，平均每位旅客有0.20m^{3}的行李容积。



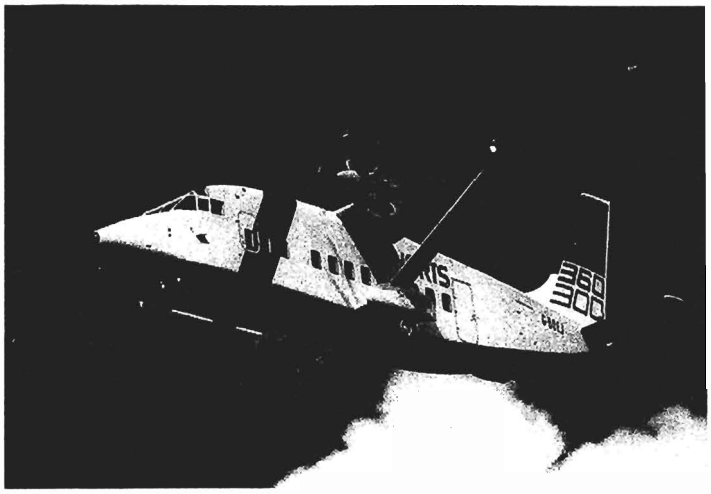


系统 和肖特330-200大体类似。电气系统有28V、300A直流起动/发电机和3台提供交流电的400V·A单相静态变流器。有除冰和防冰系统。

机载设备 典型电子设备有：两套甚高频通信和导航系统（伏尔/仪表着陆系统/指点信标接收机），两台空中交通管制应答器，一台测距设备，一台无线电罗盘，两个陀螺磁罗盘，两套仪表着陆系统辅助指示器，两个航空地平仪，水平位置指示器，气象雷达，飞行数据记录器，语音记录器和近地告警系统。可选装美国柯林斯公司APS-65数字式自动飞行控制系统。

使用特点

由于肖特360型飞机适于在航段为222km的短途航线上使用，飞行高度较低，故不需要座舱增压设备，从而降低了成本，提高了使用经济性。肖特360保留了肖特330的较大的舱内高度，较宽的方形机身截面、舒适的座位及舱内空调系统使乘客感到更加舒适。肖特360飞机新设计的后机身/尾部布局减小了阻力，提高了燃油效率并增加了行李舱容积。肖特360采用装有同步定相器的6桨叶螺旋桨，大大降低了噪声水平。此外该型飞机爬升性能好，可在高温、高原机场起降。对于小型航空公司来说，肖特360性能可靠，价格便宜且又容易操作，有一定的吸引力。



肖特 360 先进型 1985 年推出的新改型。装功率更大的 PT6A-65AR 涡桨发动机，泰国航空公司和美国西蒙斯航空公司订购。

肖特 360-300 肖特 360 的改型。装两台最新型的普惠加拿大公司 PT6A-67R 涡桨发动机，单台起飞功率为 1047kW。

肖特 360-300F 肖特 360-300 的货运型。货舱长 11.02m、宽 1.88m、高 1.98m，货舱容积 41.06m^3，可载货 4500kg。前部大货舱门 1.68m × 1.42m，舱门离地仅 0.97m，可方便装卸货物。

设计特征

机翼 斜撑式上单翼，全金属破损安全结构。翼型为 NACA63A 系（修形）。有支撑的等弦外翼段有 3° 上反角。中翼段为双梁单翼盒结构，采用普通蒙皮和桁条，外翼段为轻合金双翼盒结构。全金属单缝副翼上装有随动调整片，全金属单缝襟翼由 3 段组成。主操纵面为杆式操纵。整个机翼大体上和肖特 330-200 的相同。

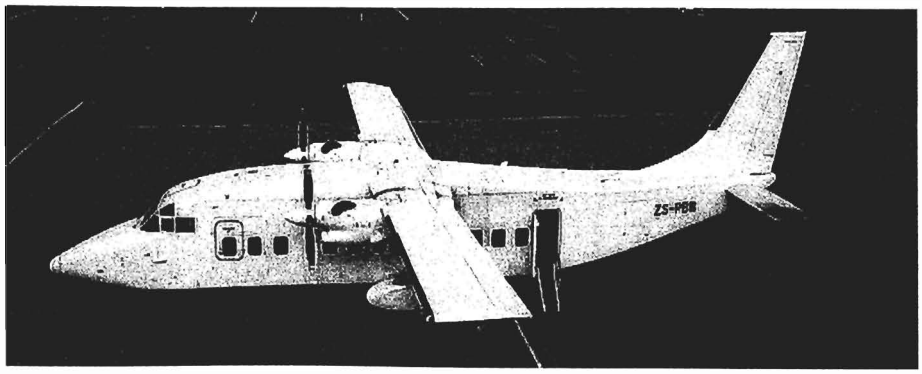
机身 与肖特 330-200 相同，但在机翼之前增加了一段 0.91m 长的机身，可增加 6 名旅客。修改了后机身，以适应新设计的尾翼。

尾翼 悬臂式全金属双梁结构，后掠式垂直尾翼。水平尾翼为等弦直翼结构，无后掠角，每侧升降舵均有调整片。

起落架 和肖特 330-200 类似，但采用英国道蒂公司的起落架和高压轮胎，以适应飞机使用重量的增加。主轮规格 37 × 11.75-6，胎压 5.38 × 10^{5}Pa，前轮胎压 4.21 × 10^{5}Pa。装有机轮防滑装置。

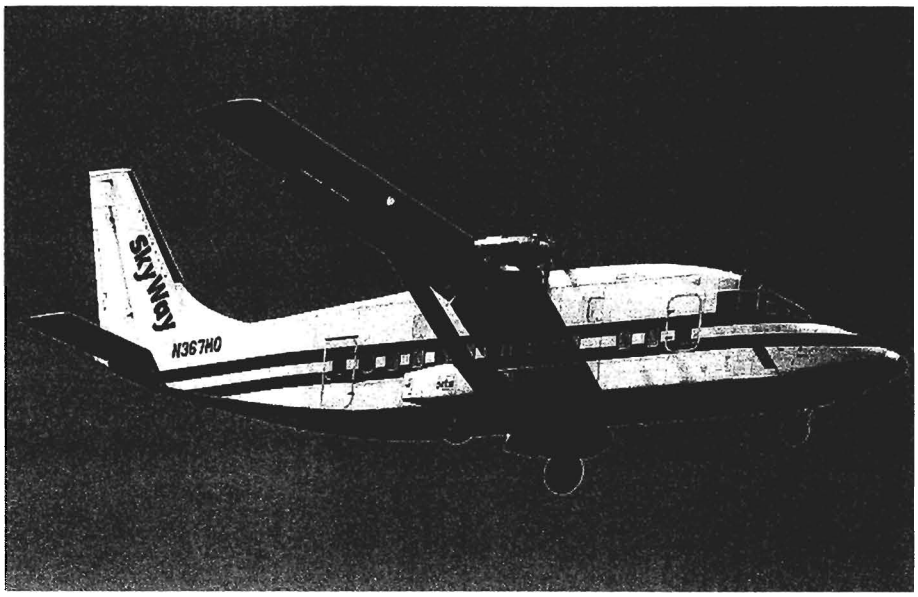
动力装置 两台普惠加拿大公司的 PT6A-65R/65AR/67R 涡桨发动机，单台功率 1026 ~ 1062kW，各驱动一副 6 桨叶恒速全顺桨螺旋桨。总燃油量 2182L。

座舱 驾驶舱内有两名空勤人员，双操纵系统。客舱布局和肖特 330-200 类似，但座椅



Shorts 360 （肖特360）

加拿大庞巴迪宇航集团（原英国肖特兄弟公司）



项目概况

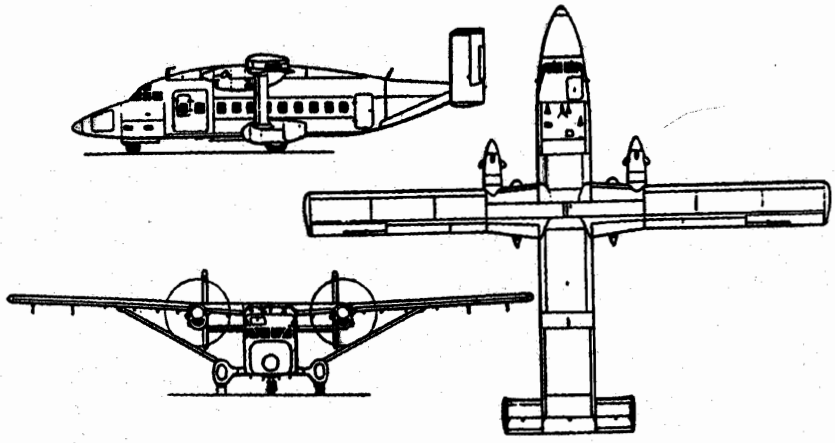
肖特360是英国肖特兄弟公司（后被加拿大庞巴迪宇航集团收购）研制的双发涡桨支线运输机，是肖特330的加长型。肖特360主要设计思想是提高短途飞行经济性，不使用增压座舱以降低成本，适用于客流量小、航程短的航线，能在高温地区使用，对机场跑道要求较低。

1980年7月10日，肖特兄弟公司首次透露该机的发展细节。由于肖特360飞机比肖特330机身加长，故客舱内可增加6个座椅。并且肖特360飞机的外翼段和机翼斜撑杆得到加强，用后掠式单垂尾代替了原来的双垂尾，采用功率更大、效率更高的PT6A-65AR涡桨发动机。肖特360原型机（G-Room）于1981年6月1日首次飞行。原型机装两台与肖特330一样的PT6A-45涡桨发动机，生产型肖特360飞机改装为起飞功率更大的PT6A-65R发动机。第一架肖特360生产型飞机于1982年8月19日首次飞行，同年12月1日投入航线使用。1982年9月3日获得英国民航局型号合格证，1982年11月初获得美国联邦航空局型号合格证。后又获得加拿大、澳大利亚、爱尔兰、瑞典、丹麦、马来西亚、中国和泰国民航部门的型号合格证。

1989年10月，肖特兄弟公司被加拿大庞巴迪宇航集团收购，从此成为庞巴迪宇航集团的一个分公司。截至1992年肖特360停止生产，该机共生产了164架。目前仍有少量的肖特360飞机在部分国家和地区运营。飞机单价440万美元（按1986年币值计算）。

主要型别

肖特360 初始型客机。



技术数据（肖特 330-200）

外形尺寸	
机长	17.69m
机高	4.95m
翼展	22.76m
主轮距	4.24m
前后轮距	6.15m
机翼面积	42.1m^2
螺旋桨直径	2.82m
内部尺寸	
客舱	
最大长度（含卫生间）	9.47m
最大宽度	1.93m
最大高度	1.93m
地板面积	18.77m^2
容积（全货运型）	34.83m^3
重量及载荷	
空重（装设备，3 人空勤组）	6680kg
最大起飞重量	10387kg
最大着陆重量	10251kg
最大商载	
客运型	2653kg
货运型	3400kg
燃油重量	2032kg
性能数据	
最大巡航速度（高度 3050m，起飞重量 9525kg）	352km/h
经济巡航速度（高度 3050m，起飞重量 9525kg）	296km/h
最大爬升率（海平面）	6m/s
实用升限（单发，起飞重量 9072kg）	3500m
航程	
最大载客量，巡航高度 3050m，无余油	876km
最大燃油，巡航高度 3050m，无余油	
客运型（商载 1966kg）	1695km
货运型（商载 2306kg）	1403km
噪声特性	
起飞噪声	88.9dB
进近噪声	92.9dB

间设较宽的过道。座椅安装在客舱地板的轨道上，以利于改变座舱布局。厨房、卫生间和客舱服务员座椅设在客舱后部。大型舱顶行李柜。全客舱隔声设计，带有空调但无增压。机头前行李舱容积1.27m^3，后部行李舱容积2.83m^3，每个行李舱都有外部入口，总行李装载量为500kg。客舱门位于客舱左后侧。客机型在右侧有两个应急出口，左侧也有两个应急出口（其中一个是客舱门）。客货混合布局时，用隔板把座舱分成后客舱（典型布局18座）和前货舱两部分，货舱通过左侧的大舱门装卸货物，能运载ATAD型集装箱。全货运布局时，舱内可装7个D型集装箱，集装箱周围的空间还可用来装其他货物。座椅安装轨道可作为货物系留点。由于客舱地板位置较低，故易于装卸货物。

系统 使用发动机引气的美国汉胜公司的空调系统。液压系统压力207×10^5Pa，由发动机驱动的泵提供压力，用于起落架收放、前轮转弯操纵、襟翼收放和刹车，系统中还有应急蓄压器。主电源系统提供28V直流电。英国卢卡斯宇航公司的28V、250A直流起动/发电机用于起动发动机和机上供电，独立的1.5kV·A、200V交流输出端用于风挡除冰和除雾。115V和26V、400Hz的专用交流电源供某些仪表、电子设备和燃油增压泵使用。发动机进气道、进气口和螺旋桨使用的防冰系统为标准设备。可选装机翼和尾翼前缘防冰装置。

机载设备 可根据用户要求安装各种无线电和导航设备。典型标准电子设备有：两套甚高频通信和导航系统、两个下滑道/指点信标接收机、两台仪表着陆系统转发器、两台无线电磁指示器、一个无线电罗盘、一个应答器、一个测距仪和气象雷达。可选用飞行数据记录器和语音记录器。

使用特点

与同时代的同等座位数的支线飞机相比，肖特330的飞行速度虽然稍慢、飞行高度低，但却具有价格便宜、可靠性好、乘坐舒适和噪声小的优点。正是由于肖特330性能可靠、价格便宜又容易操作，因而对小航空公司有吸引力。而且它很受小型货运航空公司的喜爱，他们十分欣赏肖特330易于装载货物的方形宽敞机身。

主要型别

运7　基本型。共制造20架。

运7-100　在运7基本型上改进而成，改装主要项目包括：

(1) 空勤组由5人制改为3人制。

(2) 导航、通信、雷达、飞行仪表设备，座舱调温调压系统，生活服务设施等全面更新改进，使飞机能满足在复杂气象条件下起飞、航行和进近着陆的要求。改装后的设备和驾驶舱布局符合美国联邦航空条例（FAR）和英国民用航空适航要求（BCAR）的要求。

(3) 更新环境控制系统、舱内装饰和旅客生活设施。

(4) 增加了翼梢小翼。

运7-100飞机于1987年2月开始交付。

运7-100C1/C2/C3　标准运7-100的改型。仍采用5人制空勤组，按用户要求提供航电设备与其他设备。

运7-200A　运7-100的加长型。机身加长1m，可乘坐56名（标准）或60名（最大）旅客。安装普惠加拿大公司PW124C涡桨发动机，功率2051kW；采用美国汉胜公司4桨叶螺旋桨、联信公司的GTCP-150CY辅助动力装置和柯林斯公司的EFIS-85/86电子飞行仪表系统，并取消了翼梢小翼。1993年12月26日首飞。

运7-200B　运7-100的改型。改型工作1988年3月开始，目的是提高飞机的安全裕度，增加国内机场覆盖率，改善经济性和舒适性。装WJ5A-1G改进型涡桨发动机；采用新型4桨叶螺旋桨、柯林斯公司的EFIS-85B14电子飞行仪表系统；改进了机翼前缘，提高了最大升力系数；增加了地面扰流器；降低了油耗。1990年11月23日首飞。

运7H　军用型。1989年11月首飞。

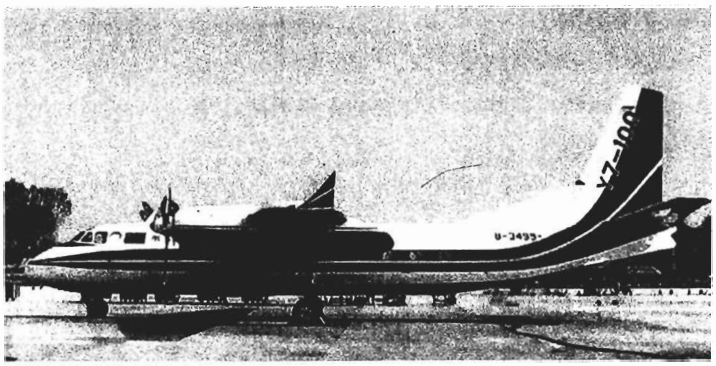
运7H500　民用货运型。1989年12月首飞。飞行机组由3人组成，货舱为全气密型。装两台WJ5E涡桨发动机作为主要动力装置，单台最大功率为2257kW，另装一台PY19A-300涡喷发动机作为辅助动力装置，其最大静推力为8820N。装有新型通信导航电子设备和自动驾驶仪，跑道使用能力强，有全天候能力，并具有高原、高温满载起飞的能力。飞机舱内装有电动绞车系统和液压传输装置，装卸货物极为方便。

运7增程型　1998年7月开始研制，1999年12月25日首飞，2001年3月1日运7增程改型完成了验证试飞项目。该改型采用了运7货运型、新舟60等飞机的成熟技术。加装了剪切翼梢以提高升阻比，机翼下可加挂两个800L或者1400L的副油箱，载油量由4700kg增加到7500kg，飞机最大续航时间由5h增加到10h，满油航程达到4000km。

设计特征

运7飞机的总体布局与当代其他双发涡桨

支线运输机类似。机体结构采用整体翼梁，整体翼肋，整体壁板，机翼整体结构油箱，化学铣切蒙皮，胶结点焊，定向拉伸玻璃等较先进的制造技术。两台大功率、温度特性好的发动机使飞机具有较好的高温、高原及短跑道起飞性能、爬升性能及快速巡航性能。



机翼 无后掠梯形上单翼，由中央翼、两段中外翼和两段外翼组成。中央翼和中外翼下反角 0°，外翼下反角 2°，机翼安装角 3°。中央翼上有两个单缝襟翼，中外翼上有双缝后退式襟翼。外翼上有内副翼和外副翼。机翼前缘有热气防冰装置。中央翼翼内安装软油箱。中外翼翼盒部分为整体结构油箱。

机身 全金属半硬壳式近圆形结构。机身气密舱压差为 0.294×10^5Pa。机头罩为玻璃钢蜂窝结构，满足气象雷达工作要求。驾驶舱有较好视野，正、副驾驶员前面各装一块加温玻璃，座舱盖镶装有机玻璃，客舱有旅客舷窗和应急舱口。

尾翼 悬臂式全金属结构，由水平安定面、升降舵、垂直安定面、方向舵、垂直尾翼前部整流罩、背鳍和双腹鳍组成。水平安定面和垂直安定面为双梁式结构。升降舵上有调整片，方向舵有补偿式调整片。升降舵和方向舵都有轴式补偿。水平尾翼有 9° 上反角。尾翼前缘有热气防冰装置。

起落架 并列双轮液压可收放前三点式起落架，向前收起。应急情况下，可在自重和迎面气流的作用下放下起落架。主起落架机轮有盘式刹车和自动刹车惯性传感器。前轮具有可操纵转弯功能。前轮胎压 3.43×10^5Pa，主轮胎压 $4.9\times10^5\sim5.88\times10^5$Pa。主轮胎压可变，能满足不同跑道起降的要求。

动力装置 两台哈尔滨东安发动机公司的 WJ5AI 涡桨发动机，起飞当量功率 2133kW。发动机结构设计上采用空心气冷涡轮叶片及高温合金材料等新技术，保证在大气温度 38℃时，起飞功率不降低。采用 J16-G10A 型 4 桨叶金属螺旋桨，右旋式自动变距、自动顺桨。桨叶和桨帽上有电热式防冰装置。左右两个独立的燃油系统可分别向左、右发动机供油。有压力加油系统和重力加油口。

座舱 基本型空勤组由 5 人组成：左驾驶员、右驾驶员、通信员、领航员和空中机械师。客舱布置 12 排 48 个旅客座椅。客舱两侧上方设置敞开式行李架。此外，有前、后行李舱／货舱，服务间和卫生间。座舱空气调节系统和座舱压力调节系统保证座舱温度和压力适宜，空气新鲜。

运 7-100 型空勤组由 3 人组成：左驾驶员、右驾驶员、飞行工程师。客舱布置 13 排，共 52 个座椅。客舱的改装由美国 NORDAM 公司承担。按照安全、舒适、美观的要求全面进行更新改进。座椅、地毯、内部装饰的门帘、窗帘、装饰面板、顶棚等使用阻燃材料，其阻燃性符合 FAR25 要求。行李架为封闭式。客舱内灯光柔和，装有旅客单独控制的空调旋钮、阅读灯、呼叫按钮。客舱装有两套美国标准公司的 R80-3WR 环境控制系统和 IDC 公司的座舱压力调节系统，并具有自动调温和高压除水功能，旅客享有舒适的旅途环境。厨房配有电热水箱、冰箱及食品

柜等设备。

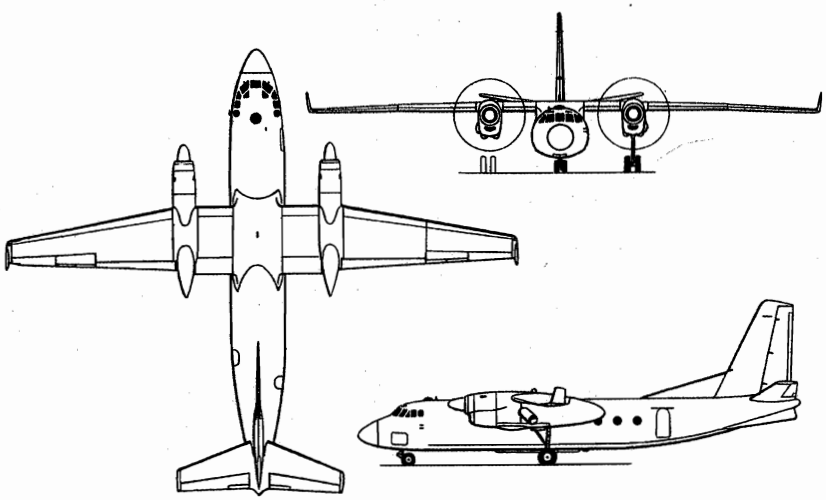
机载设备 基本型上装有完整的通信、导航、航行仪表设备，包括两部甚高频电台和一部高频电台、机内通话器、广播设备、无线电罗盘、无线电高度表、信标机、航行或气象雷达、航空地平仪、陀螺感应磁罗盘、陀螺半罗盘、磁罗盘、转弯表、自动驾驶仪、事故记录仪、交流和直流发电设备、蓄电池等。

运7-100型飞机对机载通信、导航、雷达和航行仪表进行了全面改进更新，采用了20世纪80年代国外先进支线飞机装用的设备并按照FAR和BCAR等要求设计，其中包括斯佩里公司的彩色显示Primus 90气象雷达、621A-6A空中交通管制设备、一部柯林斯公司628T-3高频电台、两部618M-3甚高频电台、机内通话设备/旅客广播、座舱语音记录器、DF-206无线电罗盘、两部51RV-4B全向信标/仪表着陆系统、LTN-211欧米伽导航系统(ONS)、两套DME-42测距器、AL101无线电高度表、51Z-4指点信标机、两套磁航向基准系统(MHRS)、双套姿态系统(ARS)、两套EHSI-74电子式水平状态指示器、FGS-65飞行指引仪、CWC-80仪表比较告警系统、MKⅡ近地告警系统、大气数据仪表系统、H321AKM备用地平仪、自动驾驶仪等。

使用特点

运7飞机适用于短途运输，经济性好，曾出口第三世界国家。运7-200A飞机于1998年5月5日取得中国民用航空局颁发的型号合格证，这是国产民用客机首次严格按照与国际标准接轨的中国民用航空规章（CCAR）25部的规定研制合格的飞机。

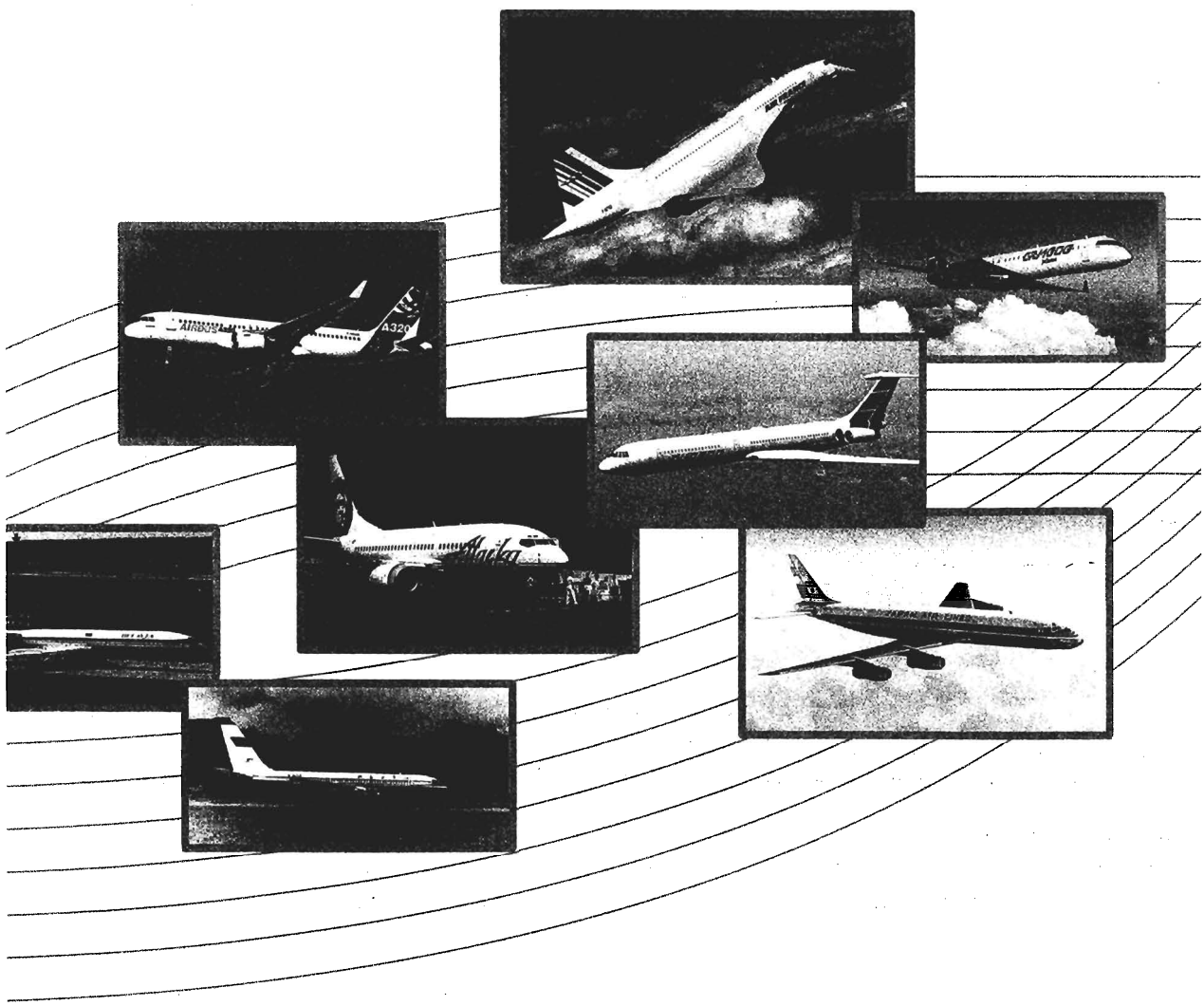
运7飞机机体的总寿命为3万飞行小时。发动机首次翻修寿命目标4000飞行小时。运7飞机的原材料和基本型的全部机载设备立足国内。运7飞机于1986年正式投入国内航线客运，从此揭开了使用国产飞机进行民用航空客运的新的一页。自首架运7交付以来，还未发生过一起因设计质量、技术服务和产品支援等问题造成的等级事故。目前运7已发展成为中国民航最大的支线机群。



技术数据

外形尺寸	
机长	23.708m
机长（增装翼梢小翼）	29.67m
机高	8.553m
机身最大宽度	2.9m
机身最大高度	2.5m
翼展	29.637m
展弦比	11.37
机翼面积	74.98m^2
主轮距	7.9m
前后轮距	7.90m
客舱门	
高 × 宽	1.4m × 0.75m
行李舱门（前，右）	
高 × 宽	1.10m × 1.20m
内部尺寸	
客舱	
长度（含驾驶舱）	10.50m
最大宽度	2.80m
最大高度	1.90m
容积	56m^3
驾驶舱容积	9.84m^3
重量及载荷	
使用空重	14900kg
最大起飞重量	21800kg
最大着陆重量	21800kg
最大商载	4700kg
最大零燃油重量	19655kg
最大燃油重量	4790kg
性能数据	
最大平飞速度	503km/h
经济巡航速度（高度 6000m）	432km/h
设计巡航高度	6000m
最大爬升率（海平面，总重 21800kg）	7.63m/s
实用升限（总重 21000kg）	8750m
续航时间	4h30min
航程	
无辅助油箱	1868km
有辅助油箱	2403km
最大商载，52 座	910km
最大标准燃油	1983km

100~200座机型



A318

国际合作　空中客车公司

项目概况

A318是欧洲空中客车公司研制的双发中短程窄体客机。1998年9月7日在英国范堡罗航展上，空客公司首次宣布研制107座的A318。1999年4月26日正式启动研制项目，研制费用约3亿美元，启动用户为法国航空公司。A318是124座A319飞机的缩短型，是空客飞机家族中最小的飞机，与空客公司最畅销的A320系列保持高度通用性，通用率达95%。2000年11月开始制造首个金属部件，2001年8月开始总装，2002年1月15日首架安装美国普惠公司PW6000发动机的原型机首飞，2002年6月3日第二架原型机首飞。原计划于2002年10月取证并于同年年底交付使用，后因PW6000发动机交付延误，导致首架原型机换装CFM56-5B/P发动机重新首飞，并于2003年5月23日取证，2003年6月交付使用。配装PW6000发动机的第二架原型机于2005年12月9日首飞，2005年12月底获得欧洲航空安全局（原为欧洲联合适航局）认证。

截至2008年11月30日，A318共获订单86架，已交付66架。预计A318销售300～400架。按2007年币值计算，A318的单机价格为4170万美元。

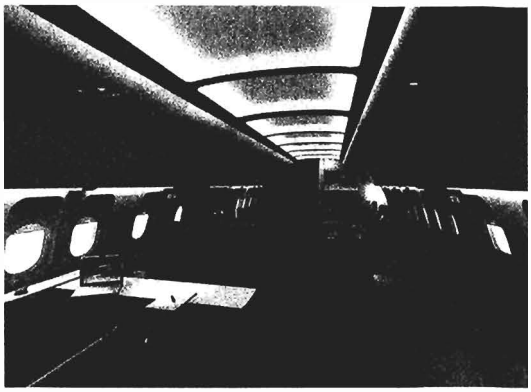
主要型别

A318-100　基本型。两级客舱布局载客107人（头等舱排距96cm，经济舱排距81cm），单级客舱布局载客117人（排距81cm）。最大起飞重量59000kg，最大燃油容量23860L，航程为2780km。

A318 MTOW　增重型。最大起飞重量增

加至61500kg，航程为3710km。

A318 Elite 公务机。2005年11月9日在美国国家商用航空协会上宣布这一计划，空客A318 Elite客舱布局为14～18座，航程7408km，2005年12月21日获得欧洲航空安全局认证。



设计特征

机身比A319缩短了4.5个隔框（2.39m），重新设计了货舱门，底层不装集装箱。原设计中在垂直安定面与机身顶部交接处增加一个背鳍，后改为将垂尾翼尖延长近80cm，取消了背鳍设计，这可使得A318在低速时具有更好的稳定性和操纵性。

起落架 与A320类似，前轮最小转弯半径为11.30m，主轮最小转弯半径为19.50m。

动力装置 可选两台美国普惠公司的单台推力为98.3kN的PW6122A发动机或单台推力为105.9kN的PW6124A发动机。还可选装CFM国际公司的单台推力为96.1kN的CFM56-5B8/P发动机或单台推力为103.64kN的CFM-5B9/P发动机，油箱载油量和位置与A320一致。

座舱 双人制驾驶舱。客舱的标准布局为头等舱8人，经济舱99人；全经济舱布局可载客117人，高密度布局载客129人。

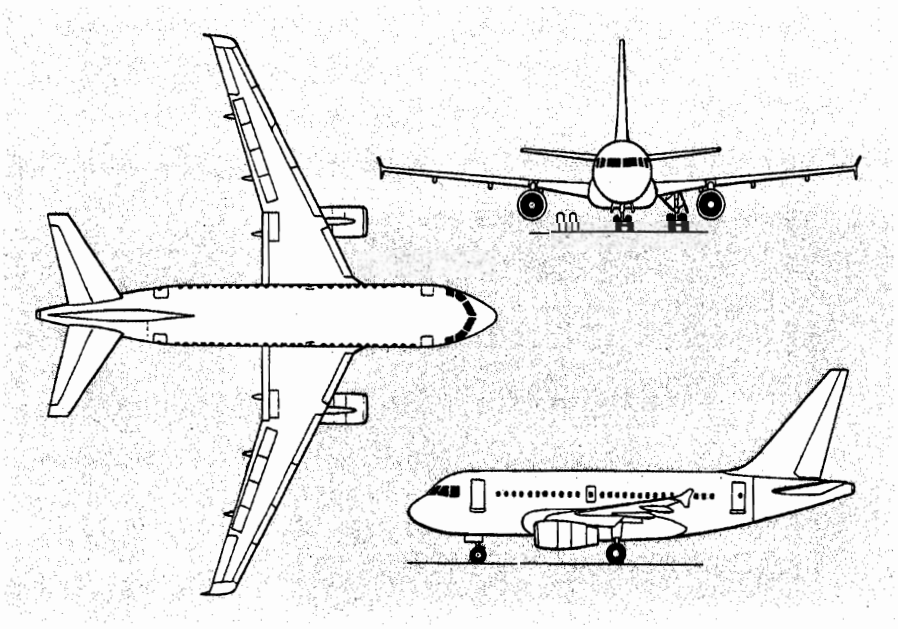
系统 与A320基本一致，采用新一代客舱内部通信联络数据系统。

使用特点

A318飞机的一项技术创新是引进了新的备用刹车系统。采用电子控制系统代替传统的低压液压作动系统。飞机上安装了一个备用的刹车控制组件（ABCU），从而可以省去很多液压系统中采用的组件。备用刹车系统和正常刹车系统区分开来，备用刹车系统具有监控和自测能力。目前系统使用的伺服阀将由一个渗漏率为其0.1倍的直接驱动阀（DDV）代替。A318上安装了新型客舱内部通信数据系统（CIDS），该系统与传统CIDS相比，用一个易于清洁的15in触摸屏代替了传统的按键式面板，

新一代 CIDS 采用高度一体化的多功能模块式组件，代替了传统系统中大量单独功能的组件。A318 飞机是 A320 系列飞机中第一个将新的增强型发电系统（EEPGS）作为标准设备的机型。EEPGS 采用新的控制系统，整体驱动发电机和快速拆装适配器，从而使 EEPGS 也相应地从 6 个控制盒缩减到只有 3 个。A318 飞机上有一个可与 A340-500/600 飞机互换的 EEPGS，A318 的 PW6000 和 CFM56 发动机的整体驱动发动机也可以互换。

A318 客舱中采用传统灯泡的旅客阅读灯已经由发光二极管（LED）灯所代替，新的 LED 阅读灯的寿命是传统灯泡的 30 多倍，而且具有耗电量更低、产生热量更少、维修成本更低的优点。驾驶舱中将采用一个单独的综合备用仪表系统（ISIS）LED 显示器组件来取代 3 个传统的模拟备用仪表，包括备用地平仪指示器、备用高度表和备用速度表指示器，来提供所有的备用指示。从而使得系统维修更方便，ISIS 的维修成本仅为原系统的 1/3。



技术数据

外形尺寸	
机长	31.45m
机高	12.55m
翼展	34.14m
主轮距	10.25m
内部尺寸	
客舱	
长度	21.38m
最大高度	2.25m
重量及载荷	
使用空重	39035kg
最大起飞重量	59000kg
最大着陆重量	56000kg
最大商载	15100kg
最大零燃油重量	53000kg
最大翼载	481.2kg/m^2
最大推力载荷（CFM56-5B8/P）	307kg/kN

性能数据（A：装 PW6122 发动机；B：装 CFM56 发动机）	
最大使用马赫数	0.82
实用升限	12200m
起飞场长（海平面，国际标准大气，最大起飞重量）	
A	1670m
B	1630m
着陆场长（海平面，国际标准大气，最大着陆重量）	
A	1332m
B	1355m
航程（载客 107 人，飞行 370km 用余油，最大商载）	
A	2707km
B	2694km
噪声特性（PW6122 发动机，最大起飞重量）	
起飞噪声	79.7dB
进近噪声	89.7dB
侧向噪声	90.4dB

A319

国际合作　空中客车公司

项目概况

A319是欧洲空中客车公司研制的双发中短程客机，是A320的缩短型。1993年正式启动A319计划，1995年8月29日成功首飞，1996年4月10日取得型号合格证，1996年4月25日开始交付使用。1997年2月14日获得欧洲航空安全局120min双发延程飞行认证，2004年4月获得180min双发延程飞行认证。

截至2008年11月30日，包括公务机在内的A319飞机共获订单1529架，已交付1126架，是空客公司销售量最高的飞机之一。A319总研制费约为2.75亿美元，按2007年币值计算，A319飞机的单机价格为5250万美元。

主要型别

A319-100 基本型。

ACJ 公务型。1997年在法国巴黎航展上宣布研制，这种公务机具有宽敞的内部空间和灵活易改的内部布局，载客40人，能提供其他竞争公务机所没有的运营灵活性。与同级别的公务机相比，空客公务机的宽度是传统公务机的2倍，体积是传统公务机的3倍。基于A319单通道系列飞机，空客公务机是目前唯一有公共运输资格证书的公务机，也是唯一提供电传操纵和自动着陆系统的公务机。除了拥有与A319相同的现代化机身外，空客公务机的特点还包括在货舱增加了6个额外的油箱使航程增加，能够进行洲际飞行，其航程为11667km，ACJ能在12500m的高空飞行，巡航速度达*Ma*0.82。1998年11月12日首飞，1999年10月30日交付使用。ACJ的客户包括法国航空服务公司（Aero Services Executive of France）、科威特Al Kharafi集团、印度UB集团、美国Blue Moon航空公司、德国戴姆勒-克莱斯勒

公司、意大利 Eurofly 航空公司、沙特阿拉伯的 NAS、瑞士 PrivatAir 航空公司、卡塔尔航空公司以及阿塞拜疆、巴西、意大利、法国、委内瑞拉和泰国空军等。

A319LR ACJ 的远程公务型。载客 48 人，全部为公务舱，2003 年 2 月正式启动，2003 年 8 月开始交付使用。

A319 Executive ACJ 的改型。载客 44 人，与 ACJ 不同的是没有副油箱，航程为 6296km。

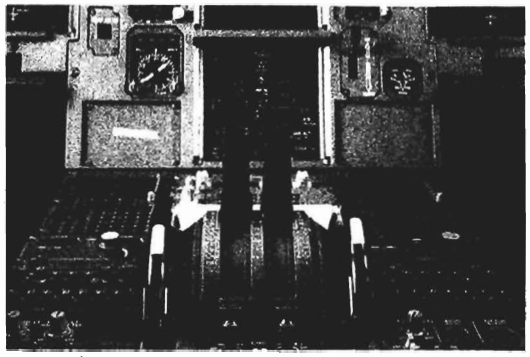
设计特征

A319 除了机身比 A320 的机身缩短了 7 个隔框外，其余几乎没有变化。

起落架 与 A320 类似，不过轮胎规格只能选择 46×16 或 46×17 的型号。前轮最小转弯半径 12.1m，主轮最小转弯半径 20.6m。

动力装置 标准配装两台 CFM 国际公司的 CFM56-5A4 涡扇发动机，单台推力 97.9kN。备选两台 CFM 国际公司的 CFM56-5A5 或 CFM56-5B5 或 CFM56-5B6 涡扇发动机或国际航空发动机公司的 V2524-A5 发动机，单台推力 104.5kN。标准燃油容量 23860L。可另增加 1 ～ 2 个容量 2900L 的中央油箱。

座舱 驾驶舱和飞行控制系统设备与 A320 相同。典型两级客舱布局载客 124 人（头等舱 8 人，经济舱 116 人）；全部经济舱布局最多可载客 145 人。



使用特点

A319 飞机充分体现了空客 A320 系列飞机的通用性，A319 飞机与 A320 系列其他飞机具有相同的驾驶舱和操纵程序，拥有一种型号飞行执照的驾驶员就可驾驶全部 4 种型号的飞机。这样可以使航空公司根据当天的乘客情况安排最合适的飞机。

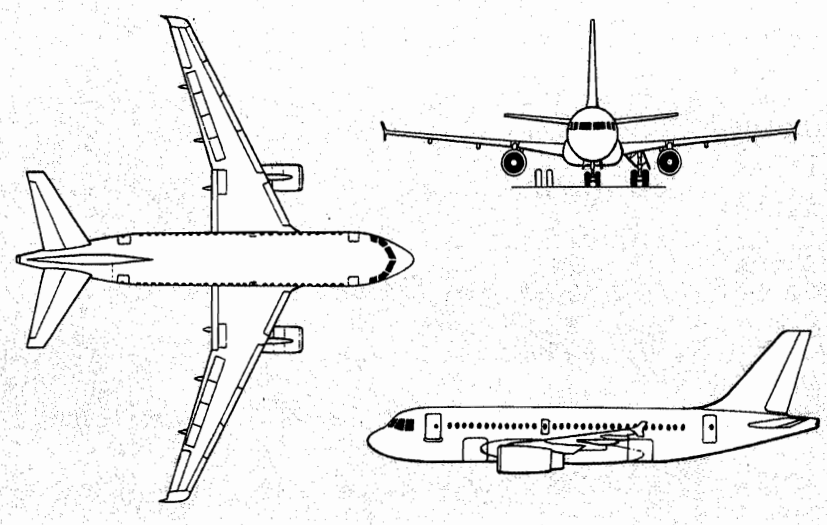
A319 飞机与 A320 系列飞机一样，都配备了相同的先进数字客舱管理系统，客舱人员就可无缝地在 4 种型号的飞机间转换，此举精简了航班安排，并可将员工的技能发挥至最佳。

技术数据

外形尺寸（除列出数据外，其余与 A320 相同）	
机长	33.83m
客舱长度	23.77m
前后轮距	11.05m

重量及载荷（A：装标准发动机，B：装备选发动机）	
使用空重	
A	40160kg
B	41203kg

最大起飞重量	
A	64000kg
B	75500kg
最大着陆重量	
A	61000kg
B	62500kg
最大商载	16840kg
最大零燃油重量	
A	57000kg
B	58500kg
最大翼载	
A	522.9kg/m^2
B	616.8kg/m^2
性能数据（A：装 CFM56-5A4 或 CFM56-5B5；B：装 CFM56-5A5 或 CFM56-5B6 或 V2524-A5 发动机）	
最大使用马赫数	0.82
巡航马赫数	0.78
最大爬升率	2.53m/s
实用升限	11890m
起飞场长（海平面，国际标准大气）	
A	1820m
B	2680m
着陆场长（最大着陆重量）	1470m
航程（载客 124 人，飞行 370km 用余油）	
A，起飞重量 64000kg	3391km
B，起飞重量 75500kg	6846km
噪声特性	
起飞噪声	
A	82.5dB
B	82.4dB
进近噪声	
A	93.9dB
B	94.2dB
侧向噪声	
A	92.6dB
B	92.2dB



A320

国际合作　空中客车公司

项目概况

A320是欧洲空中客车公司研制的双发窄体中短程客机。20世纪70年代后期，空客公司在大型宽体飞机站住脚以后，打算开发一种窄体客机，为此，空客公司在法国图卢兹成立了一个专门发展单通道飞机的研究组，该研究组提出发展A320客机的计划。

空客公司在1979年7月宣布A320客机方案，在1981年法国巴黎航展上法国航空公司意向订购25架A320飞机，1983年12月A320计划正式启动，1984年3月23日开始制造，1987年2月22日首次试飞，1988年2月获得型号合格证并交付使用。空客公司为A320项目投资近20亿美元。

空客公司在A320设计中采用了侧向驾驶杆，电传操纵系统，第二代数字式自动飞行系统，广泛使用复合材料和先进铝合金材料以及主动操纵面等。

A320是世界上第一种采用电传操纵的亚声速民用客机，由于侧向驾驶杆和电传操纵系统对民用客机的传统操纵理念是一个很大的挑战，在当时的航空界引起了不小的震动，在早期应用过程中还因为出现过一些严重事故而受到驾驶员们的抵制。但是经过一段时间的实际使用后，这项新技术令人信服地证明了它不仅使飞机驾驶和维修更方便，而且使飞行更安全，这是由于它相比传统的机械式操纵系统大大简化了飞机的结构设计，提高了飞机的效率。更重要的是，电传操纵系统的引进，为空客公司实现全家族飞机通用性理念打下了坚实的技术基础，也成为空客公司与波音公司争夺市场的重要卖点。

在空客公司各成员国中A320的生产分工如下：法国宇航公司制造机翼前缘之前的机身、中央翼盒、发动机挂架以及最后总装；德国宇航公司制造中、后机身，襟翼，垂直安定面，方向舵以及舱内装饰；英国BAE系统公司制造机翼主体、副翼和扰流片；西班牙航空制造公司制造水平安定面、升降舵、主起落架舱门和后机身钣金件；比利时空中客车公司制造前缘缝翼。

2000年空客公司决定将A320的总装线由图卢兹转移到A319和A321总装线所在地德国汉堡。另一条总装线位于中国天津，这是空客公司在欧洲以外的唯一一条总装线。

2007年6月28日，中国航空工业第一集团公司和中国航空工业第二集团公司（现合并为中国航空工业集团公司）组成的中方联合体与空客公司签订了A320系列飞机天津总装线合资企业合同，这条总装线分为总装、喷漆、调试和试飞4个部分，全部按照空客公司的标准和程序设计生产，产品质量与欧洲总装线上生产的产品保持一致。

2008年9月28日，A320系列飞机天津总装线正式投产，计划到2011年达到月生产4架的生产能力，规模达到年产44架，而最终规模可能达到480架。到2015年年底，该总装线生产的飞机将全部销往国内，2015年以后，将有可能销往周边国家和地区。

A320系列飞机已经成为世界民机市场上最畅销的产品之一，到1990年，A320的订货合同已经超过了500架。1994年5月，波音公司还特意购买了一架二手A320飞机陈列在西雅图，以此来激发波音公司员工，可见A320对民机市场的影响力。

在"9·11"事件后，许多大型飞机的运力不足，但A320系列飞机仍然特别受欢迎。截至2008年11月30日，各型A320飞机共获订单3952架，已交付2016架。按2007年币值计算，A320平均单机价格约为5750万美元，价格区别主要取决于飞机发动机类型、设计重量以及用户定制的不同。

主要型别

A320-100 初始型。为生产线上第21架之前的产品。后来被A320-200取代，最大起飞重量68000kg，载油量24090L。

A320-200 现简称为A320。为生产线上第22架之后的产品，1988年第三季度之后称为A320基本型。它与A320-100型的主要区别是：采用中央翼油箱，增加8034L燃油，最大起飞重量增加，航程增加2000km，翼尖上装有与A310-300相似的翼梢小翼。

A320 research 研究型。1989～1991年间A320用于翼肋减阻研究。1998年，空客公司使用一架A320飞机来进行片状翼型的测试试验，通过前缘的小孔吸入空气来减小阻力、节省燃油。

MPA 320 计划的海上巡逻型。

A320货运型、客货互用型 2001年开始研究A320、A321的货运型的可行性，载货量分别为20000kg、22000kg和30000kg。2006年年中，空客公司的母公司——欧洲航空防务与航天公司表示将与俄罗斯合作研究A320的客货互用型，预计客货互用型于2011年启动。

设计特征

机翼 悬臂式中下单翼，采用与A300、A310类似的超临界翼型。为适应平均

航段较短的特点，设计巡航速度降低为 *Ma*0.76 ~ *Ma*0.78。机翼特性随巡航速度、高度的变化小，在整个使用范围内阻力较低。英国 BAE 系统公司（原英国宇航公司）设计的 D57S 翼型，相对厚度与 A310 相同，但后梁之后的厚度加大 30%，以便有足够空间容纳襟翼及其操纵系统。上反角 5° 6′ 36″，1/4 弦线后掠角 25°，前缘后掠角 28°。A320-200 型上装有翼梢小翼，前缘呈圆形，后缘呈楔形，沿其翼弦平面有向后延伸的“纺锤体”，用来抑制翼梢旋涡。侧风进近时，翼梢小翼本身不会出现失速现象。全翼展前缘缝翼分 5 段，由于发动机短舱位置贴近机翼下表面，所以在不损害高速巡航性能的前提下，对发动机挂架做了局部修形，改善前缘缝翼打开位置的展向连续性。内外侧后缘襟翼都采用大的后退式单缝富勒襟翼，最大偏转 40°。每侧机翼上表面有 5 块扰流片，作减速板时用内侧 2 块，滚转操纵时用外侧 3 块，作减升板时 5 块全用。取消了内侧副翼，以改善起飞降落时后缘襟翼展向连续性，提高增升效果。各翼面前后缘固定壁板、后缘襟翼、襟翼整流罩、扰流片、副翼以及翼根整流蒙皮均用复合材料制造。

机身 普通半硬壳式增压结构。呈双水泡形的截面最大宽度 3.96m，最大高度 4.14m。机身的等直径段较长，为减少阻力而优化的“缩腰形”后机身收缩段较短，机身阻力减小 10%。机头进行了重新设计，采用曲面侧窗。

尾翼 悬臂结构。全动平尾上反角 6°，后掠角 28°，采用反弯度翼型，偏度为 +4° ~ -13.5°，垂尾后掠角 35°，平尾及垂尾为全复合材料结构，使尾翼全部结构减重约 850kg。

起落架 液压可收放前三点式。双轮起落架，采用全油液缓冲器。主起落架收入机翼 - 机身接合处整流罩内。前起落架可转弯操纵，向前收入机身。主起落架舱门采用复合材料。前轮规格 30×8.8-15，主轮规格 49×19-20，采用碳刹车。前轮最小转弯半径 13.8m，主轮最小转弯半径 22.9m。

动力装置 翼下吊挂两台涡扇发动机。1988 年首次交付时装 CFM 国际公司的 CFM56-5A1，单台推力 111.2 ~ 120.1kN。1989 年 5 月后交付的飞机可装国际航空发动机公司的 V2500-A1 发动机，单台推力 113.4kN。1990 年 11 月后交付的飞机可装 CFM56-5A3，单台推力 117.9kN。1994 年后交付的飞机可装单台推力

120.1 kN 的 CFM56-5B4 和单台推力 117.9kN 的 V2527-A5。同时还可以选装国际航空发动机公司的 V2527E-A5，推力为 110.3kN，以及 CFM 国际公司的 CFM56-5B4/P 和 CFM56-5B4/2P，推力为 120.1kN。每台发动机都有全权数字式电子控制系统，并有反推力装置。A320-200 型标准燃油容量 23859L。A320-100 型的标准燃油容量 15843L。

座舱 双人制驾驶舱，可另加 1 ～ 2 个折叠座椅，容纳 4 名机组人员。典型两级客舱布局载客 150 人（头等舱 12 座，每排 4 座，排距 91.5cm；经济舱 138 座，每排 6 座，排距 81cm）。还有一种两级客舱布局可供选择：总共载客 152 人（公务舱 84 座，每排 6 座，排距 86cm；经济舱 68 座，每排 6 座，排距 78cm）。单级经济舱布局可选择载客 164 人，排距 78cm，以及高密度布局载客 179 人。与现有的单通道布局飞机相比，A320 的机身截面显著增大，使乘客明显感觉舒适。客舱前后设有厨房和卫生间。客舱左边前后各有一个客舱门，机翼上方的机身两侧各有一个应急出口。客舱地板下有前、后货舱，货舱高度较大，能运载 LD3-46 型集装箱，也可运送 LD3 标准集装箱。后货舱可装 7 个 LD3-46 型集装箱，前货舱可装 4 个。

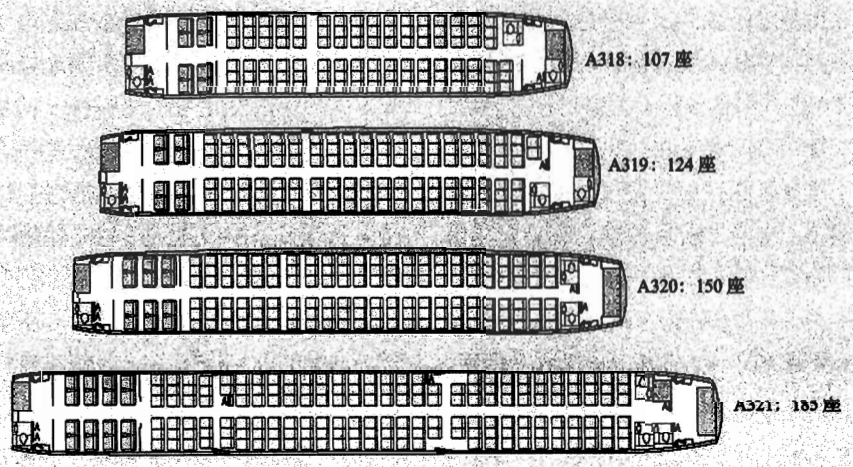
A320 系列飞机拥有单通道飞机中宽敞的机身截面，为乘客提供较宽的座椅，更宽的通道不但可以方便乘客较快地登机和离机，还便于乘客、乘务员和服务手推车在飞行的飞机中活动。优化的机身宽度还使航空公司拥有了最大的客舱布局灵活性，飞机上厨房的工作空间比其他单通道飞机大 40%，厨房空间大 25%。

A320 宽体机身的优势不只限于主客舱，还延伸至底层货舱，与其他单通道飞机相比，A320 飞机的下层货舱更宽、更深，可容纳通常用于宽体飞机的航空公司标准 LD3 集装箱。A320 系列是该级别飞机中唯一能够提供集装箱货运装载系统的飞机，该系统与全球标准宽体飞机装载系统兼容，从而减少了地面服务设备，降低了装卸成本。通过向外打开的大型舱门可进入底层货舱，这样设计的目的是为了避免舱门占用货舱的内部容积。天气状况不佳时，舱门还可在飞行作业中提供保护，减少对包裹和货物的损伤。在货舱内部，包裹装运工拥有较大的工作高度和较宽的工作空间。这些措施提高了效率，降低了员工受到伤害的风险。

系统 从起飞到着陆整个飞行过程都由电传操纵系统操纵。主电传操纵系统为两套独立的系统，共 5 台计算机。2 台用于升降舵和副翼操纵，3 台用于扰流片操纵。方向舵的配平通过两台飞行增稳计算机完成，缝翼和襟翼的操纵是通过两台专用计算机控制的。用侧杆操纵装置代替普通的驾驶杆和手轮，使系统减重 55kg，侧杆操纵装置包括向内前方倾斜的操纵

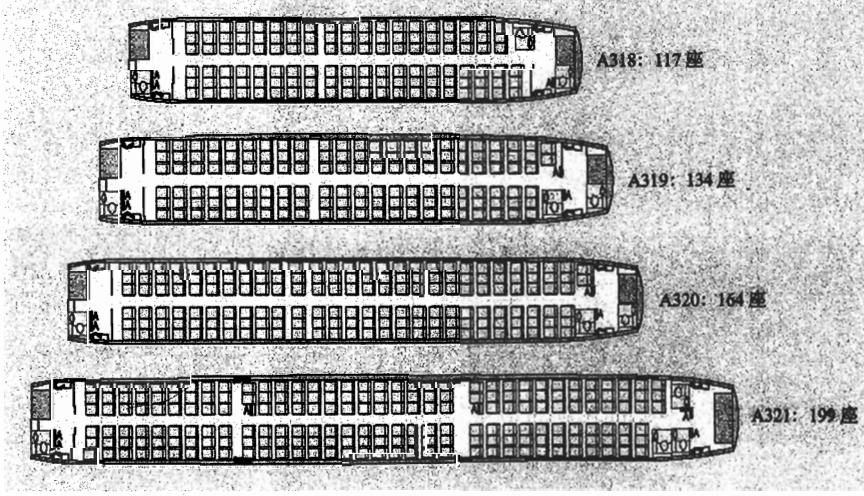
A320 系列飞机客舱布局

典型两级布局



A320 系列飞机客舱布局

全经济舱布局



手柄、滚转和俯仰传感器盒和人工感觉系统。使用自动驾驶仪时，由电磁线圈带动的卡销将操纵手柄锁在中立位置。两套电传操纵装置之间以电子线路连接，一般情况下，两名驾驶员不能同时操纵飞机。为了解决两名驾驶员操纵输入不一致的矛盾，在电子线路中加装一个比较装置，电传操纵系统则可以将两种输入代数叠加，如果一方驾驶员要解除另一方驾驶员的输入，只要按住“接手按钮”，就可将对方操纵输入解除。有3套工作压力为207×10^5Pa的液压系统，分别标以绿、黄、蓝色。绿、黄两套系统互相连通，每台发动机带动一套。蓝色液压系统由空气冲压涡轮带动。装3台75/90kV·A恒频发电机，提供115/200V、400Hz三相交流电。其中两台发电机由发动机驱动，用于正常供电，另一台发电机由辅助动力装置驱动，除供地面使用外，也可作空中应急备用电源。在3台发电机全部发生故障的情况下，还有一台5kV·A应急发电机，由蓝色液压系统驱动。机上还有变流器提供直流电源，并备有蓄电池。

机载设备 除了12个备用的主要数字式仪表外，全部数据都显示在十字形安排的6块18.4cm×18.4cm的彩色阴极射线管显示器上。A320的显示系统属于第二代，由3台显示管理计算机和两台系统数据采集装置组成。采用第二代数字式自动飞行控制系统，与电传操纵系统、发动机的全权电子控制系统以及飞行管理系统的全部能力综合。未配备专门的飞行导引计算机和发动机推力控制计算机，也没有为自动驾驶和自动油门设置的独立伺服机构，这些功能全都归入飞行管理计算机。A320采用集中式故障显示系统，当飞机系统出现故障时，仪表板中央的两只阴极射线管分别显示出告警标记及系统运动情况，而在中央操纵台上的多用途控制器和显示装置通过综合故障显示系统自动分析故障原因，驾驶员不必查阅手册、文件。如选装一台打印机，还可将故障分析结果打印出来。A320还装有美国霍尼韦尔公司的大气数据和惯性参考系统。

使用特点

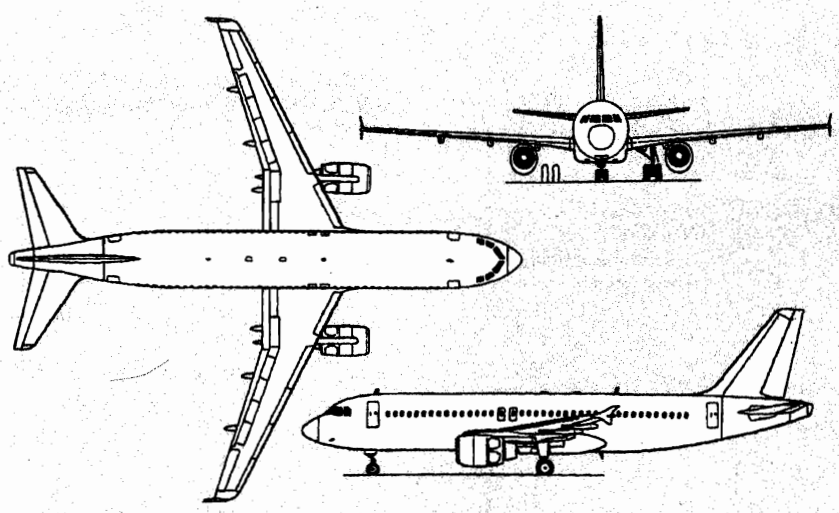
A320系列飞机推出后，一直是空客公司的拳头产品，至今畅销不衰。A320之所以取得如此巨大的成功，首先归因于正确的市场定位，在20世纪70年代，美国客机已经几乎覆盖了从100座级到400座级的整个市场，但是到了80年代初，随着美国与其他各国政府开始放松对民用航空的管制，航空运输市场对于较小型飞机的需求急剧增加，在80年代中期，市场销售最好的飞机是

120 ~ 140 座的波音 737 和 MD-10 飞机。空客公司经过仔细分析后敏锐地发现，这个市场还可以容下座级比波音 737 略多一些，比波音 757 又小一些的第三种单通道飞机，于是果断地启动了 A320 计划。

第二个原因是采用“以新制胜”的方针，空客公司意识到要和当时的霸主波音公司争夺市场，仅靠座级的优势是远远不够的，必须要有胜于对手的“绝活”，要大胆引进一系列最新的技术和创新措施，坚决走“技术推销”的策略。

第三个原因是通过系列化发展不断巩固市场，空客公司在 A320 基础上向上发展了加长型 A321，向下发展了缩短型 A319，进一步缩短为 100 座级的 A318，这样使 A320 系列的飞机在从 107 座到 220 座级范围、从 2800km 到 6500km 航程范围的市场内，形成了完整的产品群，给客户提供了很好的选择灵活性。

第四个最有杀伤力的武器就是通用性。由于 A318、A319、A320 和 A321 具有相同的驾驶舱和操作程序，拥有一种机型飞行执照的驾驶员就可驾驶全部 4 个型号的飞机，也就是说，具有 A320 系列飞机驾驶资格的驾驶员可随时随地驾驶 4 个型号飞机中的任何一种，给使用这些飞机的航空公司在机队、航班和驾驶员的调度方面带来了极大的运营灵活性，而 A320 系列飞机之间的系统和部件的通用性不仅方便了飞机的维护，也大大降低了维修成本。随后，空客公司把这种通用性优势扩大到以后推出的所有空客飞机系列，包括 A330、A340 和 A380 飞机，而通用性正是波音公司系列飞机的“软肋”，也是空客公司不断蚕食竞争对手的市场份额，从 2003 年以后在新机订购量和交付量两个指标上逐渐超过波音公司的重要原因之一。



技术数据

外形尺寸	
机长	37.57m
机高	11.76m
翼展	34.09m
展弦比	9.5
机翼面积	122.4m^2
主轮距	7.59m
前后轮距	12.65m
客舱门（高 × 宽）	1.85m × 0.81m
货舱门（高 × 宽）	1.25m × 1.82m

内部尺寸	
客舱	
长度	27.50m
最大宽度	3.68m
最大高度	2.16m
货舱容积	
前货舱	13.3m^3
后货舱	24.15m^3

重量及载荷（典型两级布局 150 座，A：CFM56-5B4/P 发动机，B：V2527-A5 发动机）	
使用空重	
A	42100kg
B	42482kg
最大起飞重量	
标准	73500kg
可选 1	75500kg
可选 2	77000kg
最大着陆重量	
标准	64500kg
可选 1，2	66000kg
最大停机坪重量	
标准	73900kg
可选 1	75900kg
可选 2	77400kg
最大商载	
A	18633kg
B	18518kg
最大零燃油重量	
标准	61000kg
可选 1，2	62500kg
最大燃油重量	19159kg

性能数据（最大起飞重量）	
最大使用马赫数	0.82
巡航速度	*Ma*0.78
最大爬升率（海平面）	2.53m/s
实用升限	12130m
起飞场长（海平面，国际标准大气）	
A	1960m
B	1950m
着陆场长（最大着陆重量）	1490m
航程（载客 150 人，飞行 370km 用余油）	
A	4800km
B	4870km

噪声特性（A320-200 型）	
起飞噪声	88.0dB
进近噪声	96.2dB
侧向噪声	94.4dB

A320 机载系统与航电设备供应商

供应商名称	设备名称
航电设备	
法国宇航公司（Aerospatiale）（现属欧洲航空防务与航天公司）	飞行报警计算机
德国 BGT 公司 (Bodenseewerk Geratetechnik)	飞行控制单元 (FCU)
美国汉胜公司（Hamilton Sundstrand）	数据管理单元
美国霍尼韦尔公司（Honeywell）	大气数据惯性参考系统 (ADIRS)，固态飞行数据记录器 (SSFDR)，固态座舱语音记录器 (SSCVR)，前视风切变气象雷达 (FLWS)，空中交通告警与防撞系统（TCAS），通信管理装置 (CMU)
德国利铁夫公司（LITEF）（现属美国诺斯罗普·格鲁门公司）	飞行控制数据集中器 (FCDC)
法国 SFENA 公司	自动驾驶仪
英国史密斯宇航公司（Smiths Aerospace）（现属美国通用电气公司）	飞行管理系统（FMS）
法国泰雷兹公司（Thales）	电子飞行仪表系统（EFIS），多模式接收机 (MMR)，中央故障显示接口单元 (CFDIU)，数字式平视显示器（HUD），飞行管理系统（FMS）
法国 SFENA 公司、法国泰雷兹公司（Thales）、法国宇航公司（Aerospatiale）	电传操纵系统
机载系统	
英国 BAE 系统公司（BAE Systems）	燃油增压泵，过滤器
美国布莱斯制造公司（Brice Manufacturing）	乘客座椅
美国道蒂宇航公司（Dowty Aerospace）	液压系统，发电机，主起落架舱门作动筒，增压段放气阀作动器，冲压式空气涡轮，起落架电子控制系统和接口单元
美国伊顿宇航公司（Eaton Aerospace）	照明开关，压差开关，高度开关
法国 ECE 公司	照明设备
美国埃尔德克公司（Eldec）（现为奎恩宇航公司）	接近传感器，起落架、舱门和襟翼定位系统以及控制系统
美国电子技术公司（Electromech Technologies）	液压泵马达
美国古德里奇公司（Goodrich）	碳刹车，APU 辅助发电机，照明系统

续表

供应商名称	设备名称
美国汉胜公司（Hamilton Sundstrand）	数字式客舱压力控制系统
美国霍尼韦尔公司（Honeywell）	辅助动力装置，照明系统
瑞士利勃海尔集团（Liebherr）	排气系统，空调系统，主飞行控制系统，次级飞行操纵系统，增升装置，液压系统，前起落架
英国卢卡斯宇航公司（Lucas Aerospace）（现属美国古德里奇公司）	作动器和扰流片控制装置
德国诺德微电子公司（Nord-Micro）	座舱压力控制系统
美国普里塔－贝内特航空系统公司（Puritan-Bennett Aero Systems）	氧气系统
美国罗塞蒙特公司（Rosemount）	防冰系统
法国 SAFT 公司	蓄电池
英国史密斯宇航公司（Smiths Aerospace）（现属美国通用电气公司）	燃油计量系统

A321

国际合作　空中客车公司

增加一个容量为2900L的中央翼油箱，从而使最大起飞重量增加至89000kg，航程增加了648km。更大起飞重量的型号可以选择安装第二个中央翼油箱，1999年1月启动，2000年9月开始交付。

A321CJ 公务型。空客公司自己希望发展的一种改型，计划增加额外的油箱。

A321 F 货运型。要求货舱能够容纳14个标准货盘。

项目概况

A321是欧洲空中客车公司研制的双发中短程客机，是A320-200型的加长型。A321-100于1989年11月开始研制，制造了4架原型机，1993年3月11日装V2530发动机的第一架原型机进行了首飞，1993年12月17日获得欧洲航空安全局合格证。1993年5月装CFM56-5B发动机的第二架原型机进行了首飞，1994年2月15日获得型号合格证。1994年1月装配CFM56-5B发动机的原型机通过了寒冷条件下的飞行试验。1994年1月27日首批飞机开始交付启动用户德国汉莎航空公司，1994年3月18日开始投入航线运营。1996年5月29日获得120min双发延程飞行认证，2004年4月获得180min双发延程飞行认证。

截至2008年11月30日，A321共获订单736架，已交付483架。按2007年币值计算，A321-200的单价约为6900万美元。A321的研制费约为5亿美元。

主要型别

A321-100 基本型。

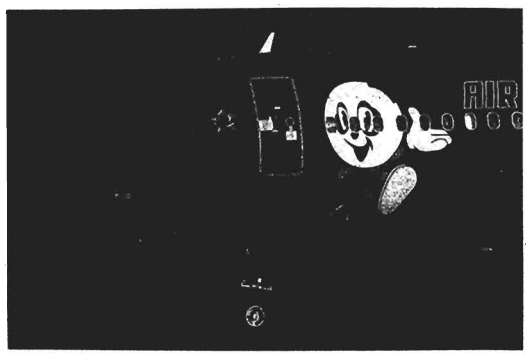
A321-200 远程型。1995年4月12日启动，1996年12月12日首飞，1997年4月24日开始交付。采用高推力发动机，增强了机体结构，

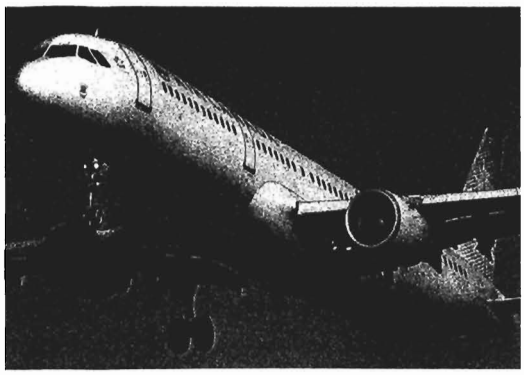
设计特征

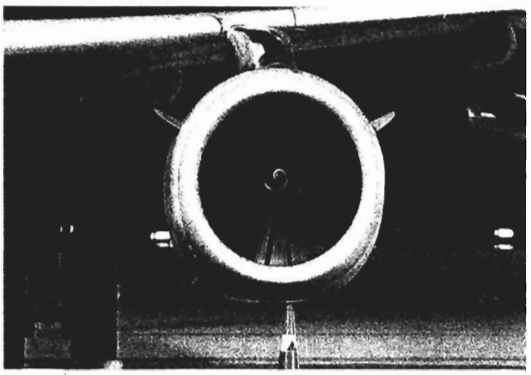
与A320相比，A321的机身加长了6.94m，机翼前加长4.27m，机翼后加长2.67m。机翼上方应急出口移至机身加长段上，从而增加了两个应急出口。改进了襟翼、起落架，安装了改进的低速操纵系统。

起落架 主轮规格为49×18-22或者46×17-20，对飞机的刹车系统进行了改进。前轮最小转弯半径为18m，主轮最小转弯半径为27.6m。

动力装置 两台涡扇发动机。A321-100可以选用两台国际航空发动机公司的V2530-A5涡扇发动机，单台推力133.0kN，或者两台CFM国际公司的CFM56-5B1，CFM56-5B1/P、CFM56-5B1/2P，单台推力133.4kN；还可选用CFM56-5B2或者CFM56-5B2/P，单台推力







137.9kN。A321-200 可以选用两台国际航空发动机公司的 V2533-A5 涡扇发动机，单台推力 140.6kN，或者两台 CFM 国际公司的 CFM56-5B3/P、CFM56-5B3/2P，单台推力 142.3kN。标准（3 个油箱）燃油容量 23700L，可另增加一个或两个容量 2900L 的中央油箱。

座舱 两级客舱布局载客 185 人（头等舱 16 座，排距 91cm；经济舱 169 座，排距 81cm）；全部经济舱布局载客 200 人。客舱门与 A320 相同，增加的两个应急出口也可作为客舱门使用。

使用特点

A321 飞机的载客量比 A320 增加 24%，载货量增加 40%。A321 充分体现了空中客车 A320 系列飞机通用性的特色。由于 A321 飞机与 A320 系列飞机的系统和部件具有高度的内部互换性，加上采用了通用的飞行控制系统和相似的电子设备，这使该飞机的维修工作变得更加便利。

技术数据

外形尺寸（除注明外，其余与 A320 相同）	
机长	44.51m
机高	11.81m
前后轮距	16.92m
内部尺寸	
客舱长度	34.44m
前货舱容积	22.81m³
后货舱容积	28.93m³

重量及载荷（典型两级布局 185 座，除注明外均指 A321-200，C1：装 CFM56-5B1；V：装 V2530-A5；C2：装 CFM56-5B2；C3：装 CFM56-5B3；V2：装 V2533-A5）	
使用空重	
C1，C2	47776kg

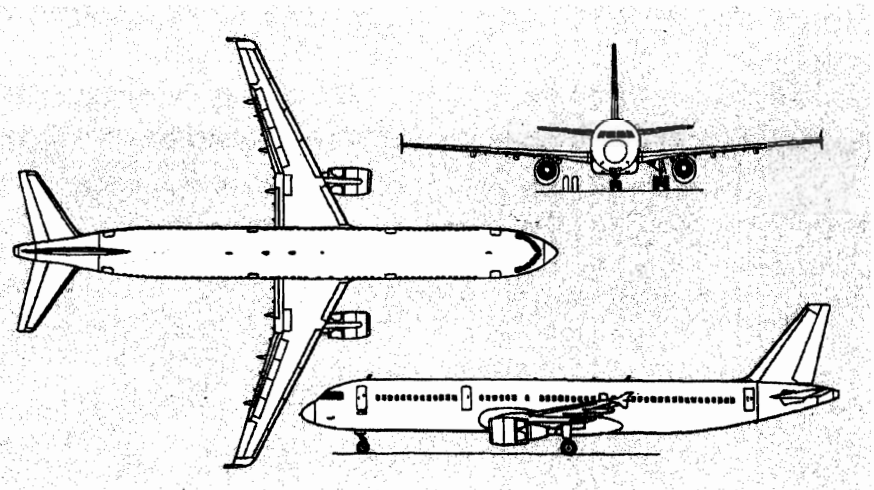
V	47900kg
C3	48024kg
V2	48139kg
最大起飞重量	
标准	89000kg
可选	93000kg
最大着陆重量	
标准	75500kg
可选	77800kg
最大商载	
C1，C2	21725kg
V	21615kg
最大零燃油重量	
标准	71500kg
可选	73800kg
最大翼载	
标准	727.1kg/m^2
可选	759.8kg/m^2

性能数据

最大使用马赫数	0.82
巡航马赫数	0.78
最大爬升率	2.53m/s
起飞场长(海平面,国际标准大气,最大起飞重量)	
C1	2220m
V	2065m
C2	2270m
C3	2330m
V2	2341m
着陆场长(最大着陆重量)	
C1，V	1540m
C2	1530m
C3，V2	1577m
航程(A321-100,载客185人,飞行370km用余油)	
C1，C2	
标准	3959km
可选	4167km
V	
标准	4172km
可选	4418km

噪声特性

起飞噪声	
C1	87.4dB
V	85.4dB
进近噪声	
C1	96.1dB
V	95.4dB
侧向噪声	
C1	96.2dB
V	94.5dB



AE-100

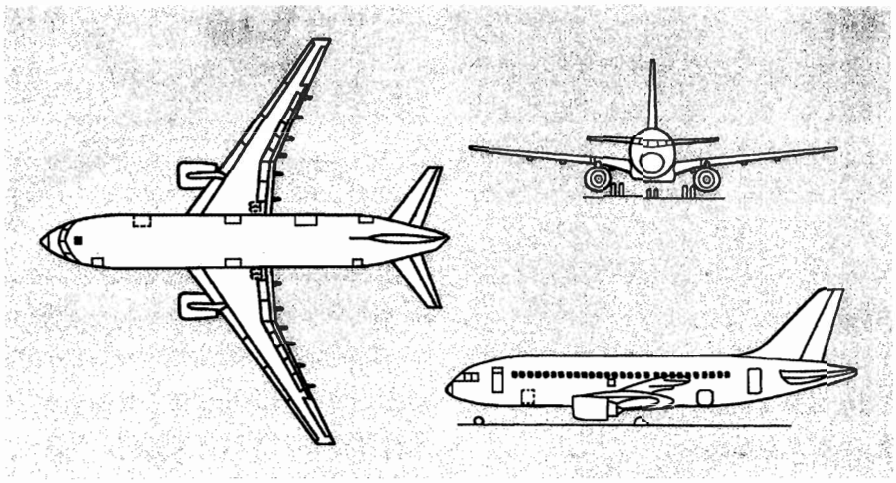
中国航空工业集团公司

项目概况

AE-100 即“空中快车”100（Air Express-100），是中国航空工业总公司（现称中国航空工业集团公司）与欧洲空中客车公司、新加坡科技公司合作研制的一种 100 座级喷气客机。

1996 年 6 月，中国航空工业总公司、空客公司和新加坡科技公司三方签署了合作发展 100 座客机的意向书，1997 年 5 月三方达成合作框架协议。根据协议，中国航空工业总公司、空中客车亚洲公司(AIA)和新加坡科技公司(STPL)将分别出资 46%、39%和 15%，联合研制 AE-100（空客公司编号为 AE31X）支线喷气客机。拟议中的 AE-100 飞机将采用高涵道比涡扇发动机、跨声速机翼、配备有先进电子设备和综合显示系统的“玻璃座舱”、电传操纵系统、复合材料活动面、铝合金胶结与机翼蒙皮喷丸成形、CAD/CAE/CAM 设计制造等一系列先进技术，具有安全可靠、经济性好、乘坐舒适、清洁环保、使用灵活、维修方便等特点。其基本型按照座椅布置方式不同可分别载客 115 人（经济型）、108 人（两级型）和 128 人（高密度型），并可进一步派生出 90 ~ 140 座系列客机。

按计划，AE-100 飞机应于 2003 年前后投放市场，总产量将达到 1000 架左右，其中中国航空工业总公司将承担 51%的制造工作量，包括机翼、机身制造和最后总装。但由于种种原因，AE-100 项目最终于 1998 年被取消。



技术数据

外形尺寸	
机长	33.54m
机高	10.4m
翼展	30.5m
重量及载荷	
最大起飞重量	49420kg
最大商载	14500kg

性能数据	
巡航速度(高度 11000m)	*Ma*0.78
起飞场长(最大起飞重量,海平面,国际标准大气)	1398m
着陆场长(最大着陆重量,海平面,国际标准大气)	1309m
设计航程(标准满油及备油)	3000km

An-180（安-180）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）

项目概况

安-180是乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体研制的双发桨扇中程客机，1991年法国巴黎航展期间首次披露研制计划，并展出模型。1992年修改布局设计，将两台发动机装在飞机尾部。

设计特征

安-180设计规范相当或高于西方标准，每客千米油耗低于同类型西方飞机。

机翼 后掠式下单翼。

机身 圆形机身截面，机身设计寿命为60000飞行小时。

尾翼 平尾带有上反角，尾翼后掠。

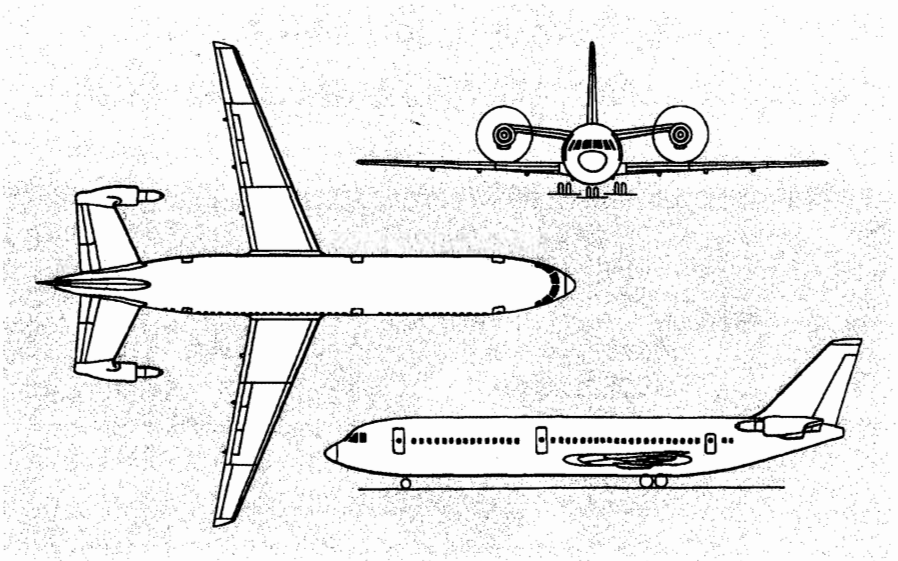
动力装置 采用乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局的D-27桨扇发动机，单台功率10305kW。

座舱 驾驶舱内2～3名机组人员，单级客舱布局载客163～175人，两级客舱布局载客150～156人。每排6座，双通道。可选择载客180～200人的布局或客货混合型布局。机身左侧客舱门旁和机身右侧服务门旁设有4个客舱乘务员座椅。设有3个卫生间(前面1个，后面2个)。应急出口位于机翼上方。地板下层货舱可容纳7个LD3集装箱，可设计为全货运型布局。

机载设备 装备全飞行阶段使用的自动导航系统和符合国际民用航空组织Ⅲa标准的自动着陆系统。

使用特点

安-180于1994年完成设计，后由于资金原因，项目取消，没有实现首飞，但是该机型独特的总体布局却是世界上罕见的。



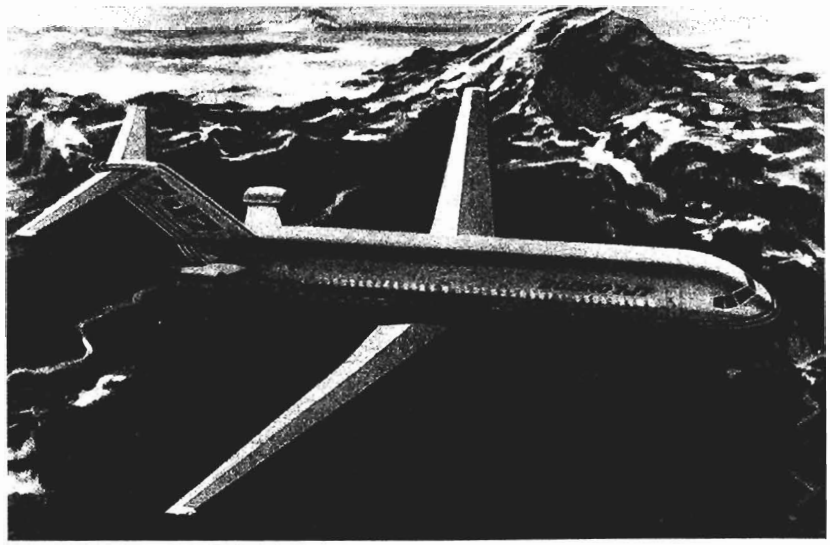
技术数据

外形尺寸	
机长	40.09m
机高	11.15m
翼展	35.83m
重量及载荷	
最大起飞重量	67500kg
最大商载	18000kg

性能数据	
巡航速度	800km/h
巡航高度	9100 ~ 10100m
起飞场长	2200 ~ 2600m
航程	
最大燃油	7500 ~ 7700km
最大商载	3300km
载客 163 人	4850km

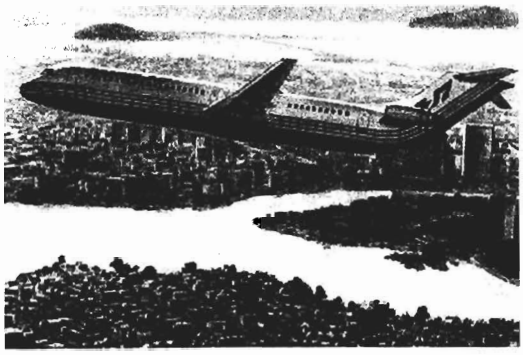
Boeing7J7（波音7J7）

美国波音公司



项目概况

波音 7J7 是美国波音公司在 20 世纪 70 年代末计划推出的 150 座桨扇发动机的中短程客机项目，准备与欧洲空中客车公司的 A320 和麦道公司的 MD-90 系列争夺中短程客机市场，但由于波音 737 系列的销路较好，因而一直没有正式启动。1982 年，波音公司宣布启动波音 7J7 项目。为了减少研发风险，波音公司采取了部分国际合作发展方式，先是在 1984 年与日本民用运输机发展公司讨论双方合作研制



方案，并在1986年3月签订了合作研制谅解备忘录，日本方面承担25%的研制费用。接着在1986年5月又先后与英国肖特兄弟公司和瑞典萨伯公司签订联合研制波音7J7谅解备忘录，英、瑞两方分别承担研制费用的5%和4%。1986年9月，澳大利亚霍克·德·哈维兰公司也意于参与该项目并承担4%的研制费用。

波音公司原计划于1987年年底完成波音7J7设计定型，并公布设计细节，以便于20世纪90年代初将波音7J7交付使用。然而，在美国放松空中管制政策的推动下，航空客流量剧增，“枢纽”机场的拥挤状态日益严重，许多航空公司都感到150座级已经太小，希望能采用170座或更大的飞机，而且当时作为波音7J7投入使用前的过渡机种——150座的波音737-400销路也很好，使公司感到还是应集中精力进一步改进和发展波音737系列以继续扩大这一领域的市场，于是在1987年8月21日宣布将波音7J7项目推迟15个月，并最终在1988年年底宣布中止该项目。

设计特征

根据波音公司的原设计，波音7J7采用尾吊无涵道桨扇发动机布局，并声称要在飞机上采用大约250项新技术，包括创新的客舱、平板显示的新驾驶舱和高速数据总线，大量采用铝锂合金和石墨/环氧树脂复合材料，降低飞机重量等。在气动和结构方面也将作重大改进以进一步提高经济性，波音公司预计波音7J7的燃油效率将比20世纪80年代使用的同类客机高45%，比竞争对手A320的直接使用成本低10%。波音7J7采用全新设计的大展弦比机翼，采用波音757的机身截面形状，客舱座椅有两种布局方案：每排6座，可载150名乘客；每排7座，可载170名乘客，两种布局均为双通道。

动力装置 两台美国通用电气公司的GE36无涵道桨扇发动机，这种发动机在飞行速度为*Ma*0.84和11000m高度条件下工作良好，振动和噪声水平达到美国联邦航空条例的要求，单台推力111kN，在920km的航段上平均每客耗油18.69kg，比当时最新型的涡扇发动机耗油率低9%。

座舱 驾驶舱类似于波音757和波音767的双人制，采用电传和光电飞行操纵系统和电-液压作动器，并有增稳系统，特别引进了新的飞行控制软件和控制器，可提高人工操纵飞机进近和着陆的安全可靠性，并使飞机在湍流中保持稳定飞行。

使用特点

波音7J7项目的失败首先是波音公司没有对当时飘忽不定的市场做出正确的判断，而且在市场上直接与自己的波音737造成竞争；另一个重要因素是在波音7J7项目上采用了太多的新技术，不仅影响了项目进度，而且使飞机的价格相比同级的其他型号（如A320）都要高，大大削弱了市场竞争力。

技术数据（设计值）

外形尺寸	
机长	42.6m
机身长	38.3m
机高	9.77m
翼展	36.50m
重量及载荷	
使用空重	40778kg
最大起飞重量	70307kg
最大商载	19550kg
最大燃油重量	16860kg
性能数据	
航程	4200km

Boeing707（波音707）

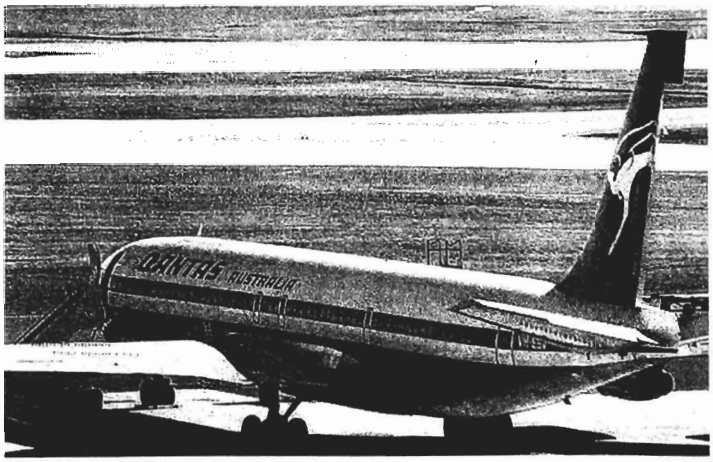
美国波音公司

项目概况

波音 707 是美国波音公司研制的 4 发远程喷气运输机。第二次世界大战期间，波音公司以制造轰炸机而闻名，随着战后军品订单的骤减，波音公司提出了“用民用飞机打天下”的新战略，波音 707 就是这个新战略的第一种民用产品。波音 707 的原型为 367-80 型试验研究机，该机 1954 年 7 月 15 日首飞，但是由于波音公司当时在民用飞机市场上没有品牌优势，所以市场反应十分冷淡，反倒是美国空军看到了这种飞机的潜力，将飞机改成了 KC-135 加油机，很快成为美国空中加油机的主力机种，总共生产了 820 多架。

1955 年 7 月，波音公司得到美国空军的许可，在 KC-135 基础上正式推出波音 707 客机，于同年 12 月首次试飞。

为了能与道格拉斯公司同期启动的 DC-8 喷气机竞争，针对当时客户对不经停横贯美国



大陆和飞越大西洋的远程航线的需求，波音公司毫不犹豫地将波音 707 的原设计进行了加长、加宽，推出了两种具有洲际航程能力的新波音 707，一种是可载 181 人的波音 707-120，另一种是可载 189 人的波音 707-320，这两种机型很快吸引了各国航空公司的注意力，订单相继而来。

新设计的波音 707 自 1958 年开始交付使用以后，推出了多种改型，1959 年 5 月 12 日，波音 707- 320 被选作总统专用飞机，最后一架民用型波音 707 于 1982 年 3 月交付使用。按 2004 年币值计，波音 707 的研制费用为 13 亿美元。

截至 1992 年 3 月 31 日，波音 707 共获订单 1010 架，生产线已于 1991 年关闭，1992 年 5 月交付最后一架军用型。

主要型别

波音 707-120 波音 707 的第一种民用生产型。1955 年获得泛美航空公司 15 架的订单，该机于 1957 年 12 月 20 日首飞，1958 年 10 月投入航线使用，使用普惠公司 JT3C-6 涡喷发动机，载客量 137 ~ 189 人。

波音 707-120B 波音 707-120 型的改进型。采用效率较高的 JT3D 涡扇发动机，取代了早期型号使用的 JT3、JT4 涡喷发动机，噪声更低而且提高了推力和燃油效率。

波音 707-220 与波音 707-120 型类似，采用 JT4A-3 涡喷发动机，适合高原、高温机场使用，1959 年投入航线使用，仅生产了 5 架，由美国布兰尼夫航空公司运营。

波音 707-320 洲际型。加长翼展和机身，可载客 189 人，最大航程可达 10000km 以上。1959 年 1 月 11 日首次试飞，1959 年 7 月 15 日获美国联邦航空局型号合格证，总共生产 70 架左右。

波音 707-320B 洲际型。波音 707-320 型的发展型。配装 JT3D-3 或 JT3D-3B 涡扇发动机，带有反推力装置。采用更长的翼展和低阻翼尖，以及新的前后缘襟翼。1962 年 1 月 31 日首飞，同年 5 月 31 日获得型号合格证。

波音 707-320C 在波音 707-320B 型基础上改为客货混合型。主要是在机身前部增设了 3.40m × 2.31m 的货舱门，并提高了地板的承载能力，最大商载可达 38000 ~ 43000kg。1963 年 4 月获型号合格证，共生产 337 架。

波音 707-420 洲际型。在波音 707-320 型基础上改用英国罗罗公司的康维 508 涡扇发动机，共生产 37 架。

波音 707-700 在波音 707-320 型基础上改用 CFM56 发动机，机体和波音 707-320 型相同。曾在 1979 年 11 月 27 日试飞，但未投入生产和运营。

波音 720 在波音 707-120 基础上的改型，机身缩短了 2.5m，对机翼进行了重新设计，提高了巡航速度，载客量 112 ~ 130 人。1959 年 11 月 23 日首飞，1960 年 7 月 5 日交付美国联合航空公司使用。波音 720 共生产 154 架。后来由于运营成本高，不少原本运营波音 720 型飞机的航空公司改为运营波音 727。

除了上述几种型号外，还有为美国空军改装的政府官员用专机，取名为 VC-137A/B/C。在

波音707-320基础上改装空中巡逻机EC-137D。

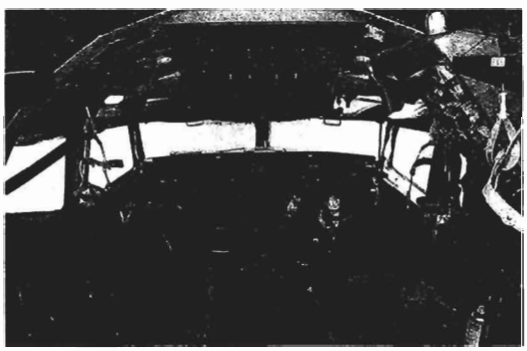
设计特征

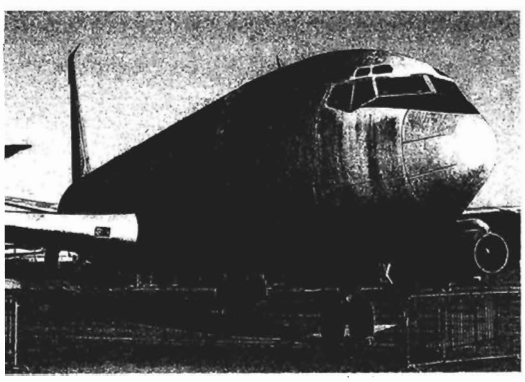
波音707采用下单翼、低平尾、翼吊4台发动机布局。

机翼 悬臂式结构，上反角7°，机翼安装角2°，1/4弦线后掠角35°。全金属双梁破损安全结构，外侧的低速副翼和内侧较小的高速副翼由铝合金蜂窝壁板组成。全翼展前缘襟翼。后缘襟翼前面有液压操纵的扰流片兼作减速板。机翼前缘为热空气防冰。

机身 全金属半硬壳式破损安全结构，机身截面为倒8字形（∞），以便在保证客舱宽度的条件下截面最小。

尾翼 全金属结构，平尾变安装角可为电动或手动，手动操纵升降舵，升降舵上还有随动调整片，当安定面安装角变化时，它起改变平尾弯度作用，提高平尾效率，同时也可改善升降舵在大偏度时的杆力特性。方向舵为带偏航阻尼器的液压助力操纵。当液压系统发生故障时可转为通过操纵调整片的手动操纵。方向舵也有随动调整片，在助力操纵时提高舵面效率。





起落架 液压可收放前三点式。主起落架为4轮小车式，向内收入机身内。前起落架为双轮式，向前收入机身。当起落架放下时，起落架舱门又重新关闭，以降低起飞滑跑时的阻力。起落架在飞行中能放下以增加阻力。主轮规格为46×16，胎压为12.2×10^5Pa，前轮规格为39×13，胎压为7.94×10^5Pa。盘式刹车带防滑装置。

动力装置 波音707最初装的是4台普惠公司的JT3C涡喷发动机，后来换装为JT3D-7涡扇发动机，单台推力为84.48kN。在高温及高原地区使用时，可用喷水加力。带有反推力装置。油箱全部在机翼内，共有4个主油箱，两个备用油箱和一个中央翼油箱。除中央翼油箱为7个软油箱组成外，其他均为整体油箱。油箱最大容量可达90299L。可用压力加油和重力加油。滑油总量为114L。

座舱 驾驶舱可容纳正副驾驶员、领航员和飞行工程师4人，另外还可增加一个见习驾驶员的座位。客舱最多可布置215个座

位（全部经济舱）。有4个食品柜和5个卫生间。在机身左侧前后各有一个乘客登机门，右侧有两个服务门。地板以下中央翼前后为行李舱。

系统 空气循环、空调和增压系统采用3台由发动机驱动的涡轮压气机。座舱压差为0.58×10^5Pa。液压系统压力为207×10^5Pa，用于起落架收放、前轮转弯操纵、机轮刹车、襟翼收放、扰流片和方向舵操纵等。电气系统包括4台30kV·A或40kV·A、110/220V、400Hz的交流发电机，4台75A的变压整流器进行直流供电。没有辅助动力装置。

机载设备 仪表设备主要包括PB-20D自动驾驶仪，偏航阻尼系统，FD-108综合飞行指引系统，高纬度双罗盘系统，垂直陀螺，大气数据计算机，飞行记录仪，发动机测量监控仪表。无线通信导航设备包括高频通信电台、罗兰A/C（600T）远程导航接收机、甚高频全向导航及仪表着陆接收机、测距器、高度表、无线电罗盘、指点信标接收机、交通管制应答器、气象雷达以及多普勒雷达等。

使用特点

波音707是波音公司在民用飞机市场的第一次孤注一掷的“赌博”，1600万美元的项目启动资金几乎占当时波音公司全部资产的1/4，所以如果飞机设计出来以后没有市场，公司就不得不宣布破产，而波音707刚推出市场时也的确几乎无人喝彩。

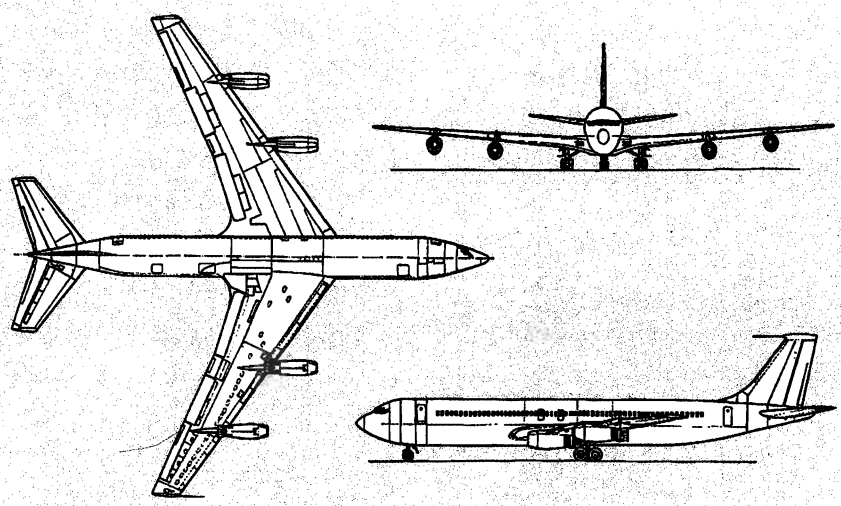
为了打开局面，波音公司采取的对策是设计出别人没有的好产品。首先，波音公司根据客户要求将波音707改为远程型。1959年10月10日，一架波音707-320首次完成了从纽约不经停直飞伦敦的飞行。泛美航空公司用波音707-320建立了世界上第一家环球客运运营航线，使波音707在民机市场站住了脚。此外，波音公司在设计中引进了许多独特的设计，例如，在发动机上引进了一种噪声吸收装置，将发动机噪声降至最低；发明了“蛤壳形”的反推力装置，使着陆滑跑距离尽可能短；专门设计了两层玻璃夹一层乙烯基化学物质的“钢化玻璃”，以便经受得住相对速度高达800km/h的鸟“撞击”，等等。

精心的设计带来了意想不到的回报。在泛美航空公司开通越洋航线后不久，一架从法国巴黎飞往美国纽约的波音707-320在飞越大西洋的途中突然失控，飞机从10000m高空直往下冲，一直掉到离地约2000m时才被驾驶员稳住，飞机坠落过程中所经受的载荷几乎是设计载荷的2倍，而飞机结构却很好地经受住了这种超乎寻常的超载荷飞行。波音707在此次事故中所显示的牢固结构和制造质量，被当时航空界称为“最牢固的飞机”，随后波音707的声誉直线上升，订单也很快超过了DC-8。波音707终于打破了道格拉斯飞机公司对民用飞机市场几十年的垄断，为实现波音公司“用民用飞机打天下”的目标迈出了重要的一步。

技术数据（波音707-320C型）

外形尺寸			
机长	46.61m	翼展	44.42m
机高	12.92m	展弦比	7.056
		机翼面积	268.6m^2

主轮距	6.73m
前后轮距	17.98m
前后客舱门	
高 × 宽	1.83m × 0.86m
货舱门	
高 × 宽	2.31m × 3.40m
内部尺寸	
客舱	
长度	33.99m
最大宽度	3.55m
最大高度	2.31m
地板面积	106.18m^2
容积	228.6m^3
前货舱容积	23.65m^3
后货舱容积	24.5m^3
重量及载荷	
最大使用空重	66200kg
最大起飞重量	150590kg
最大着陆重量	112037kg
最大商载	38100kg
最大燃油重量	72500kg
性能数据	
最大巡航速度	966km/h
经济巡航速度	886km/h
海平面爬升率	14.9m/s
起飞距离（至 10.7m）	3248m
着陆距离（自 15m 高）	1905m
航程	
最大燃油（无余油）	9800km
最大载重（无余油）	6317km
噪声特性	
起飞噪声	104.5dB
进近噪声	115.7dB
侧向噪声	102.8dB



Boeing717（波音717）

美国波音公司

项目概况

波音717的前身是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997年并入波音公司）研制的MD-95双发喷气机，用以替换老龄的DC-9和一些波音737飞机。该机1991年9月开始设计，当时有两种型别：MD-95-30早期生产型和MD-95-30ER增程型。

1997年8月1日，波音公司收购麦道公司后，于1998年4月8日将MD-95编号改为波音717-200型，使之成为该公司民用飞机家族的成员。

波音717在保留了MD-95的T形尾翼和双发喷气机等特点的基础上，对原设计做了较大的改进，主要包括：第一，换装了英国罗罗公司的BR715高涵道比发动机，与同类发动机相比，BR715具有油耗低、排污少、噪声低的优点。换装发动机后，飞机的侧向噪声比原来低约7dB，起飞和进近的噪声水平均比目前的Ⅲ级噪声标准低大约7dB。发动机排污量也低于目前的限制标准。第二，采用了波音777的液晶显示器和为波音777设计的多功能综合航空电子系统。第三，更新了客舱设计，加大了头顶的行李箱，改善了舱内的照明系统，并换用了带真空冲洗系统的卫生间。第四，增加了辅助油箱使载油量增大。

波音717原型机于1998年首飞，生产型于1999年1月首飞，1999年4月获得欧洲和美国联邦航空局型号合格证，原计划1999年6月交付使用，后又推迟到1999年9月交付。

在“9·11”事件后，许多航空公司出现经营亏损，一些大型飞机暂时被闲置，但100座级左右的客机却得到特别青睐，以经营波音717机队为主的一些航空公司不亏反盈，签派率急剧增长，例如，波音717在夏威夷航空公司创造了一天14次起降的高签派率纪录。

尽管如此，由于波音717并非波音系列飞机，给航空公司的维修与使用带来诸多不便，

并增加了成本，使该机的市场反应一直达不到预想的结果，所以波音公司于2005年1月宣布停止波音717的生产，并在2006年5月正式关闭生产线。波音717生产数量为156架。

主要型别

波音717-200 早期生产型。包括基本型和高起飞重量型，两级布局载客95～106人，单级布局载客129人。

波音717-100 缩短型。在基本型基础上减少4个隔框，总长为35.9m，载客80人。

波音717-300 加长型。在基本型基础上增加5个隔框，总长为40.2m，两级布局载客127人，航程3150km。

设计特征

波音717采用了麦道公司飞机系列传统的下单翼、在机身尾部两侧吊挂两台发动机和T形尾翼布局。

机翼 采用DC-9-34机翼形状，1/4弦线后掠角24° 30′。

机身 在DC-9-30机身的基础上加长1.45m，机身截面与DC-9/MD-80相同。

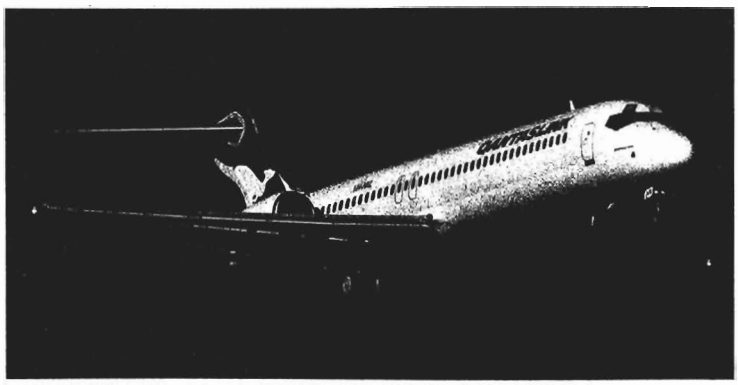
起落架 可收放前三点双轮式，前轮可控。

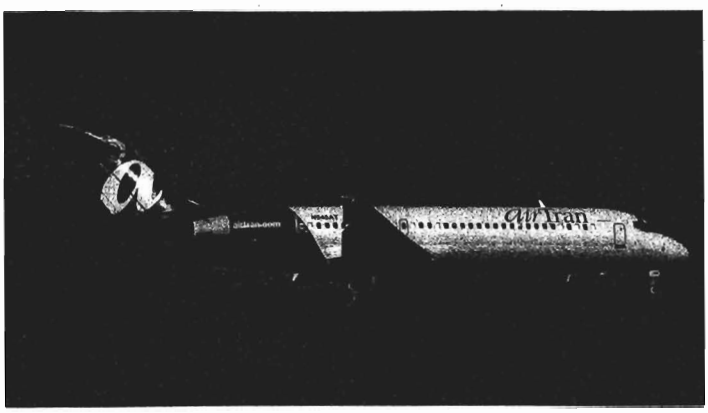
动力装置 两台罗罗公司的BR715涡扇发动机，单台推力82.3kN。

座舱 双人制驾驶舱，客舱为典型的单通道5座布局，两级布局载客106人。

系统 主电气系统有3个完全相同的动力转换和分配装置，系统由两台发动机上安装的35/40kV·A的整体驱动发电机和一台60kV·A的辅助动力装置发电机组成，系统采用插槽式的模块化继电器而不是用螺栓连接的金属罐式继电器。燃油系统根据DC-9设计，但采用了更可靠的容积型流量测量系统并在每个油泵上增加了压力传感器。飞机的空调系统由美国联信公司设计，增加了“3轮”空调组件，取消了冷却风扇的专用电子设备。飞机的气动防冰系统很简单，用一个隔离阀取代了双通道交叉供气装置，可同时对机翼和水平安定面的前缘除冰。

机载设备 与MD-11一样的飞行自动控制系统（AFCS），AFCS的控制板是遮光的，驾驶员只轻松地按钮和旋钮就可以控制飞行。驾驶舱两座位之间有一个大的多功能控制显示器装置及两个键盘。综合飞行机组告警和信号系统取代了头顶部的电子告警板、告警灯、仪





表及其他的系统状态显示灯，头部仅保留4块液晶显示器（LCD）。美国霍尼韦尔公司的多功能综合航空电子VIA2000计算机作为波音717飞机驾驶舱的“心脏”，可处理LCD显示的数据，并执行飞行管理系统、中央提前告警系统和飞行数据采集系统等功能。霍尼韦尔公司的飞行管理系统（FMS），具有Ⅲa类自动着陆系统，装有惯性基准系统（IRS）、数字式飞行导引系统（DFGS）、数字式大气数据计算机和风切变探测系统。驾驶舱的仪表板主要有6个霍尼韦尔公司制造的203mm×203mm的LCD屏幕组成，可以提供必要的飞行、导航、发动机以及系统的信息数据。

使用特点

波音717是专门针对密集型、高频率支线航空市场设计的，并兼具小干线和大支线的双重功能，应该说非常适合当时的市场需求，但最终还是因为没有取得预期销售业绩而被淘汰，最主要的原因是它既游离于波音系列飞机之外，又与麦道系列飞机有较大的不同，这种“独成体系”的产品，必然给使用这种飞机的航空公司带来许多不便，将大大增加维修与使用成本。这充分反映出民用飞机产品，除了考虑市场需求和性能外，还必须考虑它的售后环节，只有能给用户带来使用方便和更低的维修与使用成本的产品，才会有更持久的生命力。

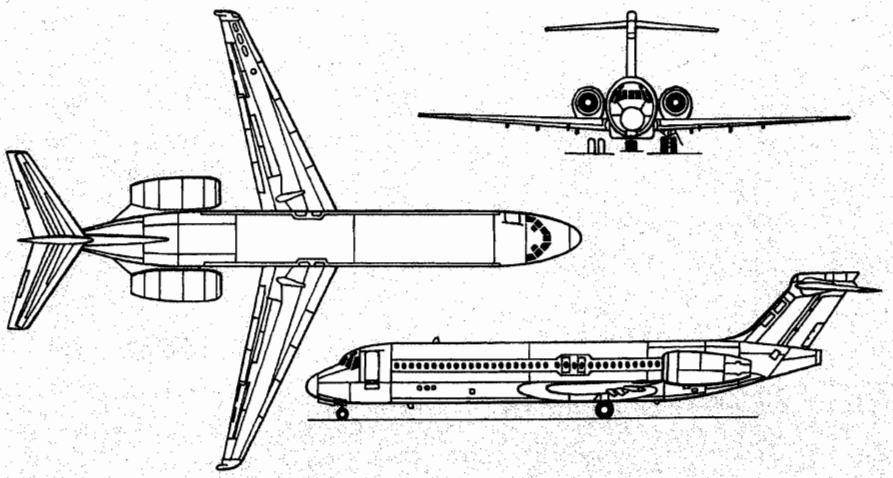
技术数据（波音717–200）

外形尺寸	
机长	37.80m
机身长	34.34m
机高	8.86m
翼展	28.47m
展弦比	8.7
机翼面积	92.97m^2
主轮距	4.88m
前后轮距	17.60m
内部尺寸	
地板下货舱容积	26.8m^3

重量及载荷（BGW：基本起飞重量型，HGW：高起飞重量型）	
使用空重	
BGW	31298kg
HGW	31706kg
最大起飞重量	
BGW	51710kg
HGW	54885kg
最大着陆重量	
BGW	46265kg
HGW	47174kg
最大零燃油重量	
BGW	43545kg
HGW	44452kg
最大燃油重量	
BGW	11162kg
HGW	13381kg

性能数据	
最大平飞速度	811km/h
起飞场长（最大起飞重量）	1951m
着陆场长（最大着陆重量）	1445m
航程	
BGW	2908km
HGW	3593km

噪声特性（波音 717-200）	
起飞噪声	81.4dB
进近噪声	91.4dB
侧向噪声	89.2dB



Boeing727（波音727）

美国波音公司

项目概况

波音 727 是美国波音公司研制的中短程客机。波音 707 于 20 世纪 50 年代面世后，虽然在远程市场显示出良好的营运能力，但是在一些中短程航线上由于运营成本过高而不受航空公司的欢迎。为了打入中短程市场，扩大波音公司的民用市场份额，波音公司计划启动用于中短程航线的波音 727 项目，并于 1956 年开始方案论证工作。最初的方案是采用与波音 707 类似的 4 台发动机的布局。但是波音 727 项目启动面临的最大挑战是公司已经倾其财力用在了波音 707 的发展上，没有资金再启动一个新项目，而且当时喷气客机市场已经有许多新飞机，即使能筹措到资金，也难以保证波音 727 获得市场成功。最后，波音公司说服董事会同意启动这一项目，但是董事会附加了一个十分苛刻的条件，即必须由总设计师亲自说服当时美国 4 家主要航空公司，获得 100 架飞机的启动订单，项目才能启动。

当时这 4 家公司的情况是，环球航空公司由于财政困难没有资金，泛美航空公司已订购洛克希德公司的飞机，东方航空公司认为波音 727 采用 4 台发动机，耗油量太大，经济性不好，更倾向于能在 1480m 的跑道上作短距起降的双发飞机，而联合航空公司的想法与东方航空公司完全相反，他们希望的是能在高原机场上使用的 4 台发动机的飞机。为了同时满足东方航空公司和联合航空公司的需求，波音公司采取尾吊 3 台发动机的折中方案，这不仅是美国研制的第一种尾吊发动机民用客机，也是波音民用飞机系列唯一一种 3 发布局飞机。

1960 年年底，美国东方航空公司同意订购 40 架波音 727，联合航空公司也订购了 40 架，并有 20 架的意向订单，这基本达到了董事会要求的至少 100 架飞机的订单，于是项目正式启动，并于 1961 年 6 月开始制造原型机。1963 年 2 月开始试飞，试飞结果非常好，飞行速度比设计值快了近 80km/h，油耗减少 33%，商载增加 10%，而且由于波音 727 加装了增升装置，使其能在不足 1480m 的跑道上起降。

1963 年 12 月，波音 727 获美国联邦航

空局型号合格证，1964 年 2 月首架交付使用，1971 年销量超过了波音 707，1974 年第 1000 架波音 727 交付，成为历史上第一种销量突破 1000 架的喷气式民用客机。

由于波音 727 采用尾吊发动机布局，无法使用尺寸较大的新型高涵道比涡扇发动机，而且随着机场条件的不断改善，使波音 727 的短距起降优势逐渐弱化，特别是 20 世纪 70 年代的石油危机，使波音 727 三台发动机的高运营成本劣势凸显，最终波音公司决定停止开发波音 727。最后一架波音 727 于 1984 年出厂，1984 年 9 月 18 日关闭生产线。波音 727 共销售 1831 架。

主要型别

波音 727-100 基本型。载 131 名乘客，最大起飞重量 72570kg，共生产 405 架。

波音 727-100C 客货两用型。在波音 727-100 的基础上加强了地板和支撑结构，在前机身右侧增开一个 2.19m × 3.41m 的货舱门。

波音 727-QC 客货两用型。类似于波音 727-100C，增加了客货两用快速转换设备。波音 727-100C 和波音 727-QC 共生产 164 架。

波音 727-200 加长型。机身加长 3.05m，可载 163 名乘客，1967 年年底交付使用。

先进的波音 727-200 波音 727-200 的改进型。1971 年 5 月开始研制，1972 年 6 月开始交付使用，飞机的最大起飞重量增加到 94349kg，增加油箱，增大航程。舱内布局也做了调整，更加宽敞，最多可载客 189 人，采用先进隔声材料，降低了舱内噪声。具有功率自动储备能力，在起飞、爬升或一台发动机出现故障时，3 台发动机或其他两台发动机可自动增加功率，这一特点适于高温、高原机场使用。该型共生产 1237 架。

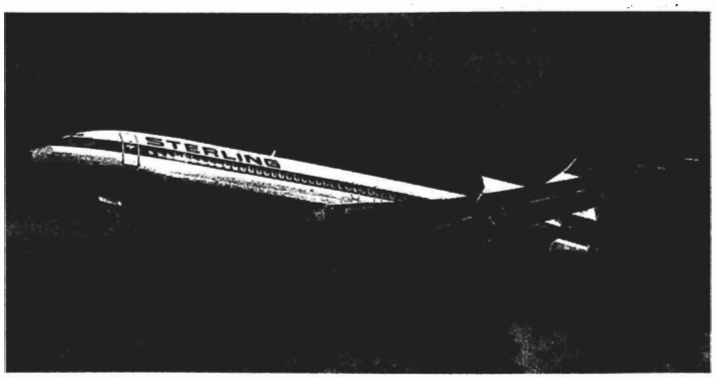
波音 727-200F 货运型。类似于波音 727-100，增加一个大货舱门，最大载货量 25855kg，1983 年 7 月开始交付使用。共生产 15 架。

设计特征

波音 727 采用悬臂式下单翼、尾吊 3 台发动机、T 形尾翼布局。前机身沿用波音 707 的机体设计，除了降低开发成本外，还使波音 707 和波音 727 之间有很好的零件通用性。

机翼 采用双梁铝合金盒形结构，普通翼肋，上、下翼面为蒙皮 - 长桁铆接结构，采用波音公司自行设计的专用翼型，相对厚度 9% ~ 13%，上反角 3°，安装角 2°，液压操纵的铝合金副翼，内侧为高速副翼，外侧为低速副翼，并与飞行扰流片联动，3 缝后缘襟翼为铝合金蜂窝结构，机翼外侧 2/3 前缘上有 4 段缝翼，内侧 1/3 前缘上有 3 段克鲁格襟翼，均为铝或镁合金铸件，每个机翼上都有 7 个铝合金扰流片，兼作减速板，外侧副翼有补偿片，内侧副翼有操纵补偿片，复式液压操纵系统可转换为手动操纵，发动机引气用于前缘防冰。

机身 机身为半硬壳破损安全结构，铝合金蒙皮由隔框和纵向长桁加强。



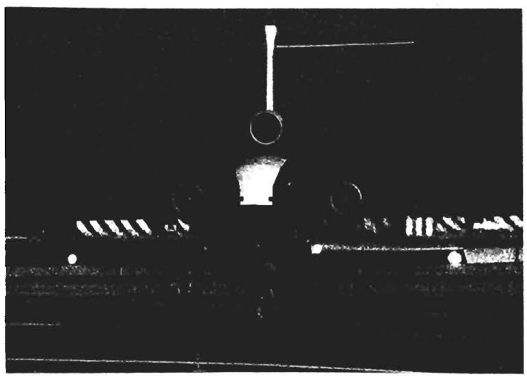
尾翼 悬臂式金属结构。平尾安装接近于垂尾顶端，可调安装角，两套助力操纵装置，并可转为手动操纵。升降舵有液压助力操纵。方向舵的液压助力操纵系统由两套主系统供压，配有反补偿片。

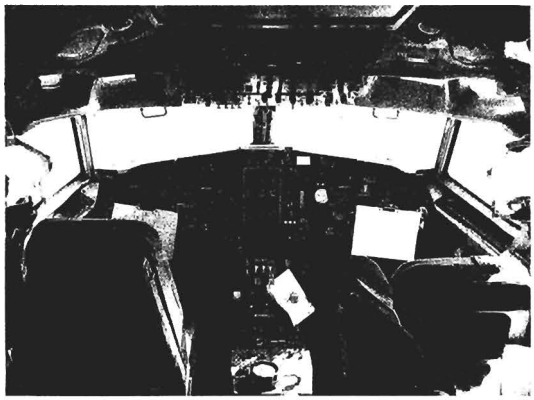
起落架 液压可收放前三点式。前轮可转弯操纵，向前收入机身，主轮向内收入机身，采用波音公司油气缓冲器。

动力装置 普惠公司的JT8D系列涡扇发动机，带反推力装置。每台发动机有独立的燃油系统，3个互相连通的机翼整体油箱。需要时，可在前、后货舱加装机身油箱。标准载油量30623L，右翼中间下翼面有压力加油口。滑油总量45.5L。

座舱 驾驶舱内有3名机组人员。客舱基本布局每排6座，前后各有一个厨房，前部有一个、后部有两个卫生间。机尾下面有一个液压收放机腹登机梯。机身左前方有一舱门，右侧有一服务门，起落架前后地板下有两个增压行李舱和货舱。

系统 发动机引气和空气循环冷却方式进行空气调节和增压，压差0.58×10^5Pa。3个独立的液压系统，工作压力为207×10^5 Pa，为飞行操纵、起落架和机腹登机梯提供动力。电气系统包括3台由发动机驱动的40kV·A、400Hz恒频交流发电机，3台50A变压整流器，一个22A·h蓄电池。另外，飞机配有GTC85辅助动力系统，使飞机在停机坪内（非过夜）





可以不用外接机场地勤的发电机或起动发动机，自动为飞机提供所需要的电源、液压及空调。

机载设备 标准设备包括：两套美国沃尔斯堡公司的2000甚高频无线电通信设备，美国摩托罗拉公司的NA-134D2选择呼叫装置，机内通话设备，客舱广播设备，ARINC 542带遥控编码器的飞行记录器，两套美国柯林斯公司的51RV-3B甚高频导航系统，柯林斯公司的51Y-7无线电罗盘，两套美国国王公司的KDM-7000测距仪，两套美国国王公司的XP空中交通管制系统，柯林斯公司的51Z-4指点信标接收机，气象雷达，SP-130自动驾驶仪，两套偏航阻尼器，两套垂直陀螺，两个C-9D罗盘，HG7502无线电高度表，仪表读数比较和告警系统，ARINC 545大气数据系统，两套带下滑增益程序控制的FD-108飞行指向器和近地告警系统。

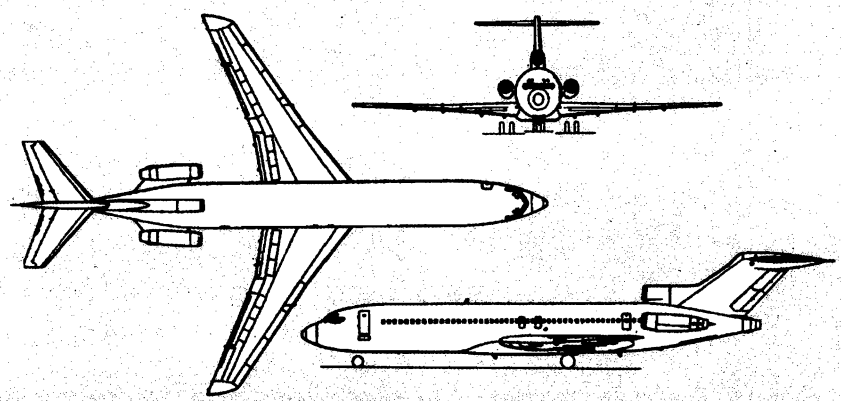
使用特点

波音727最成功的是机翼设计，由于中短程的波音727比远程的波音707有更高的起降频率，因此设计时需要同时适应高空巡航和短距起降的高升力需求，为此波音727机翼设计了一套极有创造性的增升系统，即采用后缘3缝襟翼、内侧前缘克鲁格襟翼、外侧前缘襟翼，这也是世界上第一种在机翼前

后缘采用增升装置的客机。此外，波音公司把波音 727 原来的 4 台发动机方案改为 3 台发动机方案，体现了民用飞机开发中“客户就是上帝”的原则，只有充分了解客户的需要，设计出能满足客户要求的飞机，才能保证产品的市场成功。

波音公司董事会给波音 727 项目启动提出的必须首先获得 100 架启动订单的条件也体现了民用飞机不同于军用飞机项目的主要特点，必须自己去开发市场，自己去筹措资金，自己去承担风险。在波音 727 的市场推销中，波音公司的总裁亲自参加推销小组，旋风般地访问了 26 个国家，44 个城市，进行了一轮又一轮的游说，反映了民用飞机制造企业的主要领导应把主要精力放在市场开发上的又一特点。

波音 727 最终被淘汰，一个重要原因是飞机的尾吊 3 发布局与其他波音飞机系列翼吊布局的结构和操纵品质差别太大，不利于生产、使用和零部件的通用。因此，在飞机研发中注意前后产品的通用性也很关键。



技术数据（波音 727-200）

外形尺寸	
机长	46.69m
机高	10.36m
翼展	32.92m
展弦比	7.07
机翼面积	157.9m^2
主轮距	5.72m
前后轮距	19.28m
机腹舱门	
高 × 宽	1.92m × 0.81m
前行李舱门	
高 × 宽	1.07m × 1.37m
后行李舱门	
高 × 宽	1.12m × 1.37m

内部尺寸	
客舱	
长度	28.24m
高 × 宽	2.11m × 3.55m
地板面积	91.05m^2
容积	188.4m^3
前货舱容积	20.1m^3
后货舱容积	23.1m^3

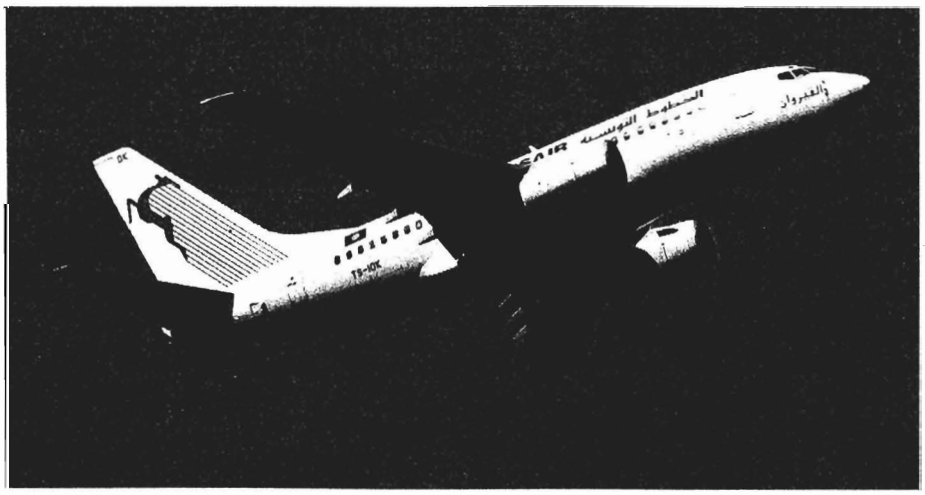
重量及载荷	
使用空重	45360kg
最大起飞重量	83820kg
最大着陆重量	70800kg
最大商载	18144kg
最大零燃油重量	62596kg

性能数据	
最大巡航速度	953km/h
经济巡航速度	917km/h
起飞场长（至 10.7m 高）	2938m
起飞滑跑距离	2301m
着陆场长（自 15m 高）	1430m
着陆滑跑距离	835m
航程	
最大商载	2970km
最大燃油	4635km

噪声特性	
起飞噪声	100dB
进近噪声	100.4dB
侧向噪声	102.3dB

Boeing737（波音737）

美国波音公司



项目概况

波音 737 是美国波音公司研制的中短程单通道窄体客机，主要是为了满足航空市场对短程航线、低载客量的需求。1964 年 5 月开始研制，原型机于 1967 年 4 月 9 日首飞，同年 12 月 15 日获美国联邦航空局型号合格证并开始交付使用。

波音 737 已经发展了 3 代共 9 种型号，第一代波音 737-100/200 和第二代波音 737-300/400/500 现在已经停产，这两代飞机一共交付 3132 架。

波音公司在 20 世纪 90 年代相继推出了波音 737-600/700/800/900，这一系列飞机既秉承了原有波音 737 的特点，又有大量新技术内涵，因而被称为新一代波音 737（波音 737NG），其中除了波音 737-600 于 2006 年停产外，其余型别仍在继续生产和销售中。

波音 737NG 只是沿用了波音 737 的名字，主要目的是利用波音 737 在用户中已经建立的良好声誉，波音 737NG 采用了很多现代先进技术，包括新设计的机翼、新改进的发动机、辅助动力装置、起落架和新型客舱内饰等。波音 737NG 的内饰更加灵活，客舱座椅可灵活调配，航空公司可在 1min 内将一排座椅由头等舱的每排 5 座转换为经济舱的每排 6 座。波音 737NG 的流线型头顶行李舱设计比传统的波音 737 增大不少，可以容纳更多的随身携带行李。而且波音 737NG 采用与波音 777 相同的弧形天花板设计，与传统的设计相比，客舱更宽敞，更舒适。因此无论是从结构上还是从性能上来看，与以前的波音 737 相比已经有了换代性的提高，是基于 20 世纪 90 年代所具有的新技术储备发展的具有 90 年代先进性的飞机。

同时波音 737NG 具有与原来波音 737 飞机最大的通用性，可以使用同样的跑道、停机坪以及停机门等。波音 737NG 具有与传统波音 737 相同的零部件、地面技术设备和地面维修设备。此外，波音 737NG 的 4 种型别间具有 98% 的机械零部件通用性和 100% 的发动机通用性。

近年来，针对空客公司正在开展的 A320 后继机的研究，波音公司也在积极开展波音 737 后继机（波音 737RS）的研究。2007 年 12 月，波音公司表示将于 2009 年 5 月前启动波音 737 后继机项目，新飞机仍采用单通道设计，可能按飞机座位数分为两个系列，一个是 90 ~ 120 座系列，另一个是 125 ~ 210 座（波音 787 系列的最小座位数）系列。预计投入市场的时间为 2012 ~ 2015 年。

截至 2008 年 7 月，波音 737 总订货量已超过 8000 架，超过航空史上所有其他民用飞机。截至 2008 年 12 月 31 日，波音 737NG 飞机共交付 2758 架。

波音 737 NG 主要型别单价（2007 年币值）

单价（万美元）	5000 ~ 5700	5700 ~ 6750	7050 ~ 7900	7400 ~ 8500

主要型别

波音 737-100 基本型。装两台 JT8D-7 或 JT8D-9 涡扇发动机，只生产了 30 架。

波音 737-200 加长型。波音 737-100 型的机身加长 1.8m，最大起飞重量 52390kg，可载 130 名乘客。1967 年 8 月 8 日首飞，同年 12 月 21 日交付使用。共交付 1114 架，包括 104 架波音 737-200C/QC 和 19 架美国空军用于导航训练的 T-43A，于 1988 年夏停产。

先进的波音 737-200C/QC 客货两用型。机身和地板进行了加强，客舱加开了一个尺寸为 2.15m × 3.40m 的舱门，客运型和货运型可快速转换，共生产 104 架。

先进的波音 737-200 远程型。总燃油量增加到 22598L，下货舱后部还有一个容量为 3066L 的备用油箱，其航程比标准型波音 737-200 增加 1200km，载客 120 ~ 130 人，截至 1987 年年底共交付 579 架，现已停产。

波音 737-300 波音 737-200 的加长型。1981 年 3 月正式开始研制，1983 年年中开始总装，1984 年 2 月 24 日首飞，同年 11 月 28 日开始交付使用。截至 2006 年 1 月 1 日，共交付 1113 架，现已停产。

波音 737-400 波音 737-300 的加长型。1986 年 6 月开始研制，1988 年 1 月 26 日首架出厂，同年 2 月 19 日首飞，9 月 2 日取得合格证，9 月 15 日首次交付使用。此外，波音 737-400 的高起飞重量改型于 1988 年 12 月 23 日出厂，1989 年 3 月 21 日取得合格证并交付使用。截至 2006 年 1 月 1 日，共交付 486 架，现已停产。

波音 737-500 波音 737-300 的缩短型。1989 年 6 月 20 日首飞，1990 年 2 月 12 日获得美国联邦航空局型号合格证，1990 年 2 月 28 日首次交付使用。截至 2006 年 1 月 1 日，共交付 389 架，现已停产。

波音 737-600 1995 年 3 月 15 日正式宣布研制，1998 年 1 月 22 日首飞，1998 年 8 月 18 日取得美国联邦航空局型号合格证，同年 9 月 18 日首次交付使用。截至 2007 年 1 月 1 日，共交付 75 架，2006 年停产。

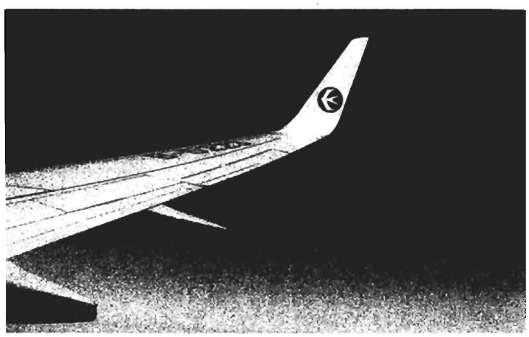
波音 737-700 波音 737NG 第一个型号，也是波音 737NG 的标准型，用于替代波音 737-300。1993 年 12 月正式宣布研制，1997 年 2 月 9 日首飞，同年 11 月 7 日取得美国联邦航空局型号合格证，12 月 17 日首次交付使用。截至 2008 年 1 月 1 日，包括波音 737-700BBJ 和波音 737-700C 在内共获订单 1578 架，已交付 1011 架。

此外，2006 年 1 月 31 日，在波音 737-700 基础上又推出了波音 737-700ER 增程型，启动用户为日本全日空航空公司，两级客舱布局载客 126 人，航程达到 10204km。

波音 737-800 波音 737-700 的机身加长型。直接替代波音 737-400。1994 年 9 月 5 日正式宣布研制，1997 年 6 月 30 日第一架飞机出厂，同年 7 月 31 日首飞，1998 年 3 月 13 日获得美国联邦航空局型号合格证，同年 4 月 9 日获得欧洲航空安全局型号认证，首架飞机于 1998 年 4 月 22 日交付使用。截至 2008 年 1 月 1 日，包括波音 737-800BBJ 在内共获订单 2642 架，已交付 1327 架。除波音 737-800BBJ 公务机型外，还发展了波音 737-800ERX 军用增程型。

波音 737-900 波音 737-800 的机身加长型。机身加长 2.64m。1997 年 11 月 10 日正式宣布研制，2000 年 8 月 3 日首飞，2001 年 4 月 17 日获得美国联邦航空局适航认证，19 日获得欧洲航空安全局适航认证，2001 年 5 月 16 日开始交付。截至 2008 年 1 月 1 日共获订单 55 架，已交付 52 架，启动用户为美国阿拉斯加航空公司。

波音 737-900ER 波音 737-900 的增程型。通过增加额外的燃油箱与改进气动设计增加航程，并对起落架进行了加强，最大载客量达到 215 人，最大航程达到 5900km。2006 年 9 月 1 日首飞，2007 年 4 月 20 日获得美国联邦航空局型号合格证，同年 4 月 27 日开始交付。截至 2008 年 1 月 1 日共获订单 169 架，已交付 9 架。



设计特征（波音 737NG）

波音 737 尽量多地采用了波音 727 的部件和装配件，以降低其生产成本和价格，但外形布局从波音 727 尾吊 3 发布局改成翼吊双发低平尾布局。发动机短舱安装在 35%半翼展处，而且为了保证尺寸较大的涡扇发动机与地面有足够的间隙，特别设计了非圆形的平底整流罩，并确保不会有外来物进入发动机进气口。

机翼 悬臂式下单翼，翼展几乎和机长一样长，从而被昵称为“方形飞机”。采用波音公司的专用翼型，1/4 弦线后掠角 25°，上反角 6°，安装角 1°，平均相对厚度 12.89%。发动机短舱内侧前缘为克鲁格襟翼，外侧前缘为 3 段缝翼，后缘为铝合金蜂窝结构的 3 缝襟翼、扰流片和减速板。副翼和扰流片控制飞机的滚转运动，外侧扰流片还可兼作减速板。机翼结构为铝合金破损安全设计的抗扭盒形双翼梁结构，由连续的上、下缘条，腹板及加强件连接而成。上、下蒙皮从翼根至翼尖为连续的机加工变厚度蒙皮，铆接桁条。由于机翼相对厚度较大，机翼机身结合处为多螺栓接头。

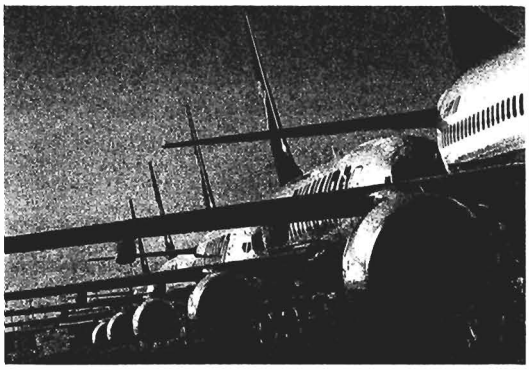
机身 铝合金半硬壳式结构。与以往的波音飞机的不同之处是在机身蒙皮内胶结有格形加强板，每排连接件处的蒙皮为双层，以改进机身的疲劳特性，形成格形止裂带，以限制可

能产生的裂纹扩展。

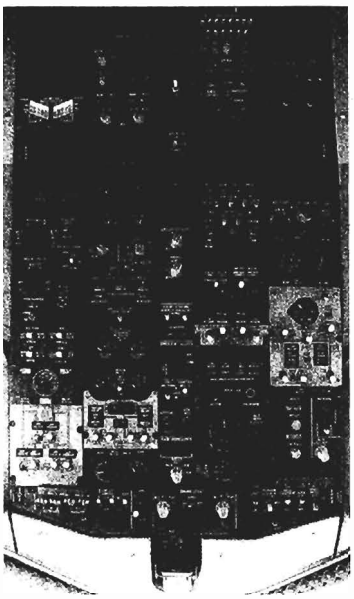
尾翼 铝合金双翼梁平尾，石墨复合材料的方向舵和升降舵。

起落架 液压可收放前三点式，应急时可靠重力自行放下，采用油气缓冲器，前起落架向前收入机身，两个前轮规格为 27×7.75，胎压为 $13.5\times10^5 \sim 14.0\times10^5$Pa。主起落架向内收入机身，主轮规格为 H40×14.5-19，胎压为 $11.45\times10^5 \sim 11.85\times10^5$Pa。采用多盘式刹车，并装有防滑装置。

动力装置 翼下吊挂两台涡扇发动机。波音 737-600 标准型装两台 CFM56-7B18 发动机，单台推力 86.7kN；增重型装两台 CFM56-7B22 发动机，单台推力 101kN。波音 737-700 标准型装两台 CFM56-7B20 发动机，单台推力 91.6kN；增重型装两台 CFM56-7B24 发动机，单台推力 101kN。波音 737-800 标准型装两台 CFM56-7B24 发动机，单台推力 107.6kN；增重型装两台 CFM56-7B27 发动机，单台推力 121.4kN。波音 737-900 标准型装两台 CFM56-7B26 发动机，单台推力 117kN；增重型装两台 CFM56-7B27 发动机，单台推力 121.4kN。波音 737-900ER 载油量为 29665L，其余载油量均为 26025L。



座舱 双人制驾驶舱。客舱左侧前、后各有一客舱门，每侧机翼上方各有一应急出口，客舱前、后各有一卫生间和一厨房，机翼前、后地板下为前、后货舱。波音 737-600 载客量为：典型两级布局 110 人（头等舱 8 座，每排 4 座，排距为 91cm；经济舱 102 座，每排 6 座，排距为 81cm），全经济舱布局 132 人，排距为 76cm。波音 737-700 载客量为：典型两级布局 126 人（头等舱 8 座，每排 4 座，排距为 91cm；经济舱 118 座，每排 6 座，排距为 81cm），全经济舱布局 149 人，排距为 76cm。波音 737-800 载客量为：典型两级布局 162 人（头



等舱 12 座，每排 4 座，排距为 91cm；经济舱 150 座，每排 6 座，排距为 81cm)，全经济舱布局 189 人，排距为 76cm。波音 737-900 载客量为：典型两级布局 177 人（头等舱 12 座，每排 4 座，排距为 91cm；经济舱 165 座，每排 6 座，排距为 81cm)，全经济舱布局 189 人，排距为 81cm。波音 737-900ER 载客量为 180 ~ 215 人。

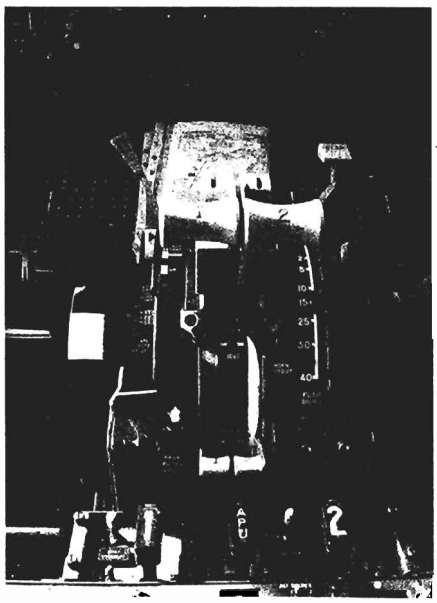
系统 空调和增压系统使用发动机引气，最大压差 0.52×10^5Pa。两套独立的液压系统，压力为 207×10^5Pa，使用防火液压油，为飞行操纵系统、襟翼、缝翼、起落架、前轮转弯和机轮刹车提供动力。两台 50kV·A 变速恒频发电机提供电源，两台发动机各带动一台 110/220V、400Hz 三相交流发电机。APS2000 辅助动力装置可在地面和空中紧急情况下驱动发电机供电和为空调系统供压，并可用于起动发动机。

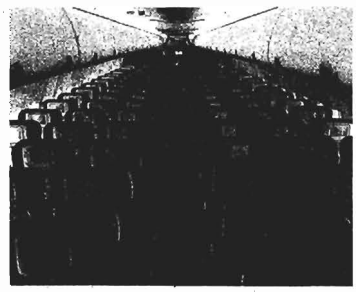
机载设备 装有数字式彩色气象雷达，复式数字式飞行管理计算机可根据驾驶员设定的航路点提供侧向导航、垂直导航和时分导航，双重环形激光陀螺惯性系统，4 块多功能阴极射线管显示屏显示地图、飞行轨迹、方位图以及气象条件，彩色显示的电子发动机仪表系统，风切变指示器，全飞行状态自动油门。

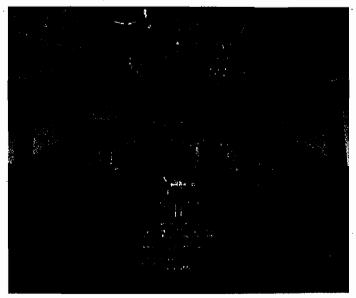
使用特点

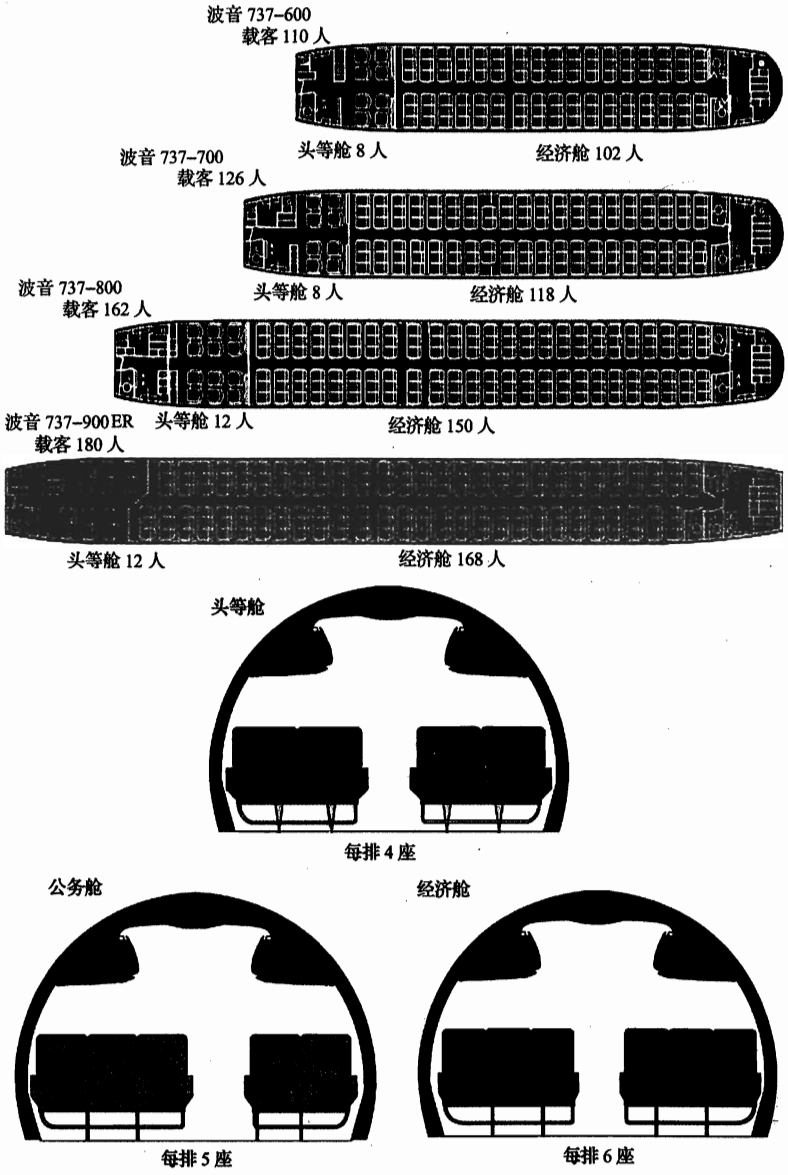
波音 737 飞机是历史上最成功的民航客机之一，自 1967 年获得适航证和交付使用以来，一直以低价格、低运营成本、可靠性高和维修性好享誉民航运输界。2000 年 1 月，波音 737 成为历史上第一种累计飞行时间超过 1 亿小时的飞机，波音 737NG 在交付使用的最初两年中平均签派可靠率高达 99.7%，创造了新的业界纪录，而自首架波音 737NG 开始正式投入运营以来，到 2003 年 6 月 16 日，波音 737NG 的全球机队就打破了 1000 万飞行小时的纪录，这相当于一架飞机连续 1141 年进行不间断飞行，是世界上唯一一种仅用 5 年时间就达到这一里程碑的民用飞机。

从波音 737 到波音 737NG 的发展历程，体现了一个民用飞机型号的发展必须与时俱进地根据市场和客户需求进行不断变化，不断地引进创新技术，才能不断获得新的生命力。例如，波音 737NG 全新的机翼提高了飞机的飞行高度，最大巡航高度从早期波音 737 的 11000m 提高到 12500m，从而使航空公司能够在气候恶劣、航线拥挤的情况下，有能力在只有少数飞机能够达到的高度上飞行。新机翼还增加了载油量，增加了航程，从而扩展了波音 737 的航线能力。成为波音 737-700 标准配置的融合式翼梢小翼与呈近直角安装的传统式翼梢小翼不同，它从翼尖开始圆滑地向外和向上弯曲过渡，具有通过减少气动阻力来提高性能的作用，不仅对提高飞机性能、增加航程、减少油耗、降低发动机维修成本起着重要作用，还具有环



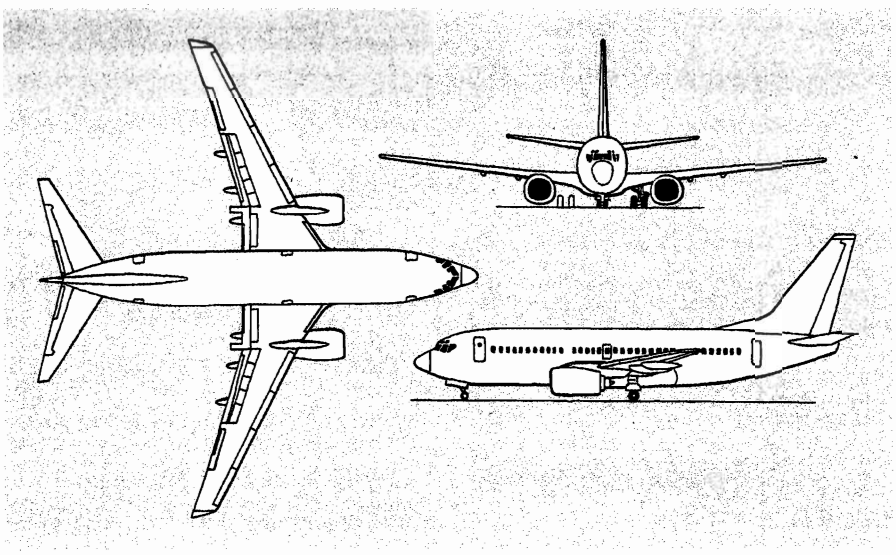






保性能，如降低飞机噪声和减少排放等。波音737NG还引进了许多20世纪90年代后期波音777飞机上的先进驾驶舱技术，包括大尺寸显示屏、先进的显示系统和飞行管理软件等，减少了航班延误，提高了飞行的安全性和机组的效率。

此外，在日益激烈的市场竞争中，降低机队使用成本已经成为直接影响航空公司经营成败的关键。波音737NG项目设计人员专门成立了“低维修成本设计”项目组，从世界21家航空公司收集各种数据资料，评估新的数字化系统、增加零部件的通用性、减少零部件总量、简化设计等，使波音737NG的维修成本比最初降低了15%。需要特别指出的是，波音737的不断发展也是与空客公司不断竞争的结果，正是A320系列飞机对波音737系列飞机的不断挑战，促使波音公司启动全新一代的波音737NG进行反击。所以在民用飞机市场上不能回避竞争，而是要直面竞争，扬长避短，在竞争中求生存，在竞争中求发展。



技术数据（波音 737NG）

外形尺寸	
机长	
波音 737-600	31.24m
波音 737-700	33.63m
波音 737-800	39.47m
波音 737-900	42.11m
机高	
波音 737-600/700	12.57m
波音 737-800/900	12.55m
翼展	34.31m
展弦比	9.4
机翼面积	125m^2
主轮距	5.71m
前后轮距	
波音 737-700	12.60m
波音 737-800	15.60m
波音 737-900	17.17m
内部尺寸	
客舱	
长度	
波音 737-600	21.79m
波音 737-700	24.18m
波音 737-800	30.02m
最大高度	2.13m
前后货舱总容积	
波音 737-600	20.4m^3
波音 737-700	28.4m^3
波音 737-800	45.1m^3
波音 737-900	52.5m^3

重量及载荷（波音 737-600，A：CFM56-7B18，B：CFM56-7B22；波音 737-700，A：CFM56-7B20，B：CFM56-7B24；波音 737-800，A：CFM56-7B24，B：CFM56-7B27；波音 737-900，A：CFM56-7B26，B：CFM56-7B27）		
使用空重		
波音 737-600（载客 110 人）		37104kg
波音 737-700（载客 126 人）		38147kg
波音 737-800（载客 162 人）		41145kg
波音 737-900（载客 177 人）		42493kg
最大起飞重量		
波音 737-600	A	56245kg
	B	65090kg
波音 737-700	A	60330kg
	B	70080kg

波音 737-800	A	70535kg
	B	79015kg
波音 737-900	A	74840kg
	B	79015kg
最大着陆重量		
波音 737-600		54655kg
波音 737-700	A	58060kg
	B	58605kg
波音 737-800	A	65315kg
	B	66360kg
波音 737-900	A	66360kg
	B	66810kg
最大零燃油重量		
波音 737-600	A	51480kg
	B	51710kg
波音 737-700	A	54655kg
	B	55200kg
波音 737-800	A	61690kg
	B	62730kg
波音 737-900	A	62730kg
	B	63640kg
最大翼载		
波音 737-600	A	450.0kg/m^2
	B	520.7kg/m^2
波音 737-700	A	482.6kg/m^2
	B	560.6kg/m^2
波音 737-800	A	564.3kg/m^2
	B	632.1kg/m^2
波音 737-900	A	595.1kg/m^2
	B	632.1kg/m^2
最大推力载荷		
波音 737-600	A	324kg/kN
	B	322kg/kN
波音 737-700	A	329kg/kN
	B	347kg/kN
波音 737-800	A	327kg/kN
	B	325kg/kN
波音 737-900	A	318kg/kN
	B	325kg/kN

性能数据

最大使用马赫数		0.82
巡航速度		*Ma*0.785
实用升限		12500m
进近速度		
波音 737-600		232km/h
波音 737-700	A	239km/h
	B	241km/h
波音 737-800	A	261km/h
	B	263km/h
波音 737-900		261km/h
起飞场长（海平面，30℃）		
波音 737-600	A	1616m
	B	1796m
波音 737-700	A	1744m
	B	1677m
波音 737-800	A	2100m
	B	2308m
波音 737-900	A	2591m
	B	2439m
着陆场长（最大着陆重量）		
波音 737-600		1342m
波音 737-700	A	1418m
	B	1433m
波音 737-800		1646m
波音 737-900		1662m
航程		
波音 737-600（载客 110 人）	A	2481km
	B	5648km
波音 737-700（载客 126 人）	A	2852km
	B	6037km
波音 737-800（载客 162 人）	A	3685km
	B	5444km
波音 737-900（载客 177 人）	A	3815km
	B	5083km

噪声特性（波音 737-700，CFM56-7B20 发动机）

起飞噪声	83.8dB
进近噪声	95.8dB
侧向噪声	90.9dB

波音 737 机载系统与航电设备供应商

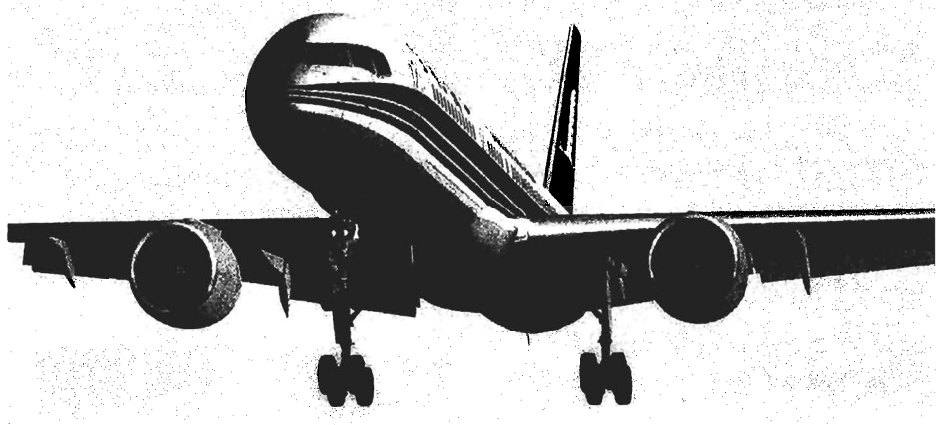
供应商名称	设备名称
航电设备	
加拿大飞行动力公司（Flight Dynamics）	平视显示器
美国霍尼韦尔公司（Honeywell）	多功能综合航电系统 (VIA)（新一代），风切变气象雷达，ILS/GPS 多模式接收机（MMR），激光惯性参考系统 (IRS)，空中交通告警与防撞系统 (TCAS)，应答器，自动驾驶仪，测距器
美国 IDD 宇航公司（法国 Zodiac 子公司）	导光板，按钮，显示器
日本松下公司（Matsushita）	机上娱乐系统
英国梅吉特航空电子公司（Meggitt Avionics）	电子备份仪表系统
美国雷神公司（Raytheon）	飞行控制系统
美国罗克韦尔·柯林斯公司（Rockwell Collins）	数据链，电子飞行仪表系统
英国史密斯宇航公司（Smiths Aerospace）（现属美国通用电气公司）	全飞行状态自动油门（含新一代），自动油门伺服电机 (ASM)（新一代），数字式大气数据计算机，飞行管理系统（FMS）（含新一代），彩色平板多功能控制显示单元 (MCDU)（含新一代），数字式燃油油量指示器
机载系统	
英国 BAE 系统公司（BAE Systems）	自动驾驶仪扭矩限制器，燃油增压泵
美国循环密封控制公司（Circle Seal Controls）	电动液压阀
美国科尔特公司（Coltec）	乘务员座椅，驾驶舱座椅
美国奎恩宇航公司（Crane Aerospace）	油泵
美国寇蒂斯－莱特公司（Curtiss-Wright）	后缘襟翼传动装置
加拿大德兰公司（Derlan）	驾驶舱调光器电源
加拿大德威泰克宇航公司（Devtek Aerospace）（现为 Heroux-Devtek）	起落架组件

续表

供应商名称	设备名称
德国德雷格尔宇航公司（Drager Aerospace）	氧气系统
美国埃尔德克公司（Eldec）（现为奎恩宇航公司）	接近传感器，蓄电池
美国异形金属成形公司（Exotic Metals Forming）	防冰管
美国古德里奇公司（Goodrich）	起落架系统，照明系统
美国霍尼韦尔公司（Honeywell）	辅助动力装置，空气排放控制系统，环境控制系统，燃油控制系统，机头防冰系统
美国休斯·特雷特勒制造公司（Hughes-Treitler）（Ametek 公司子公司）	液压冷却器
以色列宇航工业公司	液压作动器
日本 JAMCO 公司	厨房
英国 LA Rumbold 公司	卫生间
美国派克·汉尼汾公司（Parker Hannifin）	飞行控制舵面，燃油系统，气压系统
法国 SAFT 公司	蓄电池
日本帝人制机株式会社（Teijin Seiki）	起落架作动汽缸，刹车控制阀
美国瓦尔库尔工程公司（Valcor）	增压系统
美国威斯汀豪斯公司（Westinghouse）	VSCF 电源系统

Boeing 757（波音757）

美国波音公司



项目概况

波音 757 是美国波音公司研制的双发中远程运输机。波音 727 问世后曾经风行一时，当时有人甚至说凡是有喷气客机的地方就有波音 727，然而到了 20 世纪 70 年代末期石油价格猛涨，燃油消耗占航空运输直接使用成本的 40%，所以波音 727 的耗油率大、噪声大的缺陷越来越明显，航空公司迫切需要一种低油耗的新民航客机。因此，波音公司于 1976 年推出了波音 7N7 计划。这个计划最初的目标是设计一种全新的 200 座级的飞机，后来为了缩短研制周期以尽早投入市场，波音公司决定直接在波音 727 的基础上加长机身，将尾吊 3 发布局改为机翼吊挂的双发布局，发动机采用当时最先进的高涵道比涡扇发动机，机翼也采用了先进的超临界翼型，在飞机结构上使用了先进铝合金和复合材料。

1978 年年初，波音公司正式宣布将波音 7N7 定名为波音 757，并于 1979 年 3 月正式开始研制，1982 年 2 月 19 日首飞，同年 12 月 21 日获得美国联邦航空局型号合格证，1983 年 1 月 14 日获得英国民航局的型号合格证，1986 年 12 月获准双发延程飞行。1983 年 1 月 1 日，安装英国罗罗公司的 RB211-535C 涡扇发动机的首架波音 757 开始交付民航使用，这也是波音飞机首次安装非美国制造的发动机。安装美国普惠公司 PW2037 发动机的波音 757 于 1984 年 3 月 14 日首飞，同年 10 月获得合格证并交付使用。然而，波音 757 的市场定位一直不是很明确，所以投产以来生产率始终不高，并且呈逐年下降趋势，1993 年 6 月为每月 7 架，到同年 10 月变为每月 5 架，随后几年一直保持每月 4 架。

2004 年 10 月 28 日最后一架波音 757 出厂，生产线于 2004 年年底关闭。波音 757 飞机共生产 1050 架。按 2002 年币值计算，波音 757-200 的单价为 7350 万～ 8050 万美元，波音 757-200F 的单价为 7250 万～ 7500 万美元。

主要型别

波音 757-200 早期生产客机型。包括加

大航程型。

波音757-200PF 货运型。1985年专门为启动用户美国联合包裹运输服务公司（UPS）研制，机身前侧增开一大型货舱门，1987年9月首次交付使用。

波音757-200Combi 客货两用型。在机身左前侧增开一个向上打开的货舱门，主货舱载3个2.24m×2.74m标准集装箱，并同时载客150人，启动用户为尼泊尔皇家航空公司，但仅1架订单，该机于1988年7月15日首飞，同年9月交付使用。

波音757-200F 货运型。可改成全货运型、客货两用型、客货互换型，与波音757-200PF的重量相同，可选装大功率的发动机。

波音757-200ER 波音757-200的增程型。2001年启动，机翼结构得到了加强，辅助油箱达到4个，航程为8519km。

波音757-300 加长型。机身加长7.11m(机翼前加长4.06m，机翼后加长3.05m)，客座量增加20%，货舱容积增加近50%。1999年1月开始交付使用。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，上反角5°，安装角3°12′，1/4弦线后掠角25°。铝合金双梁破损安全结构，机翼大梁横穿机身。全翼展前缘缝翼，每侧分为5段。全速副翼和双缝后缘襟翼，后缘襟翼前面有6块扰流片。副翼和飞行扰流片的差动操纵控制飞机横向滚转运动，扰流片可用作减速板。副翼、襟翼和扰流片为铝合金蜂窝和石墨复合材料结构。机翼机身接合整流蒙皮和襟翼导轨整流罩为碳纤维增强塑料。

机身 全金属半硬壳式破损安全结构，以波音727机身为基础，保留了机身截面，该截面形状由两段不同直径的圆弧组成，大的在上面，形成一个光滑的卵形。重新设计了机头，采用单曲面驾驶舱风挡，减少了阻力和噪声，机身加长的是中段直径不变的部分，因而未增加很大阻力。

尾翼 平尾为普通轻合金抗扭盒形结构。垂尾为3梁双室抗扭盒形结构。升降舵和方向舵带有石墨/环氧树脂蒙皮、蜂窝夹芯、层状梁和肋。尾翼最初的设计为T形，后经风洞试验决定改为常规布局。

起落架 液压可收放前三点式，主起落架为4轮小车式，采用碳刹车，前起落架为双轮式，可转弯操纵，起落架舱门由碳纤维增强塑料/凯芙拉纤维材料制成。前轮规格为H31×13.0-12，主轮规格为H42×14.5-19或H42×16-19。

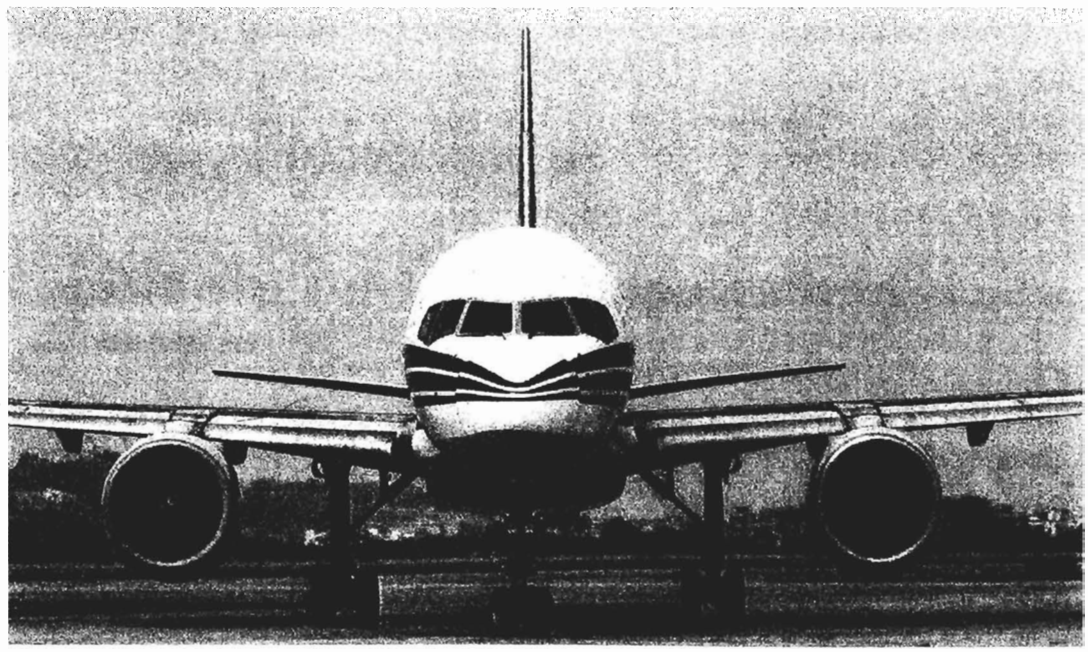
动力装置 翼下吊挂两台英国罗罗公司RB211-535E4/E4-B涡扇发动机，单台推力178.4kN，或普惠公司的PW2037发动机，单台推力170kN，或PW2040发动机，单台推力185.5kN。总燃油量42684L。

座舱 驾驶舱设正、副驾驶员座，还有一个观察员座位，空中服务员5～7人。客舱布局有9种类型：两级客舱布局载客178人(头等舱16人，经济舱162人)；载客186人(头等舱16人，经济舱170人)；载客201人(头等舱12人，经济舱189人)；载客208人(头

等舱 12 人，经济舱 196 人）；或全经济舱布局载客 214 人、220 人、223 人、224 人或 239 人。头等舱每排 4 座，排距 96.5cm，经济舱每排 6 座，排距 81 或 86cm。两个驾驶舱门，机身每侧有 3 个客舱门，每侧两个应急出口在机翼上方。客舱前部右侧有一厨房，后部有一厨房，前部左侧有一个卫生间，后部有 3 个卫生间，在客舱前面设有衣帽间，行李舱 / 货舱门位于机身右侧。

系统　美国联信公司的环控系统，美国通用电气公司的发动机推力电子管理系统，美国霍尼韦尔公司的液压泵，美国阿贝克斯公司的电液泵，冷气系统压力 207×10^5Pa。美国汉胜公司的电源系统和冲压空气涡轮，联信公司的 GTCP-331-200 辅助动力装置。机翼带有防冰装置。

机载设备　美国柯林斯公司的 FCS-700 数字式自动驾驶仪和飞行指引仪系统、带有发动机指示与机组告警系统的电子飞行仪表系统。美国霍尼韦尔公司的惯性坐标基准系统，该系统用激光陀螺代替了机械陀螺（首次将激光陀螺用于民机上），把坐标、速度和高度等信息传到驾驶舱显示器上。霍尼韦尔公司的飞行管理计算机系统，数字式大气数据计算机，可自动提供航线和进近导航，而且还可以计算并操



纵飞机在飞行航迹中保持最经济燃油状态。波音公司的风切变探测系统和制导系统，1998 年引入新开发的新型导航系统。美国本迪克斯公司的 ARINC 700 系列航空电子系统，包括彩色气象雷达和 7 个数字式通信、导航和识别系统等。

使用特点

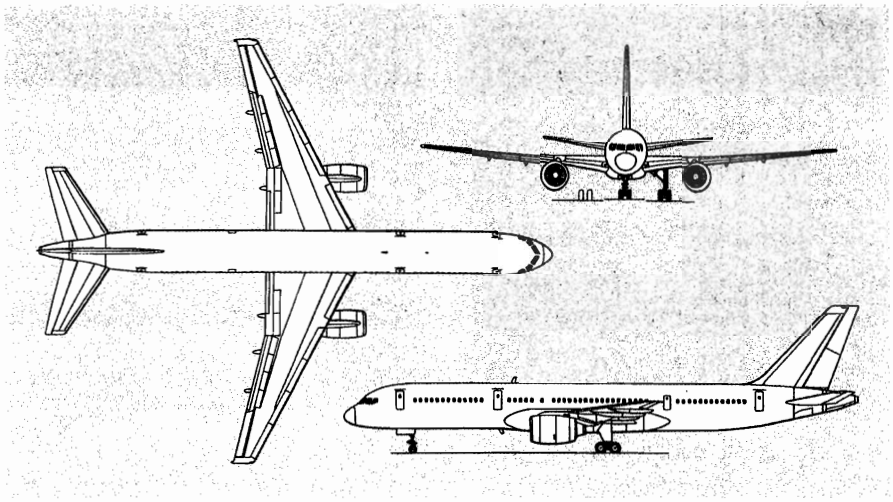
波音 757 既可用于较长的航线，又可用于较短的航线，而且适用于枢纽辐射式航线网络中，波音 757 拥有亚声速窄体客机中最大的航程，也是最早获得双发延程飞行的民航客机之一。高效的机翼及高涵道比涡扇发动机使得波音 757 的性能异常优异，波音 757 能够在全世界的机场运营，包括高原或高温机场、短跑道机场和有噪声限制的机场，波音 757 比其他很多喷气式民用客机能更快达到较高的巡航高度。

波音 757 飞机的主要设计目标是通过降低油耗、减轻机体重量来降低使用成本，提高经济性。波音 757 比以前的中程飞机油耗少，相比波音 727，在相同的航段内平均油耗可以减少 35% ～ 40%。波音 757 的客舱经过了重新设计，新的头顶行李架和使用压刻技术的天花板有更流畅的线条，使整个内部空间更敞亮。同时波音 757 装有真空抽排式卫生间，对于航空公司来说，这意味着节约服务时间。轻型材料也提高了波音 757 的整体效率，减轻了机体重量。

波音 757 和波音 767 的驾驶舱几乎完全相同，两种机型要求的机型驾驶资格也基本相同，有资格驾驶其中一种机型的驾驶员只需稍加熟悉即可驾驶另一种机型。对于地勤人员也是如此，这样就能为航空公司节约很多成本。

尽管波音 757 飞机采用了许多新技术，并有突出的节油性能，经受了市场风云突变的考验，但是最后还是被停产。一方面是它的市场定位缺少发展空间，在波音飞机系列内部，受到上面波音 767 和下面波音 737 的两面限制，在全球窄体客机市场中更是受到空客公司 A320 系列的全面挑战。特别是 2001 年“9·11”事件以后，波音民用飞机公司的新机订单和交付量受到了较大的影响，空客公司通过一体化体制的改革，相对通用性较差的波音 757、波音 767 和波音 737，进一步扩大了产品的优势，新机订单和交付量逐渐超过了波音公司。

面对空客公司强有力的挑战，波音公司经过权衡以后，决定扬长避短，将产品的纵向发展转为横向发展，砍掉了一些较早时期及市场反应逐渐“变冷”的产品生产线，其中包括波音 757，集中精力发展波音 737NG、波音 777 和波音 787。



技术数据（波音 757–300 型）

外形尺寸	
机长	54.43m
机身长	54.08m
机高	13.56m
翼展	38.05m
展弦比	7.80
弦长	
翼根	8.20m
翼尖	1.73m
机翼面积	185.25m^2
主轮距	7.32m
前后轮距	22.35m
客舱门	
高 × 宽	1.83m × 0.84m
服务舱门	
高 × 宽	1.32m × 0.61m
应急出口（翼上 4 个）	
高 × 宽	0.97m × 0.51m
应急出口（可选型，翼后 2 个）	
高 × 宽	1.32m × 0.61m
内部尺寸	
客舱	
长度	43.21m
最大宽度	3.53m
最大高度	2.13m
地板面积	116.04m^2
容积	230.50m^3
地板下层货舱容积	
前货舱	30.3m^3
后货舱	37.2m^3
重量及载荷（满载，A：装 RB211–535E4–B 发动机，B：装 PW2043 发动机）	
使用空重	
A	64475kg
B	64270kg
最大起飞重量	122470kg
最大着陆重量	101605kg
最大零燃油重量	95255kg
最大翼载	611.1kg/m^2
性能数据（满载，最大起飞重量）	
最大使用马赫数	0.86
巡航速度	*Ma*0.80
进近速度（海平面，襟翼放下，最大着陆重量）	263km/h

初始巡航高度	
A	10420m
B	10400m
起飞场长	
A	2622m
B	2637m
着陆场长（最大着陆重量）	
A	1738m
B	1753m
航程	
A	5889km
B	6287km
噪声特性	
起飞噪声	
A	82.2dB
B	86.2dB
进近噪声	
A	95.0dB
B	97.7dB
侧向噪声	
A	93.3dB
B	94.0dB

C Series（“C系列”）

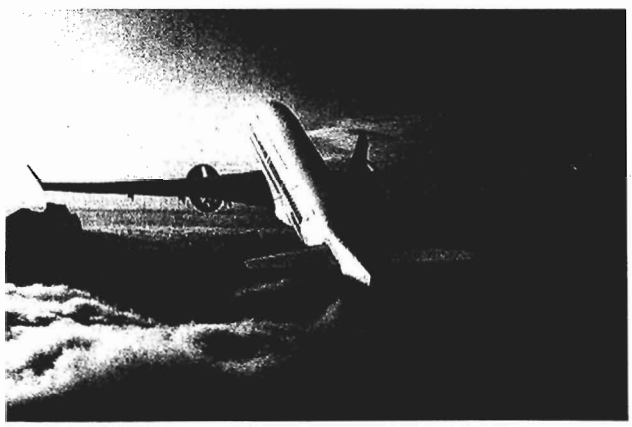
加拿大庞巴迪宇航集团

项目概况

“C系列”是加拿大庞巴迪宇航集团于2008年7月宣布启动的110/130座双发系列支线客机。“C系列”项目起源于庞巴迪支线客机扩展（BRJX）计划，BRJX计划目标是发展一种每排5座、翼吊发动机布局的80～120座支线客机。2004年庞巴迪宇航集团宣布放弃BRJX计划，转而发展“C系列”项目，并于

2005 年向航空公司推销。然而由于各种原因未获得任何重要订单，庞巴迪宇航集团于 2006 年 1 月 31 日宣布“C 系列”项目暂时挂起，只保留了一支由约 50 人组成的研发小组继续开发。一年后的 2007 年 1 月底，庞巴迪宇航集团宣布将继续推动“C 系列”项目向前发展，并提出将发展 C110 和 C130 两种机型。在 2008 年英国范堡罗航展开幕前夕，庞巴迪宇航集团宣布正式启动 110 座和 130 座的“C 系列”客机项目，并确定将采用美国普惠公司正在研制的新型齿轮传动风扇（GTF）发动机以及新型复合材料机翼。该机主要定位于 100 ～ 149 座级干线航空市场，计划 2013 年交付使用，预计单机价格 4670 万美元，比同座级的波音 737-700 便宜很多（按 2007 年币值计算，波音 737-700 的单价为 5700 万～ 6750 万美元）。启动用户德国汉莎航空公司签署了 60 架飞机购买意向书（LOI），其中 30 架为意向订单。

“C 系列”飞机的总装设在加拿大蒙特利尔的米拉贝尔工厂，部件生产将遍及全球。庞巴迪宇航集团的北爱尔兰贝尔法斯特工厂负责研制并制造全复合材料机翼，庞巴迪宇航集团的圣洛朗工厂制造驾驶舱，中国沈阳飞机工业（集团）有限公司负责轻质铝锂合金的中机身、后机身、尾锥和舱门，C&D Zodiac 负责飞机内部设施，包括座椅、内衬、配件、行李架、厨房和卫生间，以及氧气、



灯光和供水等系统。美国罗克韦尔·柯林斯公司负责提供航空电子系统，美国派克·汉尼汾公司负责提供燃油系统和液压系统，德国利勃海尔宇航公司负责提供空气管理系统，包括环控和增压系统。

主要型别

“C 系列”C110 基本型。

“C 系列”C110ER 增程型。机身加强。

“C 系列”C130 加长型。在机翼前、后插入机身加长段，结构加强。

“C 系列”C130ER 增程型。

“C 系列”C130XT 高温、高原型。

设计特征

机翼 后掠下单翼，带翼梢小翼，富勒襟翼，每侧机翼有 3 段前缘缝翼和 5 块扰流片。

起落架 液压可收放前三点式起落架，双轮结构。主起落架向内收起，前起落架向前收起。电动刹车。

动力装置 发动机安装在机翼下的吊舱内。两台普惠公司正在研制的齿轮传动风扇发动机。该发动机将能实现燃油效率的飞跃，在目前服役的最高燃油效率发动机基础上至少再提高 12%，同时大幅降低噪声和排

“C 系列”C130 座舱布局

两级布局：120 座

单级布局：130 座

高密度布局：145 座

放物。该型发动机预计将于 2013 年交付装机。

座舱 双人制驾驶舱。客舱布置为每排 5 座，客舱宽度仅比每排 6 座的波音 737 飞机窄 15cm，因而座位宽松舒适。C110 型两级客舱布局 100 座（公务舱 16 座，排距 91cm；经济舱 84 座，排距 81cm），或单级客舱布局载客 110 人，排距 81cm，或高密度布局载客 125 人，排距 76cm。C130 两级客舱布局 120 座（公务舱 16 座，排距 91cm；经济舱 104 座，排距 81cm），或单级布局载客 130 人，排距 81cm，或高密度布局载客 145 人，排距 76cm。客舱前后设有厨房，两个卫生间，其中一个为残障乘客使用，乘务员和乘客有独立的衣橱。客舱左侧前后有客舱门。机身两侧机翼上各有一应急出口。

系统 电传操纵系统，带侧杆控制器，先进的系统体系结构。

使用特点

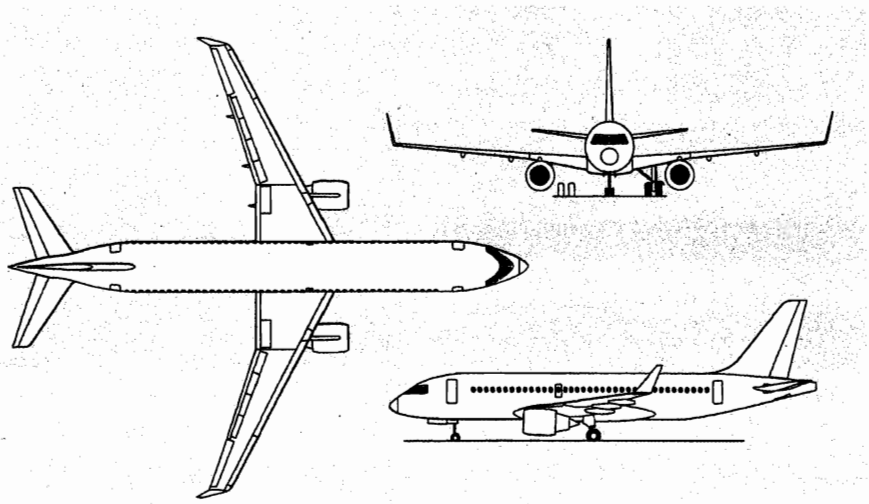
“C 系列”是加拿大庞巴迪宇航集团推出的第一种专为 110 ～ 130 座市场设计的飞机家族。该机将主要用于填补 70 ～ 110 座级支线飞机与 150 座干线客机之间的市场空缺，该机将为定期航线网络的扩展提供所需的灵活性，实现运营模式从当前的枢纽 - 辐射式向点对点式的转变。

“C 系列”飞机项目的一大看点是使用普惠公司的新型齿轮传动风扇发动机作为飞机的动力装置。GTF 发动机是普惠公司为占领未来民用飞机发动机市场而推出的重要产品，该发动机的耗油率和噪声水平比现有发动机有质的改善。庞巴迪宇航集团称，安装了 GTF 发动机的“C 系列”飞机将比同级别的现有飞机耗油率和二氧化碳排放降低约 20%，运营成本降低 15%。除采用新型动力装置外，“C 系列”飞机还采用优化的机翼设计，以及新型起落架和新型航电设备，从而可大幅改善飞机的直接运营成本和总寿命周期成本，并可提高乘客对客舱舒适性、宽敞度和飞行娱乐的满意度。

此外，庞巴迪宇航集团将利用多个国家的资金和技术打造出创新的“C 系列”飞机。“C 系列”项目研制成本约为 26 亿美元，其中约 1/3 由公司自筹，1/3 由供应商伙伴提供，剩余 1/3 来自于加拿大和英国政府提供的可偿还投资。另外还需要投资约 8 亿美元进行基础设施建设。

加拿大庞巴迪宇航集团及其竞争对手巴西航空工业公司一直垄断着世界支线客机（主要是 110 座级以下）的市场业务。近年来，庞巴迪宇航集团一直谋求进入由波音公司和空客公

司垄断的大型客机领域，但遭到波音公司和空客公司的封杀，先前推出的“C系列”计划惨遭失败即是实例。此次庞巴迪宇航集团又推出新“C系列”项目，是否能够取得成功还有待观察。



技术数据（A：C110，B：C110ER，C：C130，D：C130ER）

外形尺寸	
机长	
A，B	34.8m
C，D	38m
机高	11.3m
翼展	35.1m
主轮距	6.63m
客舱门（前、左）	
高 × 宽	1.88m × 0.81m
客舱门（后、左）	
高 × 宽	1.83m × 0.76m
服务舱门（前 / 后、右）	
高 × 宽	1.52m × 0.76m

内部尺寸	
客舱	
最大宽度	3.28m
最大高度	2.13m
过道宽度	
公务舱	0.56m
经济舱	0.51m
地板下行李舱 / 货舱	
容积	
A，B	23.5m^3
C，D	30.5m^3
顶部行李箱	
乘客平均可用容积	0.07m^3

重量及载荷	
最大起飞重量	
A	54749kg
B	57969kg
C	59557kg
D	63095kg
最大着陆重量	
A，B	49895kg
C，D	54431kg
最大商载	
A，B	13971kg
C，D	16556kg
性能数据	
最大巡航速度	870km/h
正常巡航速度	828km/h
初始巡航高度	
A	11887m
B，C	11278m
D	10668m
最大取证高度	12497m
起飞场长(最大起飞重量,海平面,国际标准大气)	
A，B	1509m
C	1872m
D	1890m
着陆场长(最大着陆重量，海平面)	
A，B	1423m
C，D	1521m
航程	
A（110 名乘客）	4074km
B（110 名乘客）	5463km
C（130 名乘客）	4074km
D（130 名乘客）	5463km

Concorde（“协和”）

国际合作　原英国宇航公司/原法国宇航公司

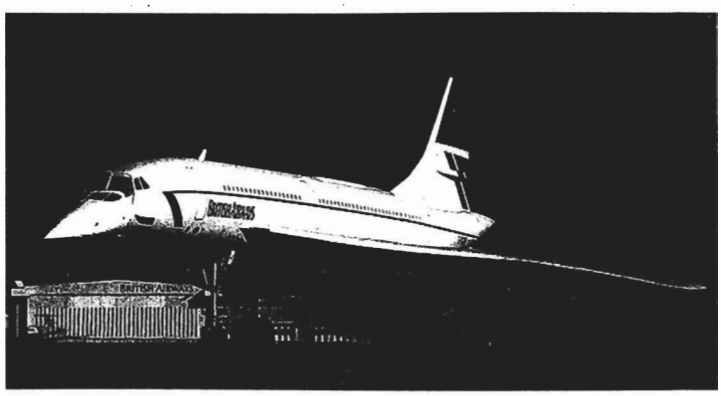
项目概况

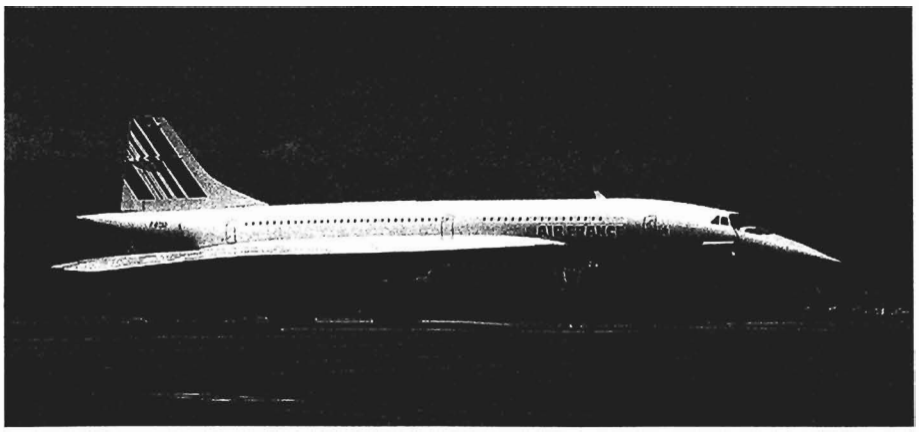
“协和”是英国宇航公司（现为英国BAE系统公司）和法国宇航公司（现为EADS公司）联合研制的4发远程超声速客机。20世纪50年代，随着喷气发动机、后掠翼等技术的应用，战斗机已经实现了超声速和马赫数2的飞行。喷气式客机趋于成熟后，民航界把注意力放到超声速客机身上，美、苏、英、法等国纷纷开始探索研制超声速大型飞机，一个个富有科学技术挑战性的计划被提了出来。全世界共有7家著名的飞机制造商先后进行了超声速客机的研发，都期待在这场竞争中拔得头筹。

1956年，英国皇家飞机公司正式组建超声速运输飞机委员会，并宣布研制一种比声速更快的民航客机，其设计方案是4台发动机驱动的飞行速度达到马赫数2的100座超声速飞机，起名为BAC223。与此同时，法国也提出了超声速客机方案，并得到政府的支持，其方案是以法国南方航空公司于20世纪50年代初研制的SE 210“快帆”（Caravelle）中短程客机为基础改型的马赫数2.2的70座超声速飞机，起名为“超快快帆”。

英国和法国提出的两种方案很接近，尤其是气动外形十分相似，都具有尖尖的机头，细长三角翼，无水平尾翼。由于研制费用高，加上方案相近，到了60年代初期，两国设计小组关系越来越密切，希望联合试制，以便赶在苏联和美国之前实现超声速民航飞行。当时以波音707为代表的美国民航客机称雄于世界航空市场，法国总统戴高乐因不甘心民航的天空变为美国的“殖民地”，为显示欧洲的独立性，极力促成英法合作研制超声速客机，而英国也愿意和法国合作，希望借此牵制法国，以束缚它的政治野心。于是在1962年11月29日，英法两国正式签署了共同研制超声速客机的协议，飞机被正式命名为“协和”。

“协和”飞机的组装地分别设在英国菲尔顿和法国图卢兹。法国组装的第一架“协和”飞机于1967年12月11日出厂，1969年3月2日实现首飞，并在同年10月1日进行的第45次试飞时突破了声障。英国组装的第一架“协和”飞机于1969年4月9日实现首飞。1975年年底，“协和”取得英、法两国型号合格证，1976年1月21日正式投入商业飞行。1976年5月24日，英国航空公司和法国航空公司同时实现“协和”客机跨大西洋飞行。一时“协和”声名远扬，当时共有18家航空公司承诺订购77架“协和”，于是英法两国雄心勃勃，计划共制造1370架“协和”。但由于“协和”飞机在飞行和起降时发动机噪声巨大，让乘客和机场附近居民难以忍受，先是美国联邦航空局根据噪声标准规定不允许“协和”在美国境内超声速飞行，随后欧洲和亚洲一些国家也开始禁止“协和”客机超声速飞越其领空。先前承诺订购的各航空公司都拒绝签订购机合同，最后只有英国和法国自己的航空公司买单。由于飞机没有实现批量生产，其成本大大高于亚声速客机，且维修费用十分昂贵，致使英、法两国航空公司在“协和”的运营上每年要亏损





几千万美元。

虽然如此，但“协和”是世界上唯一成功投入商业飞行的超声速客机，被称为世界上最安全、最快速的飞机，是欧洲人的骄傲，因而两国航空公司一直依靠政府补贴努力维持着“协和”飞行。然而在步入21世纪不久的一场空难事故使“协和”飞机寿终正寝。2000年7月25日，法国航空公司一架“协和”从巴黎戴高乐机场起飞后失事坠毁，除机上109人全部遇难外，还造成地面上4人死亡。这一空难事故发生后，法航“协和”客机立即停飞，英航“协和”也随后被迫停飞。后经过一年多的事故调查和分析，并进行了针对性的改进和试验后，于2001年11月7日复飞，但运客量再也没有恢复到原有的水平。“9·11”事件发生后，国际民航运输业陷入危机，“协和”原有的客源大量流失，再加上“协和”客机的保养成本在发生事故后增加了72%，亏损日益严重，因此，英航和法航不得不痛下决心，停飞“协和”。2003年5月31日，法航的“协和”客机进行了最后一次商业飞行。2003年10月24日，英航的3架“协和”也完成了最后一次飞行，这款曾在世界航空界显赫一时的飞机从此走完了它27年的光辉历程。

“协和”只有一种型号，总共只生产了20架（包括两架原型机和两架预生产型机）。

设计特征

该机采用无尾下单翼布局，最明显的特点是可下垂式机头，机头最低可下垂12.5°，以扩大驾驶员在飞机起降时的视界。

机翼 具有复杂弯度和扭转的细长三角翼，大S形前缘，机翼薄且后掠，多梁式抗扭盒形结构，由12根横贯机身的主承力大梁和27块翼肋组成。机翼前缘采用电加热防冰。

机身 普通增压式铝合金半硬壳式结构，截面不变，机头和尾锥不增压。带舷窗的机身侧壁为铝合金加整体壁板。机体的主要结构材料为RR.58（法国牌号为AU2GN）抗蠕变铝合金。这种材料不仅质轻，且比钛金属更耐热，超声速飞行时机体表面温度大部分不超过120℃。机头采用了固定的全透明风挡，在起飞和进近着陆时需要机头下垂。

尾翼 无平尾，只有垂直安定面和方向舵，垂直安定面为多梁抗扭盒形结构，两段式方向舵的操纵与升降副翼相同。没有防冰系统。

起落架 液压可收放前三点式。可操纵转向的双轮前起落架向前收起，4轮小车式主起落架向内侧收起。油气缓冲器。主轮规格为47×15.75−22，胎压12.54×10^5Pa，前轮规格31×10.75−14，胎压12.01×10^5Pa。盘式刹车带防滑系统。尾部有可收放的防碰撞

缓冲装置。

动力装置 4台英国罗罗公司和法国斯奈克玛公司联合研制的奥林帕斯593涡喷发动机，单台推力169kN，带有消声反推力装置。发动机直接连接于机翼下方，没有发动机悬臂式支架，这种设计可减少气体湍流，使发动机更加稳定，因为超声速飞行时发动机支架可能会超负荷，很容易断裂。“协和”飞机共有17个油箱容纳119500L燃油，其中14个主油箱分布于机翼和机身(机翼两侧各5个，机身4个)，还有3个配平油箱(2个位于机头，1个位于机尾)。

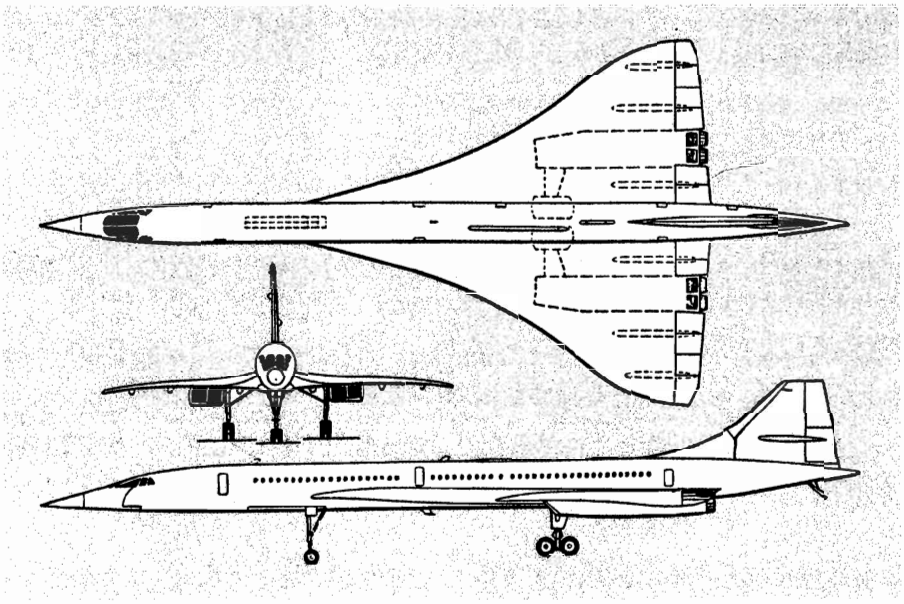
座舱 驾驶舱为正、副驾驶员并列座位，另一空勤人员座椅在右侧后方，正驾驶员后面还可增设一座椅。客舱每排4座，排距可调。标准排距85cm时可载客128人，排距81cm时可载客144人。卫生间在客舱中部和后部，客舱地板下面为行李舱。旅客登机门在客舱前部和中部左侧，与服务舱门相对。行李舱门在地板下和后部右侧。应急出口在中部两侧。

系统 空调系统包括4套独立的分系统，压差为0.74×10^5Pa，用于客舱、驾驶舱、行李舱、起落架舱、设备和雷达舱。两套主液压系统和一套备用液压系统的工作压力均为274.4×10^5Pa，每套系统由两台发动机驱动，液压油温度由散热器控制。主系统用于驱动操纵面、人工感觉装置、起落架、机轮刹车、前轮转向、机头下垂、进气道斜板、后转输油箱油泵。电源系统包括4台由发动机带动的60kV·A无刷交流电机，供给200/115V、400Hz交流电。4台150A变压－整流器和两套25A·h电瓶供给28V直流电。

机载设备 主导航系统包括3部相同的惯性平台，各与一台计算机相连。两套甚高频全向信标/仪表着陆系统，一套自动测向仪，两套测距装置，一套信标机，两部Ekco E390/564气象雷达和两部无线电高度表。附加系统包括一套C型“罗兰”远航仪。任选设备包括另一套自动测向仪。主要通信设备为甚高频发射－接收机各两套，一台Selcal译码机，两台空中交通管制脉冲收发机。还可装第三套甚高频发射－接收机和信息通信设备。

使用特点

“协和”飞机是世界上唯一一种投入运营时间较长的超声速客机，对人类的飞行而言具有里程碑意义。但该机由于采用了过多成熟度尚不够的新技术，从而导致飞机的故障不断。此外，该机还存在以下几个较大的缺点：首先是经济性差，由于耗油率过高，载客量偏少，成本高，“协和”飞机的票价非常昂贵，大多数乘客望而却步；其次是航程短，“协和”飞机的航程只能算是中程，谈不上远程，只能勉强飞越大西洋，这一航程无法充分发挥超声速飞机的优势；最后是噪声污染严重，“协和”飞机由于声爆水平高，所以被限制不能在大陆上空进行超声速飞行。因此噪声可以说是“协和”商业失败的关键性因素。



技术数据

外形尺寸	
机长	62.10m
机高	11.40m
翼展	25.56m
展弦比	1.7
机翼面积	358.25m^2
主轮距	7.72m
前后轮距	18.19m
内部尺寸	
客舱	
长度（不含驾驶舱）	39.32m
最大宽度	2.63m
最大高度	1.96m
重量及载荷	
使用空重	78700kg
最大起飞重量	185065kg
最大着陆重量	111130kg
最大商载	12700kg
性能数据	
最大巡航速度	*Ma*2.2
经济巡航速度	*Ma*2.04
海平面爬升率	25.4m/s
起飞场长（至 10m 高）	3410m
着陆场长（自 10m 高）	2220m
航程	
最大燃油	6580km
最大载重	5110km
噪声特性	
起飞噪声	119.5dB
进近噪声	116.7dB

CRJ1000

加拿大庞巴迪宇航集团

项目概况

CRJ1000（现称 CRJ1000 Next Gen）是加拿大庞巴迪宇航集团在其 CRJ900 的 90 座支线客机基础上研制的 100 座级双发涡扇系列支线客机。最早于 2006 年开始设计和市场研究，当时称为 CRJ900X 型，后称 CRJ1000。2007 年 2 月 19 日宣布启动项目，并改称 CRJ1000 Next Gen，正式成为 CRJ 系列支线飞机的最新成员。CRJ 1000 Next Gen 原型机是在 CRJ900 原型机上改装而成，仅保留了原来的驾驶舱和尾翼，采用新的机身和机翼。原型机已于 2008 年 9 月 3 日首飞，预计首架生产型飞机于 2009 年第二季度首飞，2009 年第四季度开始交付使用。

截至 2008 年 9 月，CRJ1000 Next Gen 飞机已获 63 架订单，主要客户包括斯洛文尼亚的亚德里亚航空公司（Adria Airways），法国不列特航空公司，以及意大利的航空公司。

主要型别

CRJ1000 Next Gen 标准型。

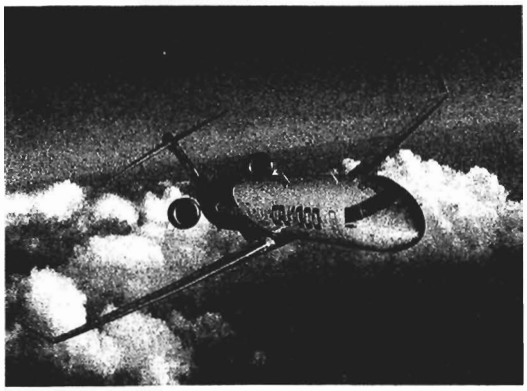
CRJ1000 Next Gen 远程型。最大起飞重量为 41640kg，航程为 3131km。

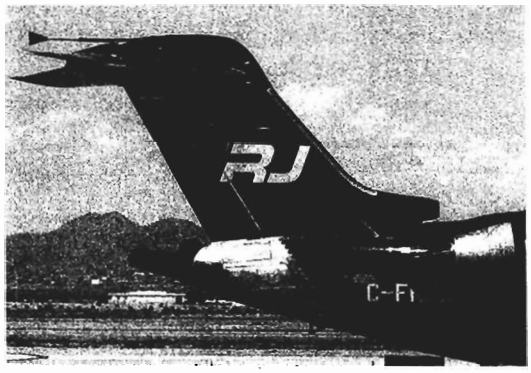
设计特征

CRJ1000 Next Gen 比 CRJ900 的机身加长 2.95m，机翼面积增大 7.5%，主起落架结构得到了加强。装两台美国通用电气公司 CF34-8C5A1 发动机，单台推力为 60.6kN，并改进发动机控制软件，以提高附加推力。CRJ1000 Next Gen 标准布局 100 座，排距 78.7cm，最多可载 104 人。可根据需要选择两级客舱或 3 级客舱布局，同时也可选装飞行娱乐系统。

使用特点

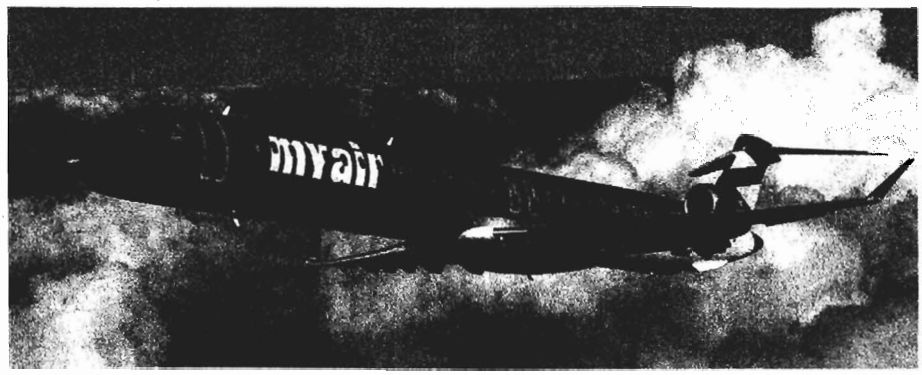
2007 年年初，加拿大庞巴迪宇航集团推出新一代支线喷气机，包括 CRJ1000 Next

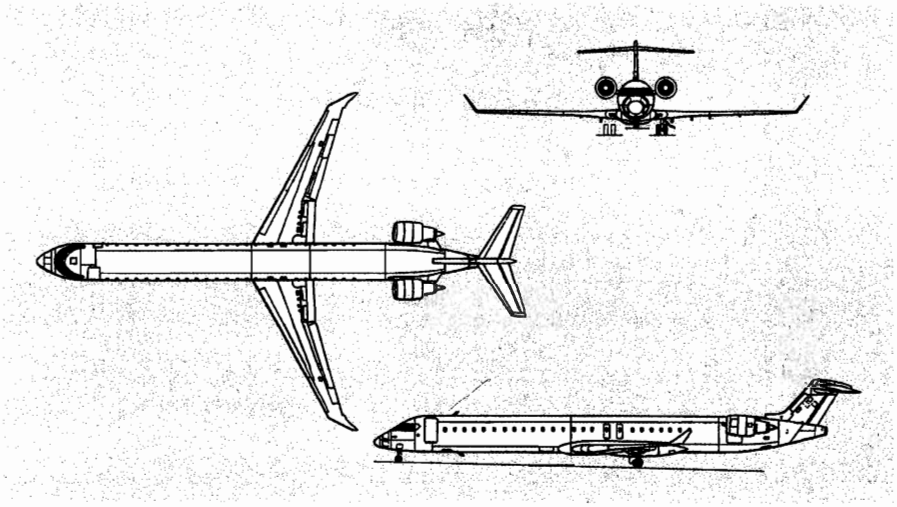




Gen、CRJ700 Next Gen 和 CRJ900 Next Gen，这些飞机采用了全新内饰，客舱更加舒适，更加环保。与传统型号相比，CRJ700 Next Gen、CRJ900 Next Gen 可节省 4% 的燃油，机身直接维修成本降低 9%。特别是 CRJ1000 Next Gen 飞机，不仅是加长机身可容纳更多的乘客，在许多方面还进行了改进，从而使该型机具有比较优越的特点。其一，CRJ1000 Next Gen 运营成本低，比竞争对手每航段节省成本高达 15%。其二，CRJ1000 Next Gen 客舱先进，采用了更好的照明设备，使用寿命长、耗电量低的 LED 灯替代了原来的白炽灯。新设计的遮光板推拉杆隐藏进侧壁板，使舷窗的视域面积增加了 24%。重新设计了天花板和侧壁，加上大舷窗带来的自然光线，使乘客感觉更加舒适。新的增强型行李架容积更大，便于取放各型拉杆箱。其三，CRJ1000 Next Gen 新的机翼采用复合材料及先进工艺技术，大大减化所需零件数量，不仅降低了成本，而且提高了机翼性能。

2008 年，加拿大庞巴迪宇航集团宣布，CRJ 系列飞机交付量已达到 1500 架的里程碑数字，飞机订单超过 1663 架，来自美洲、非洲、欧洲、中东和亚太地区的 20 多个国家和地区的 50 多家客户都在使用 CRJ 飞机。从 20 世纪 80 年代末至今，仅仅十几年的时间，加拿大庞巴迪宇航集团就从一个非航空企业发展成为世界著名的支线飞机和公务机的制造商，其发展策略对所有飞机制造商都有借鉴意义。



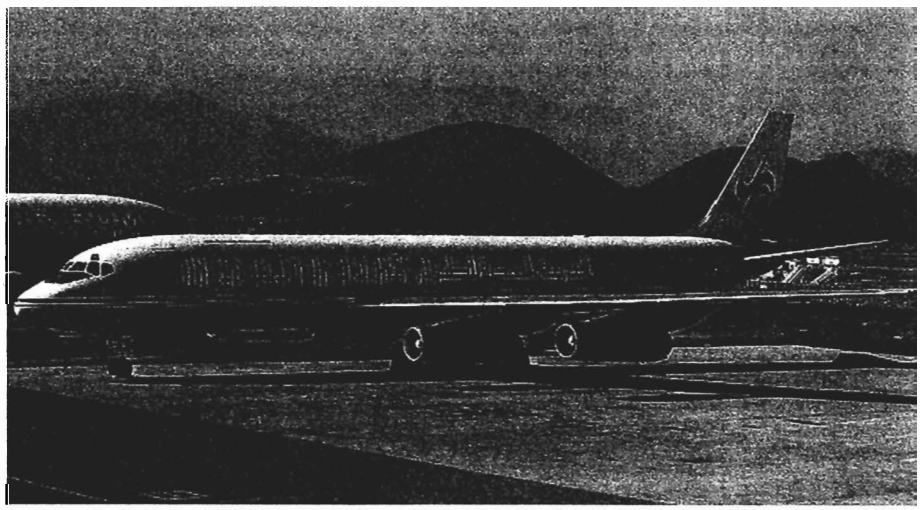


技术数据

外形尺寸	
机长	39.13m
机高	7.13m
机身最大直径	2.69m
翼展	26.18m
机翼面积	77.39m^2
内部尺寸	
客舱	
长度	23.62m
最大宽度	2.57m
最大高度	1.89m
行李舱总容积	28.5m^3
重量及载荷	
使用空重	23179kg
最大起飞重量	40824kg
最大着陆重量	36968kg
最大停机坪重量	41050kg
最大商载	11975kg
最大零燃油重量	35154kg
最大燃油重量	8822kg
性能数据	
最大巡航速度	*Ma* 0.82
正常巡航速度	*Ma* 0.78
起飞场长(海平面,国际标准大气,最大起飞重量)	1996m
着陆场长(海平面,国际标准大气,最大着陆重量)	1754m
航程	2756km
噪声特性	
起飞噪声	85.8dB
进近噪声	93.4dB
侧向噪声	89.8dB

DC-8

美国麦克唐纳·道格拉斯公司



项目概况

DC-8是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（原道格拉斯公司）研制的4发大型喷气客机。1955年6月开始设计，1958年开始生产。早期生产5种不同型别，各型几何尺寸、气动特点和主要系统基本相同，主要区别是选用不同的发动机。

1959年以后，波音707订单超过DC-8，1959年波音公司盈利3700万美元，而道格拉斯公司则亏损了5900万美元，两家公司的地位发生根本性的转变。于是，道格拉斯公司决定用DC-8的加长型向波音707挑战。1965年，道格拉斯公司决定同时上马3个改型方案，推出DC-8-60系列客机，即超DC-8-61、DC-8-62、DC-8-63。但由于摊子过大，造成研制成本提高、速度放慢、管理混乱，致使不能及时交付新飞机，道格拉斯公司由此付出巨额赔偿，从而出现巨额亏损，到1966年年底公司已经濒临破产。1967年1月13日，麦克唐纳公司宣布兼并道格拉斯公司，成立了麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997年并入波音公司）。

1972年5月DC-8系列客机全部停产，共生产交付556架。1976年根据用户要求又将DC-8CF改成全货运型DC-8F，可选用涡扇发动机或涡喷发动机，该型共生产25架。1979年春，麦道公司又研制DC-8-70系列客机：DC-8-71、DC-8-72和DC-8-73，这3种型别为DC-8-61、DC-8-62、DC-8-63更换发动机的改进型。DC-8-70系列共获110架订单，1987年全部交付完毕。

主要型别

DC-8-10 国内航线型。1958年5月首次试飞，并于同年9月18日投入航线使用。DC-8-10装有4台普惠公司JT3C-6涡喷发动机。DC-8-10的改进型DC-8-11改进了机翼设计。DC-8-11的改进型DC-8-12重新对机

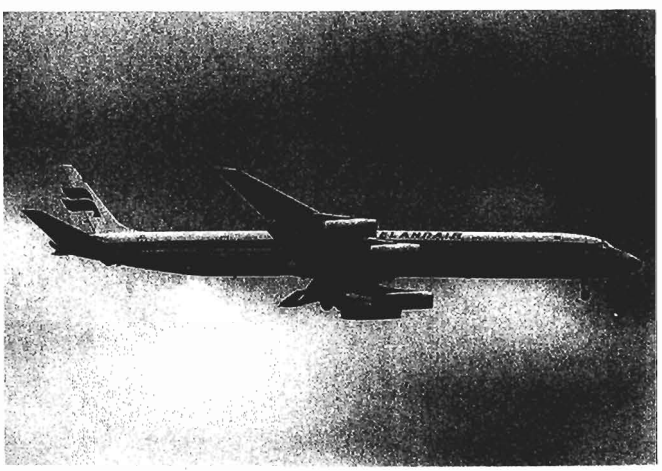
翼进行了设计。1959 年 8 月 31 日取得美国联邦航空局型号合格证。DC-8-10 的载客量为 176 人，起飞总重为 123000kg，最大巡航速度 965km/h，DC-8-10 共生产 28 架。

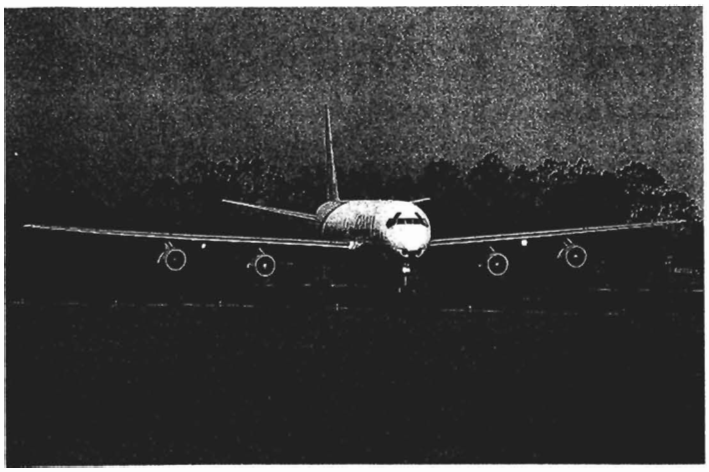
DC-8-20 国内航线型。与 DC-8-10 相似，载客量均为 176 人，装有 4 台普惠公司 JT4A-3 涡喷发动机，单台推力为 70.28kN。DC-8-20 飞机 1958 年 11 月 29 日首飞，1960 年 1 月 19 日取得适航证。飞机起飞总重增加至 125000kg，最大巡航速度 965km/h，共生产 34 架。

DC-8-30 洲际远程型。燃油量加大，加强了机翼、后机身、尾翼和起落架结构强度。载客量为 189 人。1959 年 2 月首次试飞，1960 年投入航线使用。装 4 台 JT4A-3 涡喷发动机。DC-8-30 有 3 种改进型：DC-8-31，装有 4 台 JT4A-9 发动机，单台推力为 77.91kN 或 JT4A-11 发动机，单台推力为 78.87kN，起飞总重为 136000kg；DC-8-32 与 DC-8-31 相似，但起飞总重提升至 140000kg；DC-8-33 改装 JT4A-11 型发动机，改进了机体内部结构，加强了起落架结构，起飞总重提升至 146000kg。3 种型别共生产 57 架。

DC-8-40 洲际远程型。机体与 DC-8-30 相似，早先配装英国罗罗公司的康维 RCo.12 发动机，提高了发动机效率（与 JT4A-3 涡喷发动机相比）、降低了噪声和污染排放，但其销售量很差。1961 年后换装普惠公司的 JT3D 涡扇发动机。DC-8-40 有 3 种改进型：DC-8-41 和 DC-8-42 将起飞重量分别提升至 136000kg 和 140000kg；DC-8-43 对机翼进行了重新设计，改进了尾翼设计，减少阻力，增加了航程（比 DC-8-40 航程增加 8%），载客量为 189 人。DC-8-40 系列飞机 1959 年 7 月 23 日首飞，1960 年 3 月 24 日取得适航证。3 种型别总共生产了 32 架。

DC-8-50 与 DC-8-30 相似，是 DC-8-40 的缩短型。最初的生产型 DC-8-50 系列飞机配装普惠公司的 JT3D-1 涡扇发动机，单台推力为 74.21kN，或 JT3D-3 发动机，单台推力为 80.1kN。1969 ~ 1970 年生产的 DC-8-55 飞机改进了 JT3D-3B 发动机，改善了气动布局。DC-8-50 有 3 种改进型：DC-8-51、DC-8-52 和 DC-8-53，起飞总重分别为 126000kg、138000kg 和 142000kg。载客量为 189 人。1960 年 12 月 20 日首飞，1961 年 5 月 1 日取得适航证。DC-8-50 系列飞机共生产 88 架。1962 年 2 月 23 日 DC-8-50 系列商业运输机（装有 JT3D-3 涡扇发动机）安装





了飞行距离记录器，记录了由日本东京到美国迈阿密不着陆飞行距离14010km，飞行时间13h52min，创造了当时商业运输机最长的不着陆航程。

DC-8-60 该型有3种改进型：DC-8-61、DC-8-62和DC-8-63。

DC-8-61也称超DC-8-61，与DC-8-50系列飞机相比具有相同的机翼和发动机挂架结构。机身加长11.18m。地板下行李舱容积增加。配装4台普惠公司JT3D-3B涡扇发动机，单台推力为80.1kN。第一架超DC-8-61飞机1966年1月24日完成制造，同年3月14日首飞，9月2日取得适航证；1967年1月26日开始交付，2月25日进入航线运营。

DC-8-62也称超DC-8-62，是DC-8-60的超远程型。与标准DC-8相比加大机翼展长，机身加长2.03m。标准载客量为189人；机翼翼尖安装0.9m的延伸段，可显著降低巡航状态下的诱导阻力，增加燃油容量，新设计的发动机短舱增大了推力，重新设计发动机挂架，减小干扰阻力。第一架超DC-8-62飞机1966年8月29日首飞。1967年4月27日取得美国联邦航空局型号合格证，同年5月3日开始交付并进入航线飞行。

DC-8-63也称超DC-8-63，是加长机身的超DC-8-61与改进气动外形和动力装置的超DC-8-62组合改进型。超DC-8-63配装JT3D-7涡扇发动机，单台推力为84.49kN。起落架轮距和轮胎尺寸加大。第一架超DC-8-63飞机于1967年4月10日首飞，同年6月30日取得美国联邦航空局型号合格证，并于同年7月15日开始交付使用。

DC-8-70 有3种改进型：DC-8-71、DC-8-72和DC-8-73，这3种型别分别为DC-8-61、DC-8-62和DC-8-63更换发动机的改进型，可选用CFM56或JT3D涡扇发动机，更换发动机后飞机噪声大大降低，并大幅度节省燃油。

设计特征

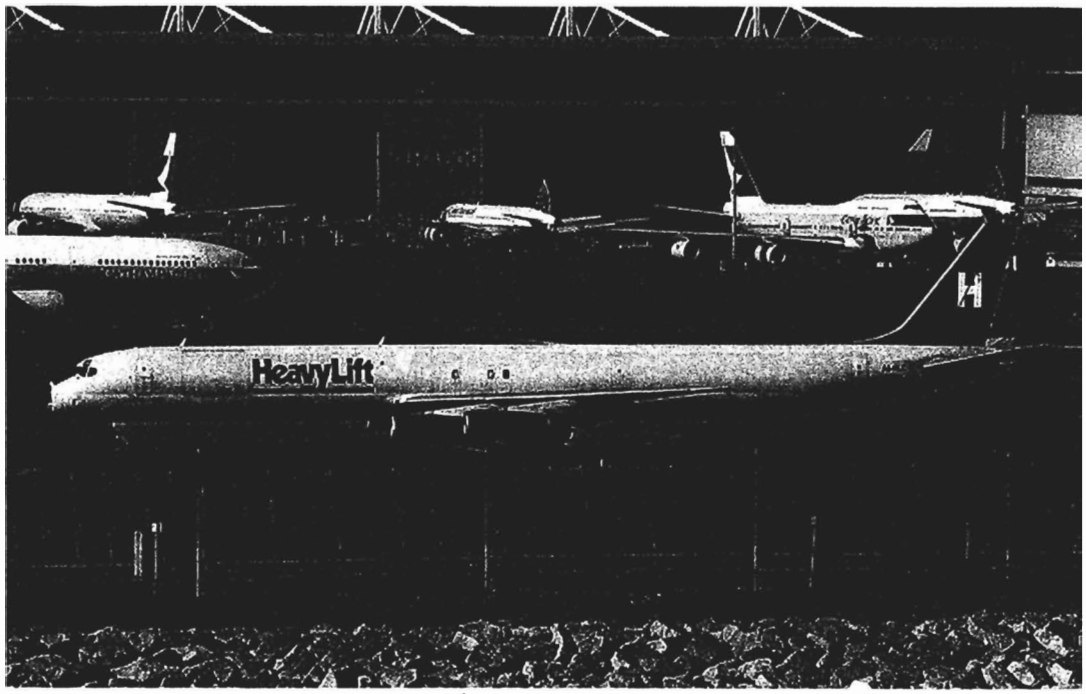
机翼 采用悬臂式下单翼。1/4弦线后掠角30°，上反角6°30′。全金属结构，每侧机翼上有两个双缝襟翼。襟翼前有扰流片。机翼备有循环热空气防冰系统。

机身 双圆形截面全金属结构。

尾翼 悬臂梁全金属结构，平尾上反角为10°，液压操纵可变迎角水平安定面。动力操纵方向舵，备有应急手动操纵系统。通过伺服调整片手动操纵升降舵；尾翼备有循环热空气防冰系统。

起落架 液压可收放前三点式。前起落架向前收放，主起落架收入机身内。主起落架是4轮轴架结构，胎压为9.3×10^5Pa。通过可控轮和方向舵脚蹬可以控制两个前轮转向。用刹车盘刹车。

动力装置 4台涡喷发动机或涡扇发动机。发动机装在分离的吊舱内，每侧机翼下方各装两台发动机。所有发动机均装有噪声消声装置和用于地面和飞行操纵的反推力装置。各系列



机型的机翼整体油箱总容量分别是：DC-8-20为66528L；DC-8-30和DC-8-40为87360L；DC-8-50（JT3D-3B）和超DC-8-61系列为88531L；超DC-8-62和超DC-8-63系列为91881L。

座舱 不同型载客量不同，可根据用户需求选择。在客舱前后左舷侧各有一个乘客舱门。在右舷侧正对乘客舱门设有服务舱门。机翼前后地板下方右舷侧各有一个舱门用于装卸行李和货物。

系统 由发动机涡轮-压气机驱动空调和增压系统，最大压差为0.63×10^5Pa。液压系统压力为212.1×10^5Pa，用于驱动起落架收放、前轮转向、刹车、飞行控制、襟翼和扰流片。电源系统包括4台115/202V、400Hz三相交流电机和4组直流电源变压器和整流器。

机载设备 无线电和雷达根据用户规范配置。装有SP-30自动驾驶仪的自动飞行控制系统。

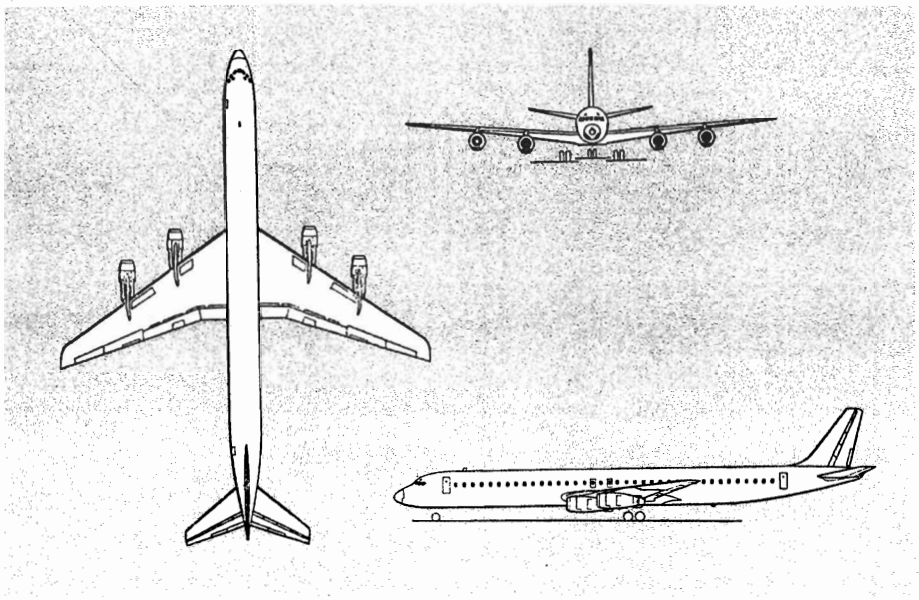
使用特点

DC-8以波音707为竞争对手，加大航程跨洋飞行。尽管DC-8晚于波音707飞机投入运营，但DC-8性能优于波音707原型机，DC-8比波音707载客量更多，舒适性更好，客舱宽大，舷窗更大，飞行更平稳。波音707原型机无法进行横贯美国大陆的飞行，不能跨越大西洋飞行。因而DC-8在跨洋航运的市场中拔了头筹，主要航空公司纷纷订购DC-8飞机。不过波音公司根据跨洋航运市场的需求重新设计了波音707机翼，加宽了机身，更换了推力更大的发动机，并加大载客量，重新回到跨洋航运市场，对DC-8构成更大挑战，迫使其不断改进改型来提高飞机性能。

在同波音707的竞争中，DC-8获得了一定优势，但由于研制过于匆忙，飞机成本高于波音707，为了压倒波音公司，道格拉斯公司又有意压低飞机价格，亏本销售。而波音707是利用KC-135军用加油机的生产线进行生产，因而成本较低，反而把DC-8挤出了市

场。在20世纪50年代后期的DC-8年生产量从73架降到十几架，1960年只有3架，净亏损1943万美元。

道格拉斯公司在发展中决策者急于研制新机型，疏于对现金流的管理和控制，最后导致现金流失控、债台高筑而倒台，所以对现金流管理和控制是决定民用航空企业能否继续生存的最为关键的因素之一。

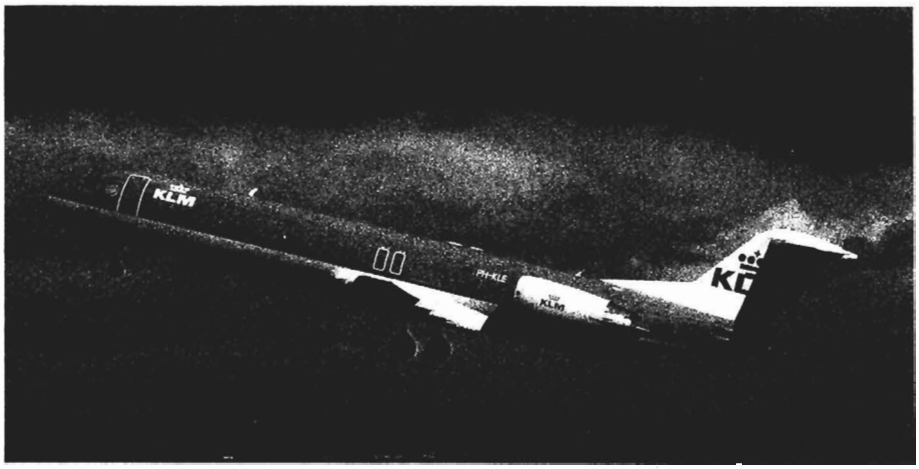


技术数据

外形尺寸（DC-8-60）	
机长	57.12m
机高	12.92m
翼展	45.23m
机翼面积	271.9m^2
内部尺寸	
客舱容积	70.83m^3
重量及载荷	
使用空重	70000kg
最大起飞重量	158760kg
最大商载	30720kg
性能数据	
最大巡航速度	965km/h
最大爬升率（海平面）	11m/s
起飞场长	3505m
着陆场长	1800m
航程（最大载重）	7240km

Fokker 100（福克100）

荷兰斯托克宇航公司（原荷兰福克公司）



项目概况

福克100是荷兰福克公司（已破产，现属斯托克宇航公司）研制的双发涡扇大型支线客机，是F.28“伙伴”的后继机，该机于1983年11月24日和福克50同时开始研制。共生产了两架原型机，第一架原型机于1986年11月30日首次试飞，第二架原型机于1987年2月25日首次试飞。该机1987年6月在法国巴黎航展上展出，11月20日获荷兰民航局颁发的型号合格证，1988年2月29日第一架生产型飞机交付瑞士航空公司使用。1989年5月30日通过美国联邦航空局型号认证。

截至1996年福克公司倒闭，共获300架订单，交付278架，最后一架福克100于1996年3月21日交付用户使用。截至2005年，仍有34家运营商使用259架福克100。按1999年币值计算，福克100的单价为2300万～2520万美元。

2003年，斯托克宇航公司下属的福克服务公司提出一项开拓福克50和福克100飞机用途的“未来”（FUTURE）计划，旨在将各运营商闲置的福克50和福克100重新投入使用。随后推出了福克100公务机型。

由于福克公司在F.28“伙伴”运输机的生产中与德国MBB公司（后为德国宇航公司，现为戴姆勒－奔驰宇航空中客车公司）和英国的肖特兄弟公司有合作关系，故在福克100的生产中仍保持合作，戴姆勒－奔驰宇航空中客车公司生产机身，肖特兄弟公司生产机翼。

主要型别

福克100 基本型。基于F28“伙伴”Mk4000的改型。加长机身和翼展，座位增加最多达122个，采用现代化的电子飞行仪表系统，“玻璃座舱”，并更换许多系统和设备。

福克70系列 福克100的缩短型。分为福克70、福克公务70和福克公务70ER型。与福克100在同一条生产线上装配。

福克公务100 VIP专用型。

福克100QC 快速转换型。在福克100基本型基础上改型，可以快速转换型别，3名地

勤人员在20min内即可完成转换。

福克130 计划发展型。福克公司破产前已完成了30%的设计工作量。

设计特征

福克100以福克公司成功的F.28“伙伴”Mk4000型为基准设计，在非主要结构受力部件上采用复合材料，大量采用胶结工艺，全机身进行防腐处理，换装英国罗罗公司的泰(Tay) 620或650涡扇发动机，噪声特性符合美国联邦航空条例第36部对噪声的要求，尤其突出的是采用ARINC 700系列航空电子设备和彩色阴极射线管显示器，实现了全数字式“玻璃座舱”，体现了20世纪80年代中期的先进技术水平。

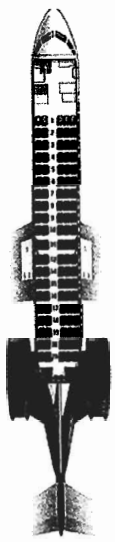
机翼 两侧翼尖比F.28“伙伴”Mk4000各加长1.5m，采用新的机翼前缘、后缘和翼型不同的外翼段，从而改变了机翼平面形状，翼面积增加约18%，气动效率增加30%。襟翼和副翼用碳纤维复合材料制造，扰流片和副翼配平调整片用铝合金制造。机翼前缘有热防冰带。副翼采用美国梅纳斯科公司的助力操纵系统操纵。

机身 基本上采用了F.28“伙伴”Mk4000的原机体结构，但大多数零部件重新设计，结构也做了修改，采用了芳纶、碳纤维和玻璃纤维复合材料。复合材料制造的部件有：机头锥、机翼/机身整流罩、客舱地板和短舱整流罩等。机身比F.28“伙伴”Mk4000长5.74m。装有外部天线。

尾翼 尾翼也采用碳纤维复合材料和铝合金制造。平尾翼展增加了1.4m。尾翼前缘装有热防冰带。升降舵和方向舵用梅纳斯科公司的助力操纵系统操纵。

起落架 液压可收放前三点式，前、主起落架均为双轮。主起落架向内收入机翼/机身整流罩内。前起落架向前收起。前、主起落架采用英国道蒂公司的缓冲器和美国固特异公司的轮胎，主轮规格40×14-19，胎压9.38×10^5Pa。多圆盘式刹车装置，有防滑系统。前轮可转弯操纵（±76°）。

动力装置 两台罗罗公司的泰620涡扇发动机，单台推力61.6kN，或泰650发动机，单台推力67.25kN，有反推力装置。发动机短舱固定在后机身两侧，短舱及其支架用复合材料制造。两个容量各为4840L的主油箱分别在两侧机翼内，一个容量为3785L的中央翼段整体油箱。总燃油量13465L。加油口在右机翼下靠近机翼/机身整流罩处。



座舱 双人制驾驶舱。标准客舱布局107座，排距81cm。另可选以下客舱布局：97座（头等舱12座，排距91cm；经济舱85座，排距81cm）；105座（公务舱55座，排距86cm；

经济舱 50 座，排距 81cm)；119 座（高密度经济舱，排距 75cm)。119 座布局将减小厨房和储物间的面积。标准客舱布局舱设有两个厨房，两个卫生间，两个衣柜，另外两个储物间和一个随身行李间。机身前部左侧是向外开的客舱门，对面是向外开的服务舱门兼应急出口。客舱有空调。地板下有两个货舱。

系统 美国加雷特公司的空调与增压系统、冷气系统、机翼和尾翼热防冰系统及 GTCP36-150R 辅助动力装置。两套完全独立的液压系统，用于飞机操纵面、起落架、刹车和前轮转弯操纵。汉胜公司的电源系统。驾驶舱窗、空速管、静压孔、迎角风标和结冰信号传感器为电除冰。

机载设备 两台 ARINC 716 型甚高频无线电台，压力高度表，空中交通管制应答器，3 套姿态 / 航向基准系统，两个带指点信标接收机的甚高频全向信标，两套仪表着陆系统，两个无线电罗盘。美国柯林斯公司的主飞行显示器和导航显示器（每位驾驶员一套），两套数字式大气数据计算机及大气数据仪表，气象雷达，两套飞行管理控制系统。柯林斯公司的用于Ⅲa 级自动着陆的数字式自动飞行控制和增稳系统。

使用特点

福克 100 是一种发展比较成熟的支线飞机，外部噪声水平低，具有良好的起降性能，几乎可以无限制地起降于地区和主要枢纽的机场。截至 2005 年 6 月，福克 100 飞机累计飞行 750 万架次，其中许多飞机每天飞行多达 9 个航班或每年飞行 3500h 左右。

技术数据

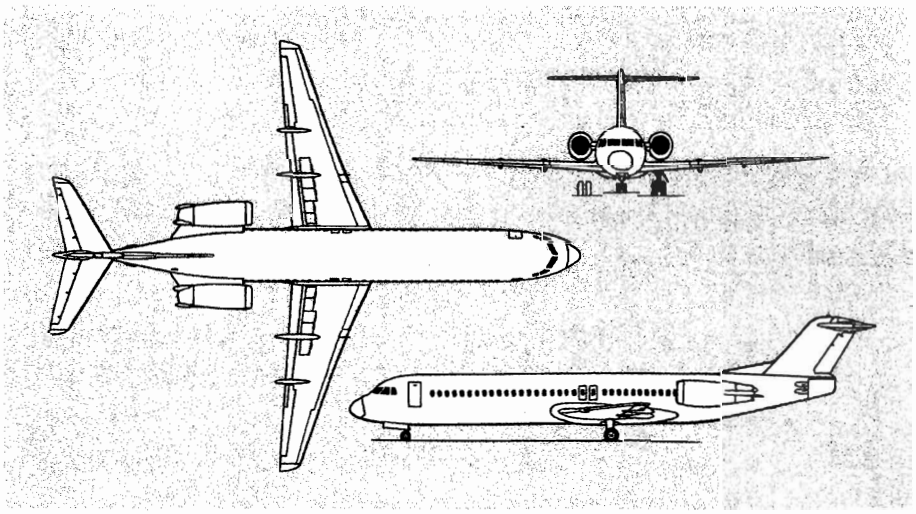
外形尺寸	
机长	35.53m
机身长	32.50m
机高	8.50m
机身最大直径	3.30m
翼展	28.08m
展弦比	8.4
机翼面积	93.50m^2
主轮距	5.04m
前后轮距	14.01m
客舱门	
高 × 宽	2.21m × 0.86m
服务舱门	
高 × 宽	1.28m × 0.61m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	21.19m
最大宽度	3.10m

最大高度	2.01m
最大容积	107.58m³
地板下货舱容积	
前舱	9.72m³
后舱	7.36m³

重量及载荷	
使用空重	24375kg
最大起飞重量	43090kg
最大着陆重量	38780kg
最大停机坪重量	43320kg
最大商载	11108kg
最大零燃油重量	35830kg
最大翼载	460.8kg/m²
最大推力载荷	350.0kg/kN

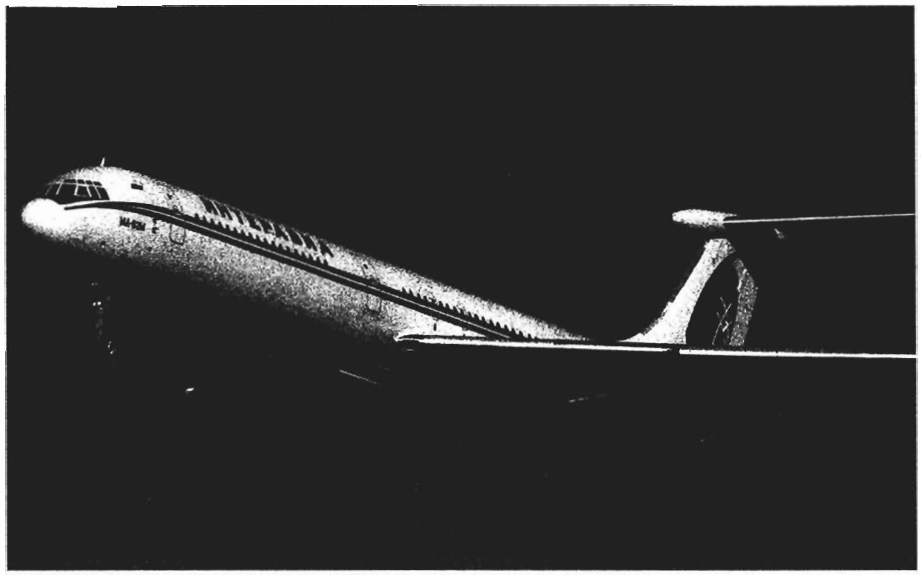
性能数据	
最大使用速度	*Ma*0.77
使用速度（国际标准大气，7770m 高度）	462km/h
实用升限	10670m
起飞场长（海平面，最大起飞重量）	1855m
着陆场长（海平面，最大着陆重量）	1320m
航程（载客 107 人及行李）	2389km

噪声特性	
起飞噪声	83.40dB
进近噪声	93.10dB
侧向噪声	89.30dB



IL-62（伊尔-62）

俄罗斯伊留申航空联合体股份公司（原苏联伊留申实验设计局）

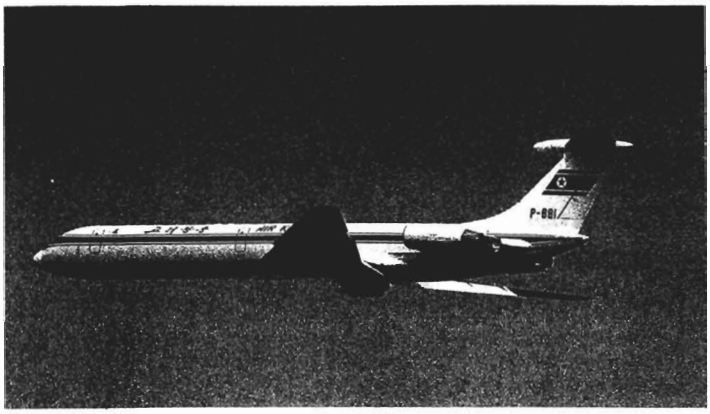


项目概况

伊尔-62是苏联伊留申实验设计局（现并入俄罗斯伊留申航空联合体股份公司）研制的远程客机，北大西洋公约组织称之为“文豪”，配装4台涡扇发动机。20世纪60年代，苏联民航客运量剧增，当时运营的图-104、图-134、伊尔-18等飞机远不能满足需要，远程干线飞机图-114数量较少（总共只生产了32架），而且经济性较差，伊尔-62飞机正是在这种背景下应运而生。伊尔-62于1962年开始设计制造，设计目标是载客150人，主要用来取代采用涡桨发动机的图-114飞机。1963年第一架原型机试飞，原定配装苏联库兹涅佐夫发动机设计局（现并入萨玛拉库兹涅佐夫科技联合体股份公司）研制的NK-8-4发动机，由于当时该发动机未按时交付，因而改装留里卡发动机设计局（现并入土星科研生产联合体股份公司）的AL-7发动机。后来又制造了第二架原型机和第三架预生产型飞机。3架飞机共进行了4年试飞工作，并改进了机翼，提高了低空性能和高速巡航特性。

伊尔-62于1966年在苏联喀山航空工厂开始批生产，至1996年停产，伊尔-62共生产292架，主要供苏联民航使用，另有大约80架飞机先后出口到捷克斯洛伐克、德国、波兰、中国、朝鲜、古巴、罗马尼亚等国。

1967年3月，伊尔-62正式投入运营，飞莫斯科至蒙特利尔航线，1968年7月，开始在莫斯科至纽约航线使用，以后又开辟了莫斯科至巴黎，莫斯科至伦敦，莫斯科至东京等航线，成为苏联民航的重要国际航线客机。目前，伊尔-62飞机仍在服役。这些飞机大多安装了新型导航设备、通信系统及降低噪声和污染的发动机短舱，以满足有关适航规定。



主要型别

伊尔-62 基本型。

伊尔-62M 发展型。1971 年在法国巴黎航展上公开展出，与基本型相比，机体尺寸没有变化，换装了苏联索洛维耶夫设计局（现并入俄罗斯彼尔姆航空发动机公司）生产的 D-30KU 发动机，涵道比增加，降低了燃油消耗，改善了经济性能。D-30KU 发动机的外侧装有折流板式反推力装置，降低进近速度，也改善了吊舱尾部的气流。由于垂尾上装有副油箱，航程更远。修改了座舱布局，更新了部分设备。伊尔-62M 的生产型于 1974 年进入民航总局的莫斯科至哈瓦那航线使用，并逐步承担了全部远航任务。

伊尔-62MK 1978 年研制，外形及发动机与伊尔-62M 完全相同，但加强了机翼，延长了机体寿命，重新设计了起落架，采用低压轮胎，最大起飞重量有所增加，载客量增加到 195 人。

设计特征

伊尔-62 飞机外形与英国制造的 VC-10 大体相似。

机翼 悬臂式下单翼，1/4 弦线后掠角 35°，半翼展 1/3 前缘处为锯齿形。全金属 3 梁结构，带有翼尖整流罩。3 段式副翼，双缝襟翼，襟翼之前有两片液压操纵的扰流片，每个中央副翼上有配平调整片和弹簧加载的随动调整片。前缘为发动机引气防冰。

机身 全金属半硬壳结构，隔框是硬铝冲压件，在高承载区域采用蒙皮壁板。地板是泡沫塑料夹层板。机头罩可向上打开，以便检查雷达。

尾翼 T 形尾翼，悬臂式全金属结构，垂尾顶端有可变安装角的平尾。各翼面均后掠，方向舵上装有配平调整片和弹簧操纵调整片。升降舵上有自动配平调整片和手动配平调整片。

起落架 液压可收放前三点式。双轮前起落架由液压操纵转弯，靠重力应急放下。所有起落架上都装有油气缓冲器。主起落架为 4 轮小车式，向内收入翼根。主轮尺寸为 1450mm × 450mm，胎压为 9.31×10^5Pa。前轮尺寸为 930mm × 305mm，胎压为 7.84×10^5Pa。每个主轮上装有液压操纵的盘式刹车装置，惯性电动防滑装置，尾部有一个大的阻力伞。装卸货物时放下液压操纵的双轮支柱支撑后机身。

动力装置 基本型装 4 台库兹涅佐夫 NK-8-4 涡扇发动机，单台推力 102.9kN，巡航耗油率为 79kg/(kN·h)，水平成对安装在后机身两侧。发动机装有反推力装置，发动机进气道为热空气防冰。自动控制的燃油系统，整个机翼共有

7个整体油箱。每台发动机都有单独燃油系统交替供油。总燃油量为100000L。4个国际标准的翼下压力加油接头和8个重力加油口。总滑油量为204L。伊尔-62M飞机上安装D-30KU涡扇发动机，最大推力为107.9kN。

座舱 5人制驾驶舱：2名驾驶员，1名领航员，1名通信员和1名飞行工程师。

客舱布局有3种，分别乘坐186人、165人和114人。另有豪华的头等布置形式，乘坐85名乘客，每排4个座椅。总共5个卫生间，机身中部有厨房。在机翼前后的地板下面有两个增压的行李舱和货舱，机身最后面是非增压行李舱/货舱。舱内有系留装置，地板上有导轨以及可限制货物活动的网。

伊尔-62M型与基本型不同的是，货舱改为集装箱货舱，前舱可装9个集装箱，每个空重约45kg。后舱可放5个同样的集装箱。两舱均可装零散货物，总容积48m³。

系统 增压舱在7000m高空可保持海平面气压，增压系统压差0.62×10^5Pa。液压系统压力207×10^5Pa，为起落架收放、前轮转弯操纵、机轮刹车和扰流片等提供动力。4台40kV·A的发电机提供交流电，4台变压整流器和4个蓄电池提供直流电，风挡玻璃利用电热防冰，尾锥内有一台TA-6型辅助动力装置。

机载设备 标准设备包括：双通道自动驾驶仪、导航计算机、大气数据系统、高频和超高频电台、甚高频全向信标/仪表着陆系统、多普勒系统、无线电高度表和气象雷达。

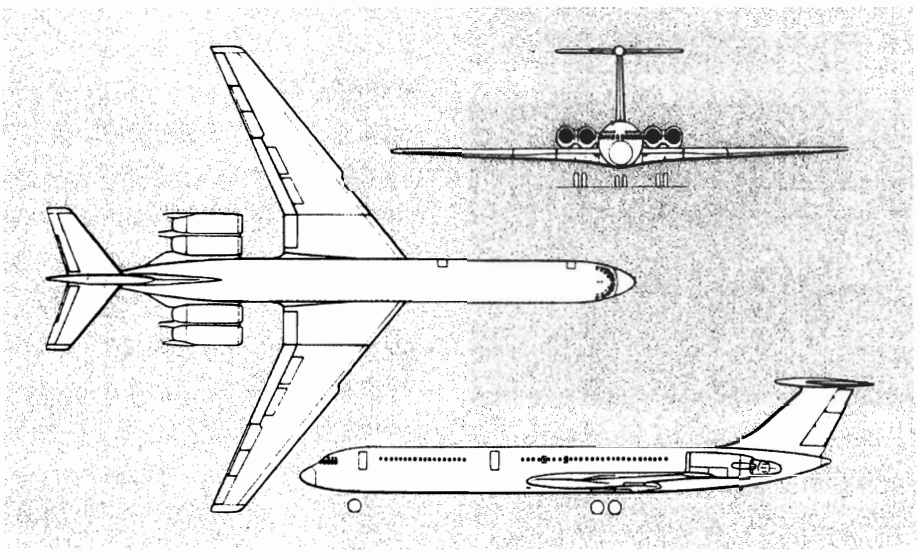
使用特点

在伊尔-62的研制过程中，伊留申实验设计局特别注意了飞行安全性设计。飞机在航线上单发甚至双发都出现故障时，仍然可以安全飞行到就近的机场。在客舱失去密封的情况下，驾驶员可以在3min内从最高的巡航飞行高度降到4000m。高度安全性的设计为伊尔-62的广泛使用创造了条件。

技术数据（伊尔-62）

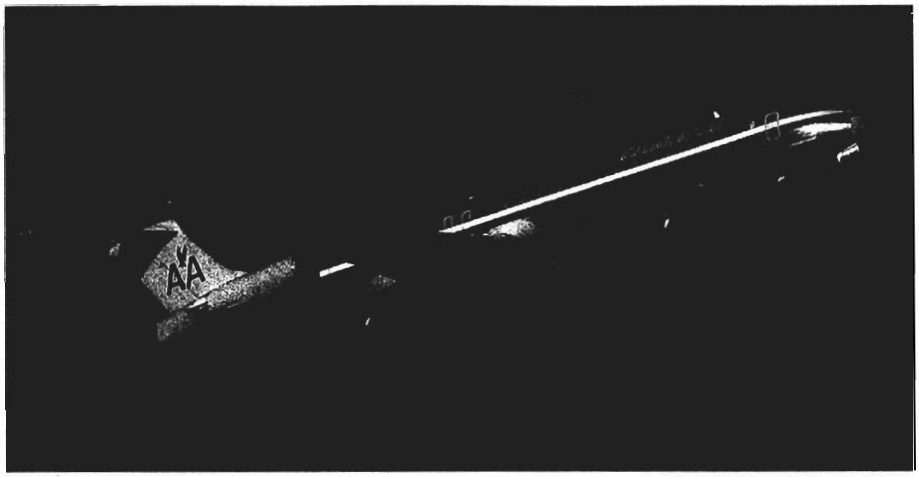
外形尺寸		翼展	43.20m
机长	53.12m	机翼面积	279.6m²
机高	12.35m	主轮距	6.80m
机身直径	3.75m	前后轮距	24.49m

旅客舱门	
高 × 宽	1.83m × 0.86m
内部尺寸	
客舱	
高 × 宽	2.12m × 3.49m
容积	163m³
货（行李）舱容积	44.9m³
重量及载荷（A：伊尔-62，B：伊尔-62M）	
使用空重	
A	69400kg
最大起飞重量	
A	162000kg
B	165000kg
最大着陆重量	105000kg
最大商载	23000kg
最大燃油重量	83325kg
最大翼载	572kg/m²
性能数据	
巡航速度	
A	820 ~ 900km/h
B	850 ~ 900km/h
最佳巡航高度	10000 ~ 12000m
起飞场长	
A	3250m
B	3000m
航程（载油 80000kg，载重 10000kg，1h 用余油）	
A	9200km
B	10300km
航程（最大商载）	
A	6700km
B	8000km



MD-80

美国波音公司（原美国麦克唐纳·道格拉斯公司）



项目概况

MD-80是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997年并入波音公司）基于DC-9-50发展起来的双发中短程窄体客机。MD-80于1977年10月开始研制，当时称为DC-9超80。第一架原型机于1979年10月18日首次试飞，第二架和第三架原型机分别于1979年12月6日和1980年2月29日试飞。1980年8月26日获美国联邦航空局型号合格证。1980年9月12日，第一架生产型MD-80交付瑞士航空公司使用，该生产型后改称为MD-81。波音公司于2000年停止生产MD-80系列飞机，共生产和交付1195架，飞机单机价格为4200万～4900万美元（按1997年币值计算）。

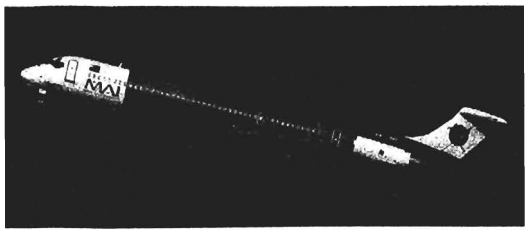
主要型别

MD-81 基本型。装两台普惠公司的JT8D-217涡扇发动机，单台推力为89kN。该发动机涵道比为1.78，其耗油率和噪声较低，发动机进气道装有隔声材料，在发动机尾喷管处还有冷－热气流混合器来进一步降低飞机的噪声水平。该型最多可载客172人，1980年10月5日投入航线使用。

MD-82 高温高原型。专门为在高温高原机场使用而研制的机型，1979年4月16日宣布研制计划，1981年7月30日获美国联邦航空局型号合格证，同年8月交付使用。生产型MD-82曾在海拔1525m高度的美国丹佛机场载客155人及其行李起飞，不着陆飞行2409km，高温高原性能良好。

中国MD-82 1985年4月12日麦道公司与中国上海航空工业公司签订一项合同，中国购买的26架MD-82中上海总装25架，合同于1991年全部完成。1985年年底麦道第一批MD-82部件运抵上海，1986年6月30日第一架MD-82在上海总装完毕，1987年7月2日首次试飞，1987年11月9日获得美国联邦航空局颁发的生产许可证。

MD-83 增程型。1983年1月31日开始研制，1984年12月17日首次试飞，1985年获



美国联邦航空局型号合格证。1985年11月14日，MD-83曾进行一次最长的连续飞行，用7h26min从蒙特利尔到赫尔辛基飞行6308km。1986年年初交付使用。

MD-87 缩短型。机身缩短5.35m，单级客舱布局载客139人。装两台JT8D-217C涡扇发动机，耗油率比JT8D-217A降低2%，标准燃油量17748kg，增加两个备用油箱，最大燃油量可达21273kg。在发动机短舱和机身连接处增加带状整流罩，辅助动力装置也增加了整流罩，改进了水平安定面的密封，使用低阻襟翼铰链整流包皮和低阻尾锥，改进了巡航特性。MD-87是MD-80系列中首次将电子飞行设备、航向基准系统以及平显系统作为标准设备的机型。该型方案于1985年1月3日宣布，1986年4月开始总装，同年12月4日首次试飞，1987年10月21日获美国联邦航空局型号合格证，首批交付芬兰航空公司和奥地利航空公司使用。

MD-88 改进型。装有先进的电子飞行仪表系统、飞行管理系统、机载风切变探测系统，机身使用更多的复合材料。客舱布局每排5座，通道宽，两级客舱布局可载客142人（头等舱14人，公务舱128人）。1987年8月15日首飞，同年12月9日获美国联邦航空局型号合格证，1988年1月5日交付使用。

MD-80公务机 由MD-83和MD-87改装而成的公务机。加装辅助油箱，典型布局可载20名乘客，由MD-83改装的航程为7593km，由MD-87改装的航程为8334km。

设计特征

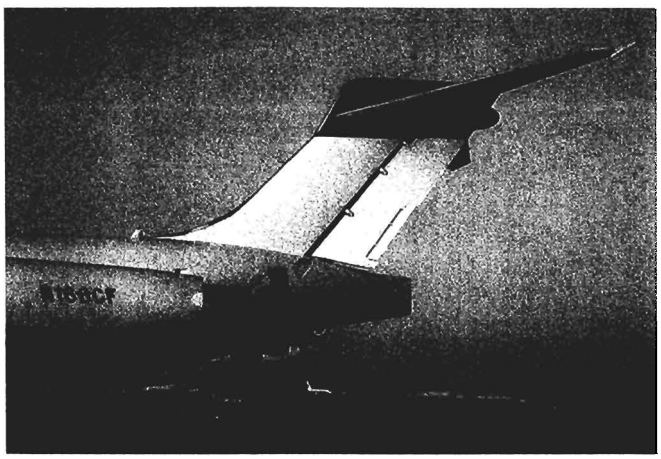
MD-80沿用了DC-9的下单翼、机身尾部两侧吊挂发动机和高置T形尾翼的总体布局。

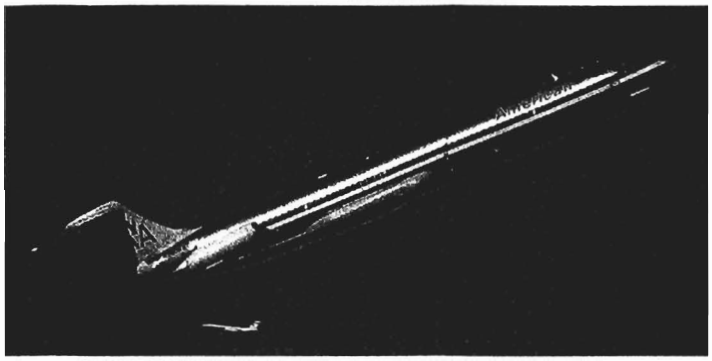
机翼 悬臂式下单翼，平均相对厚度11.0%，上反角3°，安装角1° 15′，1/4弦线后掠角24° 30′。双梁铆接桁条式全金属结构，后缘为玻璃钢结构。手操纵副翼，机翼上表面装有减速板，全翼展前缘缝翼，液压作动的双缝后缘襟翼，每侧翼下方有一个胶结翼刀。每侧机翼有3个扰流片，翼尖可拆卸。机翼前缘用发动机引气防冰。

机身 全金属破损安全半硬壳式结构，采用热处理轻合金。客舱地板为巴尔沙木或Nomex夹芯蜂窝结构。

尾翼 T形尾翼，全金属悬臂结构。电操纵平尾，安装角可变。升降舵为手操纵，方向舵为液压操纵，但也可人工操控。尾翼操纵面后缘为玻璃钢结构。

起落架 液压可收放前三点式，前轮可转弯操纵，前起落架为双轮式，向前收入机身，前轮规格26×6.6-14，胎压11.34×10^5Pa；主起落架向内侧收起，主轮规格44.5×16.5-20，胎压11.38×10^5Pa。美国固特异公司盘式刹车，





带有防滑装置，冲压空气冷却刹车系统。

动力装置 在机身尾部两侧吊挂两台普惠公司JT8D型涡扇发动机。MD-81装JT8D-209，单台推力82.3kN；MD-82装JT8D-217A，单台推力89kN；MD-83和MD-88装JT8D-219，单台推力93.4kN；MD-87装JT8D-217C，单台推力89kN。各型都带有反推力装置，各型基本燃油量22107L，带有辅助油箱的型号(MD-83和MD-87选型)燃油量增加4390L(在货舱增设两个2195L油箱)。右侧机翼前缘有一压力加油口，机翼上方各有一重力加油口。

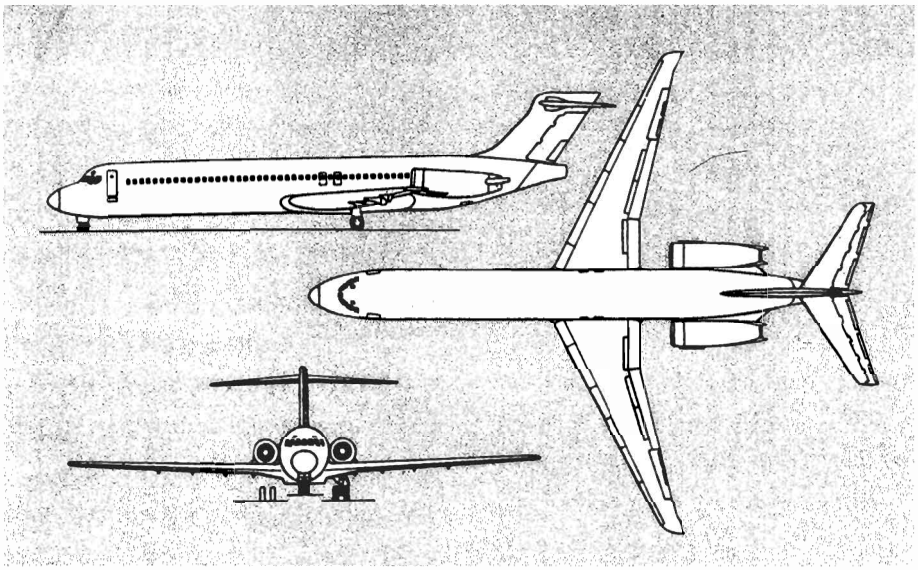
座舱 驾驶舱内设有两个驾驶员座椅和一个观察员座椅，再加机上服务员。客舱布局按航空公司需求可任意选择，载客量105～172人。客舱为空调增压舱，前部有一个卫生间，后部有两个；前、后部各有一厨房。机身左侧客舱前部有一客舱门，机身尾部机腹有一登机梯，客舱左前方有一应急出口，左后方每侧有一应急出口，机身右侧下边共有3个货舱门。

系统 复式发动机引气空调和增压系统，最大压差0.54×10^5Pa。两套独立液压系统，压力为207×10^5Pa，主要用于驱动扰流片、襟翼、缝翼、舵面、起落架收放、前轮转弯、刹车、反推力装置和机腹登机梯。冷气系统高压空气从发动机第8级或第13级压气机引气，用于空调、增压和机翼前缘除冰等。电气系统包括3台40kV·A、120/208V、400Hz三相交流发电机，其中两台由发动机驱动，一台由辅助动力装置驱动。驾驶舱有供氧系统，每个乘客有应急氧气面罩。发动机引气为机翼前缘、发动机进气口、尾翼前缘除冰，驾驶舱风挡为电热除冰。辅助动力装置在地面可提供冷气和电源，在空中只提供电源。

机载设备 全部数字式航空电子设备，包括复式综合电子飞行系统，美国霍尼韦尔公司的Cat. Ⅲa自动着陆、自动驾驶和自动增稳系统，飞行管理系统，带有数字式全权自动油门的速度指令系统，推力状态显示系统，复式大气数据系统，自动反推力装置，自动测向系统，彩色气象雷达显示器和标准平视显示器。

使用特点

MD-80是美国麦道公司为了满足航空公司对耗油率低、经济性高、噪声水平低、更大载客量的中短程客机需要从DC-9-50发展起来的中短程客机。MD-80采用先进数字电子综合飞行导引和操纵系统，将平视显示和飞行管理系统结合在一起，从而代替了原来简单的机电式飞行仪表。MD-80是麦道公司最重要的民机项目，在1981～1982年经济萧条时期，MD-80为麦道公司占领世界民机市场立下了汗马功劳，但在并入波音公司后被停产。



技术数据（除注明外，适于各型）

外形尺寸	
机长	
除 MD-87 外	45.06m
MD-87	39.75m
机身长	
除 MD-87 外	41.30m
MD-87	36.30m
机高	
除 MD-87 外	9.19m
MD-87	9.50m
机身最大直径	3.61m
翼展	32.87m
展弦比	9.6
机翼面积	115.11m^2
主轮距	5.08m
前后轮距	
除 MD-87 外	22.07m
MD-87	19.18m
客舱门	
高 × 宽	1.83m × 0.86m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	30.78m
最大宽度	3.14m
最大高度	2.06m
地板面积	89.7m^2
容积	191.9m^3
货舱容积（下层，MD-81/82）	
前舱	12.29m^3
中舱	10.65m^3
后舱	12.54m^3
货舱容积（下层，MD-83 带副油箱）	
总容积	28.68m^3
货舱容积（下层，MD-87）	
总容积	26.56m^3
带副油箱	19.7m^3
重量及载荷	
使用空重	
MD-81	35329kg
MD-82/88	35369kg
MD-83（带备用油箱）	36145kg
MD-87（标准油量）	33237kg

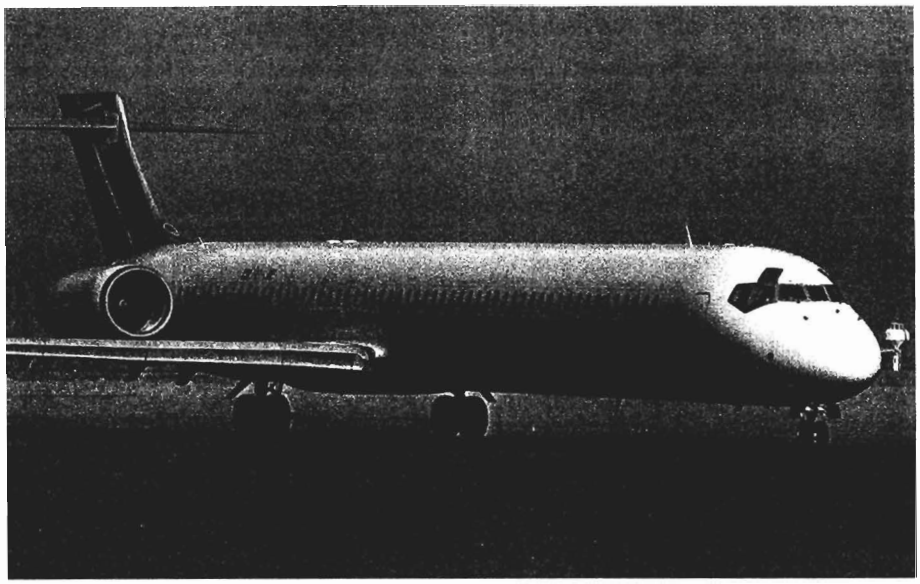
MD-87（带备用油箱）	33965kg
最大起飞重量	
MD-81/87（MD-81 装 JT8D-271 发动机，MD-87 标准油量）	63505kg
MD-81/82/87/88（MD-81 装 JT8D-271A 发动机，MD-82/87 带备用油箱，MD-88 标准油量）	67810kg
MD-83	72575kg
最大着陆重量	
MD-81/87（标准油量）	58060kg
MD-82/87（带备用油箱）、MD-88	58965kg
MD-83（带备用油箱）	63275kg
最大商载	
MD-81	18194kg
MD-82/88	19969kg
MD-83（带备用油箱）	19193kg
MD-87（标准油量）	17566kg
MD-87（带备用油箱）	16837kg
最大零燃油重量（标准油量，带备用油箱）	
MD-81	53525kg
MD-82/83	55340kg
MD-87	53525kg
燃油重量	
MD-81/82/87（标准油量）	17763kg
MD-83/87（带备用油箱）	21216kg
最大翼载	
MD-81/87（标准油量）	551.7kg/m^2
MD-82/87（带备用油箱）	589.1kg/m^2
MD-83/88（带备用油箱）	630.5kg/m^2
最大推力载荷	
MD-81/82/87（带备用油箱）	381kg/kN
MD-83（带备用油箱）	388kg/kN
MD-87（标准油量）	357kg/kN
MD-88	363kg/kN

性能数据（除注明外，均指最大起飞重量）	
最大平飞速度	925km/h
最大巡航速度	*Ma*0.80
正常巡航速度	*Ma*0.76
起飞场长	
MD-81	2210m
MD-82	2270m
MD-83	2552m
MD-87	1859m
着陆场长（最大着陆重量）	
MD-81	1478m
MD-82	1500m
MD-83	1585m
MD-87	1429m
最大燃油量航程	
MD-87（标准油量）	5522km
MD-87（带备用油箱）	6764km
航程（MD-81/82/83 各载 155 名乘客，MD-87 载 130 名乘客）	
MD-81	2897km
MD-82	3798km
MD-83	4635km
MD-87（标准油量）	4393km
MD-87（带备用油箱）	5248km

噪声特性	
起飞噪声	
MD-81/82/83	90.4dB
MD-87（估计）	88.7dB
进近噪声	
MD-81/82/83	90.4dB
MD-87（估计）	93.3dB
侧向噪声	
MD-81/82/83	94.6dB
MD-87（估计）	92.8dB

MD-90

美国波音公司（原美国麦克唐纳·道格拉斯公司）



项目概况

MD-90是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997年并入波音公司）研制的双发中短程客机。该机方案于1985年提出，1989年11月14日开始研制，第一架原型机于1993年2月22日首飞，第二架原型机于1993年8月27日首飞，1994年9月20日第一架生产型飞机首飞，1994年11月16日获得美国联邦航空局适航证，1995年2月24日首次交付用户使用。1996年10月16日获欧洲航空安全局型号合格证。MD-90的发起用户是美国三角航空公司，其他用户包括阿拉斯加航空公司、中国东方航空公司、中国北方航空公司、国际租赁金融公司、日本航空系统公司等。

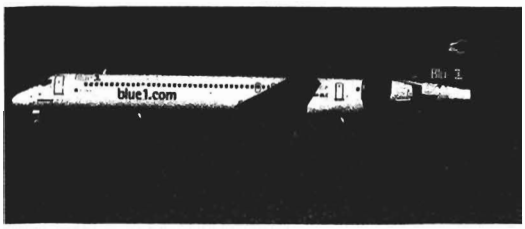
波音公司于2000年关闭MD-90生产线，共生产和交付116架飞机。MD-90的单价为4900万～5650万美元（按1997年币值计算）。

主要型别

MD-90-30 基本型。采用MD-80的机身和MD-87的尾翼。两级客舱布局载客153人（头等舱12人，经济舱141人），每排5座。最大载客量达172人。装两台国际航空发动机公司的V2500-D5涡扇发动机，单台推力111.21kN。

MD-90-30ER 增程型。带备用油箱，可多载2139L燃油，最大起飞重量增加。典型两级客舱布局载客170人。1997年9月24日首次交付使用。

MD-90-30T 干线客机。1992年6月25日麦道公司与中国上海航空工业公司签订一项协议，在中国生产40架MD飞机（包括3架MD-82、17架MD-82T和20架MD-90-30T），



总价值约 10 亿美元，但 1994 年两家公司对此项协议做了修改，前 20 架飞机在美国道格拉斯工厂生产，后 20 架在中国上海生产。最终在中国生产了两架 MD-90 飞机，分别于 1999 年和 2000 年首飞，之后该合同项目提前终止。

MD-90-50 与 MD-90-30 非常相似，但对机翼、尾翼、起落架、机轮以及刹车都进行了结构加强，并且又增加了两个机腹辅助油箱，可多载 6738L 燃油。

MD-90-55 与 MD-90-50 相似，在前机身段增开一对舱门，最多可载客 187 人。

设计特征（MD-90-30）

机翼 悬臂式下单翼，与 MD-80 的高升力机翼相同，1/4 弦线后掠角 24° 30′，双梁铆接桁条式全金属结构，机翼后缘为玻璃钢结构。

机身 机身截面形状与 MD-80 机身相同，前机身加长 1.45m，采用可互换的标准部件，可在 MD-80 的生产线上装配。

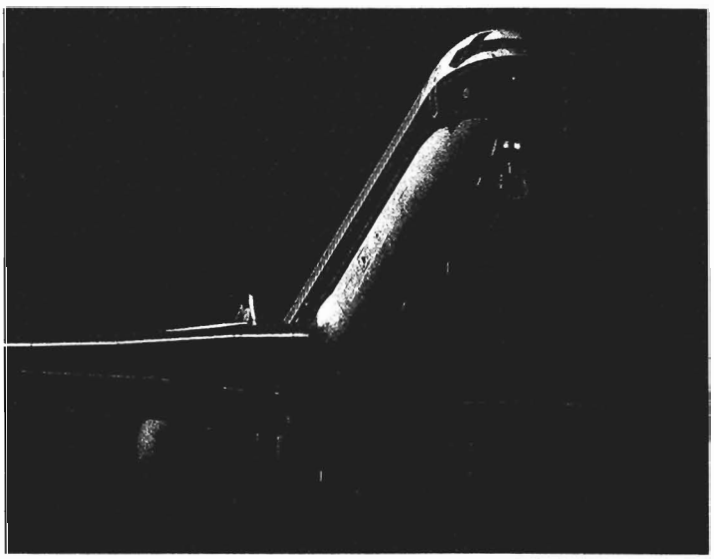
尾翼 全金属悬臂式 T 形尾翼，电操纵可变安装角水平尾翼。升降舵为手操纵，方向舵为液压操纵，但可人工操控。尾翼操纵面后缘为玻璃钢结构。

起落架 同 MD-80。

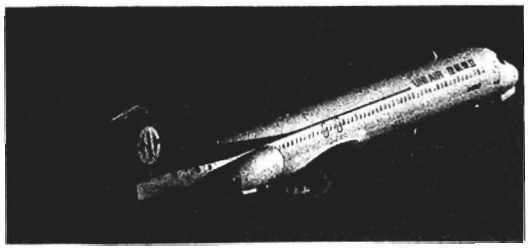
动力装置 在机身尾部两侧吊挂两台发动机，MD-90-30 装推力为 111.2kN 的 V2525-D5 涡扇发动机，MD-90-50/55 装推力为 124.5kN 的 V2528-D5 涡扇发动机。叶栅式反推力装置只可在地面使用。MD-90-30 燃油量 22107L，MD-90-50 燃油量 28845L，其中包括行李舱增设油箱所载的 6738L 燃油。

座舱 驾驶舱类似于 MD-88。客舱布局每排 5 座，比 MD-80 多两排座椅。座椅上方行李箱比 MD-80 的大，采用新式的真空卫生间。最多可载客 172 人，混合客舱布局载客 153 人。

系统 与 MD-80 相比，采用的新系统包括联信公司的变速、恒频发电机，GTCP131-9D 辅助动力装置，具有数字式防滑装置的碳刹车，中央翼段除冰装置。

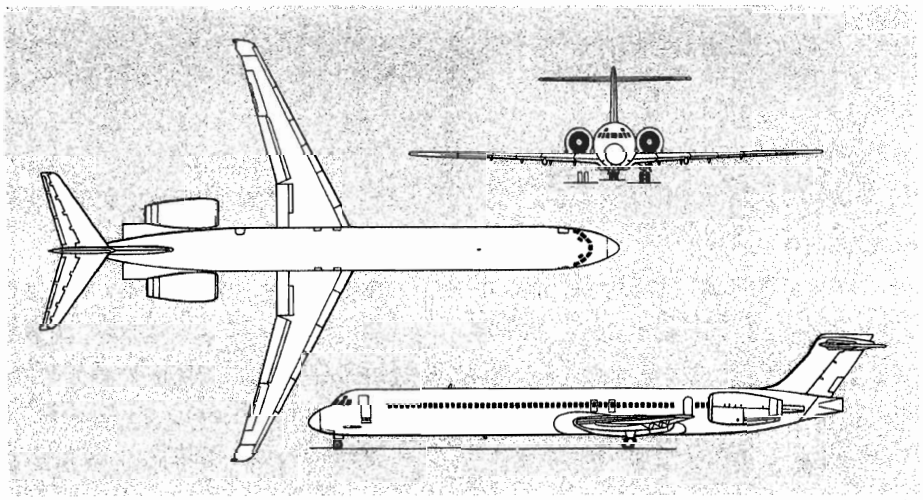


机载设备 美国霍尼韦尔公司的电子飞行仪表系统（6 个 200mm × 200mm 彩色阴极射线管），飞行管理系统，带有辅助控制系统的数字式飞行控制系统，新型大气数据计算机，基于环形激光陀螺平台的先进惯性基准系统，用于发动机和系统监控的液晶显示器。



使用特点

MD-90是麦道公司推出的最后一种具有20世纪90年代水平的150座级干线飞机，尽管是在MD-80基础上改进改型，但同MD-80相比，MD-90换装了经济性更好、噪声更低的V2500型高涵道比涡扇发动机，并改进了驾驶舱仪表和系统设备。这些措施有效地降低了飞机的直接使用成本，提高了运营效率。但面对波音公司和空客公司的巨大挑战，基于老机型改型的MD-90销售业绩不断下滑，最终不敌竞争对手，在并入波音公司后被关闭生产线。从此，世界民用航空制造业由原来波音、麦道和空客公司三足鼎立的局面，变为波音和空客公司两家垄断的新格局。



技术数据

外形尺寸	
机长	46.51m
机身长	43.03m
机高	9.33m
翼展	32.87m
展弦比	9.6
机翼面积	112.32m²
主轮距	5.09m
前后轮距	21.52m
内部尺寸	
行李舱容积	
MD-90-30	36.8m³
MD-90-50/55	23.3m³
重量及载荷（A：MD-90-30，B：MD-90-50，C：MD-90-55）	
使用空重	
A	39916kg
B	41685kg
最大起飞重量	
A	70760kg

B，C	78245kg
最大着陆重量	
A	64410kg
B，C	71210kg
最大停机坪重量	
A	71215kg
B，C	78700kg
MD-90-30ER	75295kg
商载	
A	17350kg
B，C（带辅助油箱）	15195kg
最大零燃油重量	
A	58965kg
B，C	61235kg

性能数据（除注明外，均指最大起飞重量、国际标准大气）	
巡航速度（高度 10670m）	*Ma*0.76
起飞场长	
A	2166m
B，C	2435m
着陆场长（最大着陆重量）	
A	1600m
B，C	1670m
航程（国际航线余油，A、B 和 MD-90-30ER 载客 153 人，C 载客 187 人）	
A	3862km
MD-90-30ER	4425km
B	5600km
C	5003km

N-2130

印度尼西亚宇航公司（原国营印度尼西亚飞机工业有限公司）

项目概况

N-2130是国营印度尼西亚飞机工业有限公司（IPTN），现为印度尼西亚宇航公司（IAe）计划研制的双发中程喷气式客机，载客80～130人。1994年10月开始市场和产品定义研究，对航空公司的咨询最初集中于印尼国内的5家主要航空公司，1996年3月开始扩展到国外的潜在用户，主要是美国的一些航空公司。研究持续到1997年，并完成了15000h的风洞试验。该公司原计划推出3种设计方案：100座基本型、80座缩短型和130座加长型，但由于航空公司的反对，后于1997年年初放弃了最小型别的计划。根据原计划N-2130将于2006年6月开始交付用户，后于1996年宣布将交付时间提前两年。新的进度表要求1997年3月完成方案设计，1998年年中开始主体装配，随后开始部件组装，计划制造4～5架原型机，并定于2002年年初首架原型机出厂，2002年年中首飞，2004年交付首架生产型飞机。但由于负责N-2130项目资金的DSTP公司（PT Dua Satu Tiga Puluh）于1999年9月29日解散，N-2130项目也没了下文，终结在初步设计阶段。预计N-2130的研发费用约20亿美元。1998年年初IPTN/DSTP还曾与印度斯坦航空公司（HAL）和中国台湾航空工业发展中心商谈合作事宜。

主要型别

A03 基本型。每排6座，标准载客100人。

G03 加长型。载客量增加到130人。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，1/4弦线后掠角25°。机翼后缘处装有襟翼导轨，后缘襟翼分为两段，襟翼前有4块扰流片/减升板。具有常规副翼、升降舵和方向舵。

机身 机身截面呈圆形。

尾翼 所有翼面为后掠式翼面。

起落架 可收放前三点式双轮起落架。

动力装置 翼下吊挂两台89.0～102.3kN级的涡扇发动机，带有全权数字式发动机控制系统。候选发动机包括英国罗罗公司的BR715，CFM国际公司的CFM56-9和美国普惠公司的PW6000。油箱位于机翼内，另有一个备用中央翼盒油箱。

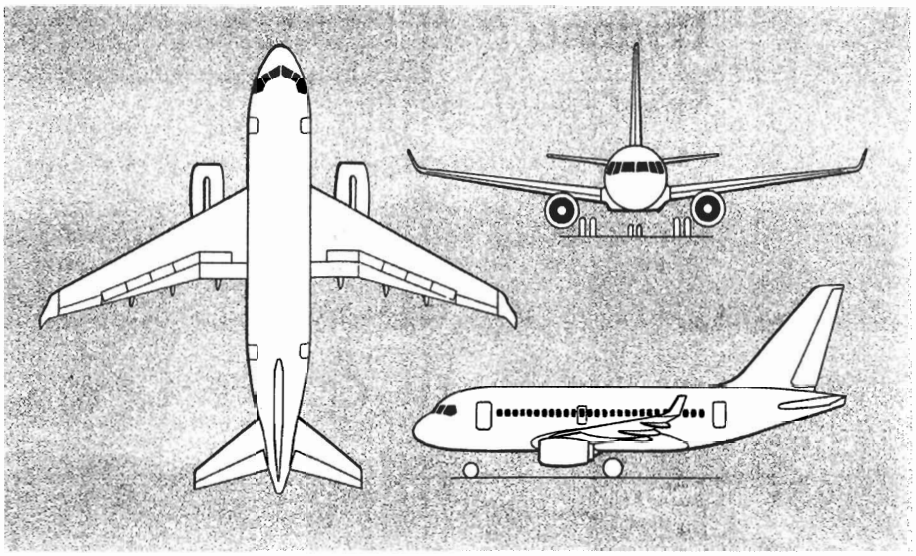
座舱 座舱容纳两名驾驶员及一名客舱服务员。客舱每排6座，单通道。两个客舱门，一个位于客舱前部，一个位于机翼后部左侧。服务舱门位于机翼后部右侧。机翼上方的机身两侧各有一应急出口。

系统 具有与N-250类似的三轴式数字电传飞行控制系统。

机载设备 美国霍尼韦尔公司、罗克韦尔公司及法国泰雷兹公司提供的先进设备。

使用特点

N-2130飞机尚在初步设计阶段便被终止，是一项流产计划，主要原因还是缺乏足够的研制经费，对于研制100座以上的大型客机来说，经费和技术同等重要。不过从该机的设计方案以及所采用的技术和设备看，尚属比较先进的飞机。

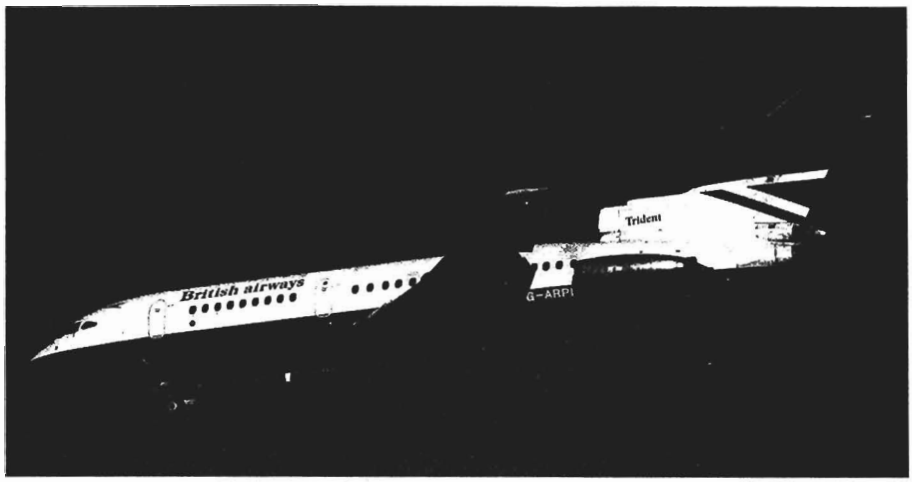


技术数据

外形尺寸（除注明外，均指所有型别）	
机长	
A03	29.65m
G03	33.37m
机身最大直径	3.91m
翼展	28.95m
展弦比	8.2
机翼面积	102.80m^2
内部尺寸	
客舱	
最大宽度	3.71m
过道宽度	0.48m
重量及载荷	
最大起飞重量	
A03	49500kg
G03	55800kg
最大着陆重量	
A03	45000kg
G03	51000kg
最大商载	
A03	12300kg
G03	15300kg
最大翼载	
A03	481.5kg/m^2
G03	542.8kg/m^2
最大推力载荷	
A03	301kg/kN
G03	339kg/ kN
性能数据	
巡航速度	*Ma* 0.8
最大巡航高度	11890m
起飞场长（最大起飞重量，海平面，国际标准大气 +18℃）	
	1850m
航程	3426km

Trident（“三叉戟”）

英国BAE系统公司（原英国德·哈维兰公司）



项目概况

“三叉戟”是由英国德·哈维兰公司（后并入英国宇航公司，现为英国BAE系统公司）研制的3发中短程喷气客机。“三叉戟”客机于1957年开始设计，1957年7月开始制造机体。首架飞机于1961年8月4日出厂，1962年1月9日首飞，并在1962年英国范堡罗航展上首次公开亮相，1964年2月18日获得英国民航管理局颁发的适航证，随后于同年4月开始投入运营。

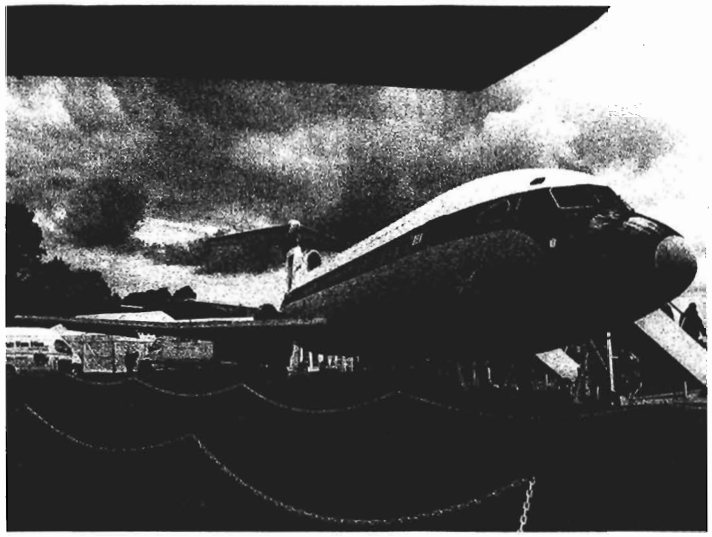
“三叉戟”于1978年停产，各型飞机共生产117架。单机价格750万～850万美元（按1979年币值计算）。

主要型别

“三叉戟”1 最初生产型。装3台英国罗罗公司的RB163-1MK511-5涡扇发动机，单台推力43.8kN，载客103人。1964年2月18日获得适航证，1964年4月1日投入运营，共生产24架。

“三叉戟”1E 基本上和“三叉戟”1型相同。装3台英国罗罗公司生产的RB163-25 MK511-5涡扇发动机，单台推力50.7kN。翼展增大，装有全翼展前缘缝翼，代替“三叉戟”1型上的下垂前缘。载油量增加，航程增大，可载客115～139人。首架“三叉戟”1E型飞机于1964年11月2日首飞，1965年11月获得适航证。共生产15架，主要用户有科威特航空公司、伊拉克航空公司、巴基斯坦国际航空公司、锡兰航空公司和塞浦路斯航空公司。

“三叉戟”2E “三叉戟”1E型的发展型。装3台推力更大的英国罗罗公司生产的RB163-25 MK 512-5W涡扇发动机，单台推力53kN。载油量、最大起飞重量和航程都增加了，起飞性能也得到了改善。“三叉戟”2E型仍采用与“三叉戟”1E型相同的前缘缝翼，翼展加长了约1.1m。加强了起落架，机翼和机身采用更厚的蒙皮壁板，钛合金用量增加，装备了自动着陆设备。“三叉戟”2E型两级客舱布局可载客115人，单级高密度布局可载客149人。首架“三叉戟”2E型1967年7月21日首飞，1968年2月开始交付使用，共生产50架。中国先后购买



了33架“三叉戟”2E。

“三叉戟”3B 高密度短程型，由“三叉戟”1E发展而来。机身加长5m，载客128～180人。翼展与“三叉戟”2E型相同，翼面积、机翼安装角和襟翼的翼展都增大了。发动机与“三叉戟”2E型的相同，但机尾增装一台罗罗公司生产的RB162-86涡喷发动机，提供23.2kN的附加推力，以改善起飞和爬升性能。安装了全自动着陆系统。该型飞机1970年3月22日首飞，1971年4月1日投入使用，共生产26架。

超“三叉戟”3B “三叉戟”3B型的改进型。外形和“三叉戟”3B型相同，机身尾部亦加装RB162涡喷发动机，载油量增加，航程增加960km，最大起飞总重增加到71670kg。两级客舱布局可载客152人，高密度布局可载客180人。超“三叉戟”3B型仅生产了2架，于1975年7月9日首飞。

■ 设计特征（“三叉戟”2E型）

机翼 悬臂式后掠下单翼，尖峰翼型，1/4弦线后掠角35°，平均相对厚度约9.8%，安装角6°30′（翼根）和1°30′（翼尖）。全翼展4段前缘缝翼，翼根部分有一段克鲁格前缘襟翼，双缝后缘襟翼，以及内侧部分只在高巡航速度时才起作用的升降副翼以及兼作减升板的扰流片。蒙皮、桁条、前后缘襟翼均使用铝合金。

机身 半硬壳式铝合金破损安全结构，圆形截面，机身直径（外径）3.7m。

尾翼 T形布局，悬臂式全金属结构。全动式水平尾翼装在垂直安定面的顶端，后缘上装有随动襟翼。无配平调整片。

起落架 液压可收放前三点式，使用油气缓冲器。主起落架为4轮式，以机翼主梁为轴翻转，翻转90°并伸长15cm，再收入机身，而不是收入机翼内。前起落架为双轮式，并偏向左侧。采用多片式圆盘刹车装置和防滑装置。主轮规格为36×10，胎压为11.3×10^5Pa，前轮规格为29×8，胎压为8.5×10^5Pa。

动力装置 3台发动机布局，2台装在机身后部左右两侧的发动机短舱中，1台装在后

机身上靠近垂尾根部。机上共有5个整体油箱，总燃油量29094L，每个机翼下翼面有一个压力加油口。

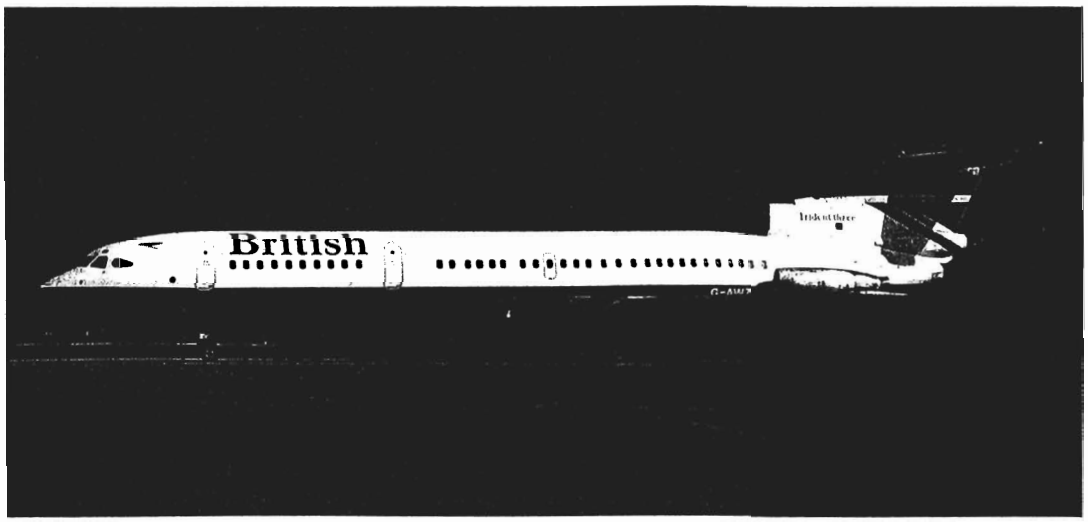
座舱 驾驶舱有3个乘员席位，两级客舱布置方案为：右前部有一个厨房，左前部设一个卫生间，后面是12个座位的头等舱，每排4座，中间有过道；再后面是79个座位的经济舱，每排6座，中间有过道，客舱后面有两个卫生间。此外，还有132座和149座的布置方案，后者为每排7座。

系统 使用两套空调系统，压差0.57×10^5Pa，在12190m高度上舱内压力相当于2438m高度上的大气压。飞机停在地面时，压缩空气由辅助动力装置提供。驾驶舱和客舱的温度可以分别调节，外部温度为-18～40℃时，舱内温度可维持在15～26℃范围内。3套完全独立的液压系统，工作压力为207×10^5Pa，由发动机带动的3个液压泵提供动力，用来操纵各舵面、襟翼、刹车、起落架收放、前轮转弯、减速板和风挡雨刷等。电源系统由3个27.5kV·A无刷交流发电机提供115/200V、400Hz三相交流电，通过3套变压/整流器提供28V直流电。24V蓄电池与变流器提供应急使用30min的交流和直流电。供发动机起动和空调系统使用的辅助动力装置驱动一台发电机，提供40kV·A电源，液压系统也可通过备用泵使用这个电源。

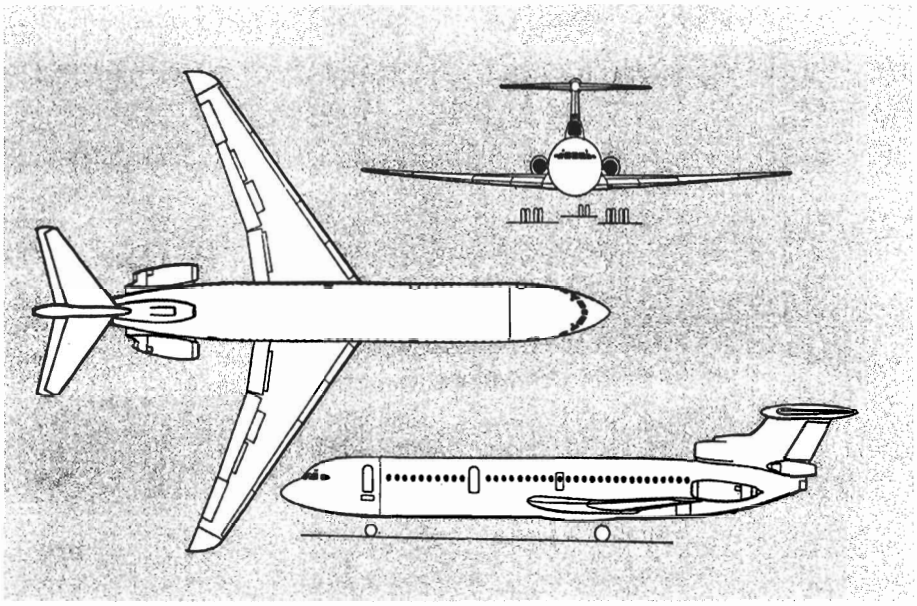
机载设备 采用双重式甚高频全向信标/仪表着陆系统。包括一台定向器（供自动着陆使用）、一整套带飞行系统的导航设备和双重式自动测向器、甚高频和高频通信装置（带选择呼叫）、C或X波段气象雷达、3重式无线电高度表（用于自动着陆）、多普勒系统、测距设备和脉冲收发报机。

使用特点

“三叉戟”2E是世界上第一种能在恶劣气象条件下具有全自动着陆能力的民航客机，提高了飞行的可靠性和安全性。由于发动机安装



在机身尾部且距机身轴线很近，因此当一台发动机失效时，造成的偏航力矩也较小。另外，机身尾部装 3 台发动机的布局方式可以降低机舱内的噪声水平。



技术数据（“三叉戟”2E 型）

外形尺寸	
机长	34.97m
机高	8.23m
翼展	29.87m
展弦比	6.6
主轮距	5.83m
前后轮距	13.41m
机翼面积	135.82m^2
客舱门（高 × 宽）	1.78m × 0.71m
内部尺寸	
客舱（不含驾驶舱）	
长度	20.46m
最大宽度	3.44m
最大高度	2.02m
地板面积	65.77m^2
容积	125.7m^3

重量及载荷	
使用空重	33203kg
最大起飞重量	65090kg
最大着陆重量	51261kg
最大商载	12156kg
性能数据	
最大巡航速度	972km/h
经济巡航速度	959km/h
巡航高度	8230 ～ 10970m
航程	
最大燃油	4025km
最大商载	3910km
噪声特性	
起飞噪声	108dB
进近噪声	109dB
侧向噪声	109dB

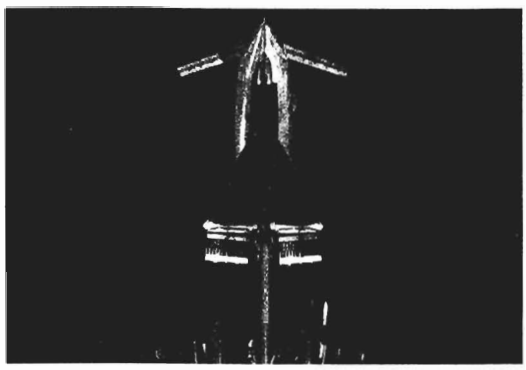
Tu-144（图-144）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）

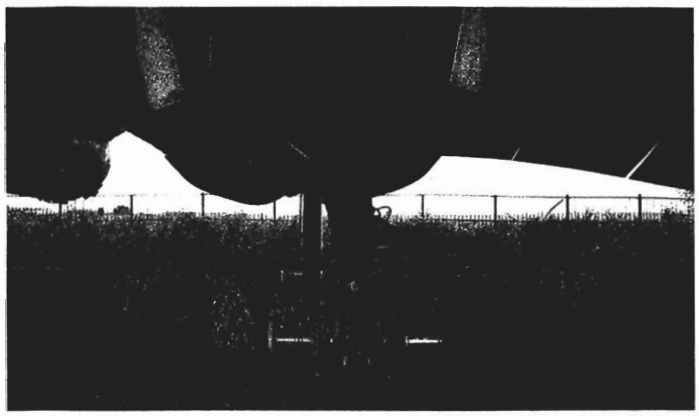
项目概况

图-144是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）研制的超声速客机，它是世界上最先飞行的超声速民航客机。

图-144于1962年开始设计，飞机模型在1965年法国巴黎航展上展出，1968年12月31日首次试飞，1969年6月5日首次实现超声速飞行（飞行速度为马赫数1，即340m/s或1224km/h），1970年5月26日飞行速度首次超过马赫数2。在原型机基础上改进的生产型图-144参加了1973年的法国巴黎航展，但该机在此次航展飞行表演中发生空中解体事故，机上人员全部遇难。1975年12月图-144首先投入苏联国内货运及邮政服务，1977年11月开始在莫斯科—阿拉木图航线上载客飞行。但1978年再次发生事故，因而于1978年6月1日停止客运飞行，只用于货物和邮件的空运，其载客运营仅历时半年，共完成55次航班任务。改进型图-144D于1981年投入航线使用，但也只用于货物和邮件的空运。后来因苏联民航当局认为其运行收益不佳，1984年彻底停止了航线飞行。图-144飞机停止商用运营前，共完成了102次客运及货运的正式航班。图-144共制造17架，最后生产的两架图-144主要用于研究试验台，包括对臭氧层的



研究。尽管首次设计的超声速客机没有达到预期目标，不甘寂寞的图波列夫公司在1993年法国巴黎航展上又展出了其设计的第二代超声速运输机图-224的模型。



主要型别

图-144 原型机。生产1架。

图-144S 生产型。生产9架。在原型机的基础上，机身加长了5.7m，增加了20个座位，机翼平面形状、起落架和发动机短舱有所改动，机头两侧加装了可伸缩前翼，降落时伸出，可降低进近速度，并使飞机降落更为平稳舒适。使用NK-144F涡扇发动机。

图-144D 改进型。生产5架。1973年图-144在法国巴黎航展上发生空难后，迫于各方面压力，图波列夫实验设计局开始对图-144进行改进，对结构进行加固，由此增加了近10000kg的重量，并改用苏联科列索夫设计局的发动机RD-36-51来替换原来的发动机。

图-144LL 美国国家航空航天局（NASA）试验平台。1990年NASA启动高速研究计划（HSR），并采用图-144作为HSR试验平台进行高速商用飞机研究。基于图-144D改装而成的图-144LL飞行试验台于1996年11月29日成功首飞。该机采用图-160战略轰炸机使用的NK-321发动机。图-144LL在1996～1997年飞行27次，尽管取得大量的试验成果，但最终该项目因资金问题而终止。

设计特征

图-144飞机的气动布局非常类似于英法联合研制的“协和”超声速客机，采用下单翼结构，机头部分在俯仰方向上由液压装置驱动折转，可下垂的机头保证驾驶员在大迎角起降时有良好的视野。

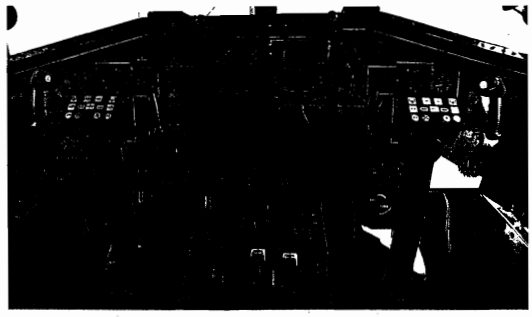
机翼 大后掠三角翼。

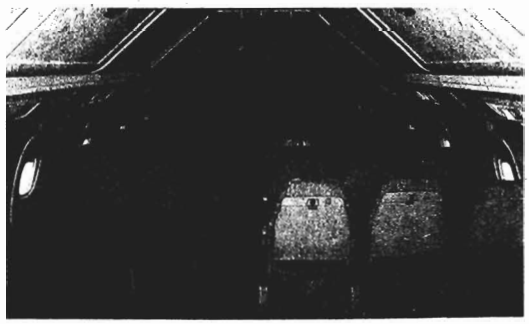
尾翼 无水平尾翼，机尾有配平油箱。

起落架 图-144的主起落架有较多的机轮，低压轮胎，这种设计有利于在较差的跑道上起降。原型机的主起落架由两组6轮起落架组成，类似波音777和图-154的起落架；生产型则改为8个轮为一组的主起落架。

动力装置 图-144使用NK-144F涡扇发动机，图-144D使用推力更大的RD-36-51发动机，比NK-144F更省油，在超声速飞行时不需使用加力燃烧室。

座舱 3人制驾驶舱，标准客舱布局可载客140人。



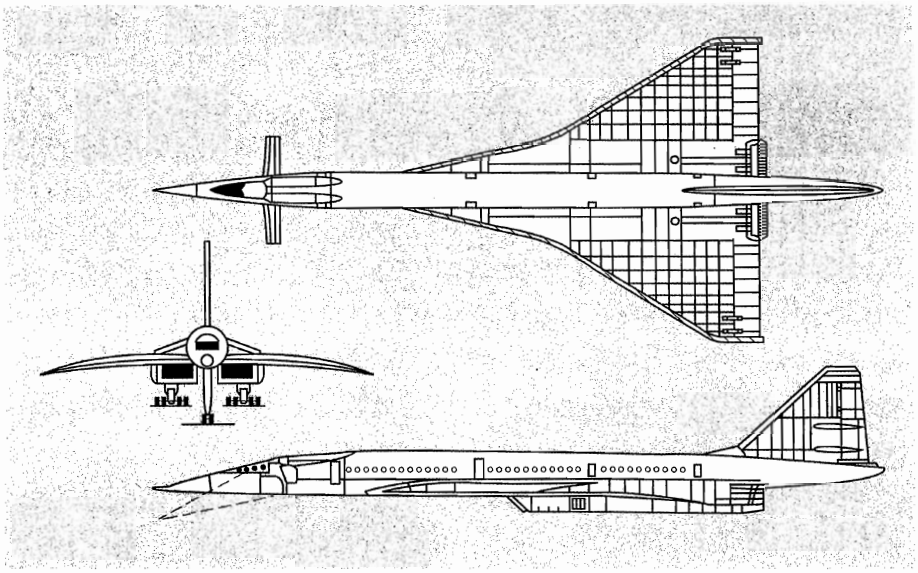


使用特点

图-144是世界上最先飞行的超声速民航客机，在着陆时采用减速伞减速。图-144运用了当时最先进的导航系统和电子计算机技术，但其噪声非常大，在飞机内就像经历风洞试验一样，另外其经济性较差，且服役期间事故频发。

1973年6月3日，在法国巴黎航展上，“协和”飞机与图-144——世界仅有的两种超声速客机——同台进行飞行表演。图-144进行最后一次通场后在爬升过程中，突然转为猛烈的俯冲，随后飞机在空中解体，机上6名机组人员、地面8人遇难，随机的图-144主任设计师弗拉基米尔·连杰罗夫也一同遇难。

1978年5月23日，一架改进型的图-144D进行测试，地面起动点火过程中，燃油管路破裂，飞机起飞后，由于燃油大量泄漏，在3000m高度出现火警，飞机紧急折返，4台发动机先后有3台停车，驾驶舱也充满烟雾，驾驶员冷静应对，在一块平地上以机腹接地成功迫降。8名机组成员中有两名飞行工程师遇难。



技术数据（生产型）

外形尺寸	
机长	65.70m
机高	12.85m
翼展	28m
机翼面积	503m^2
内侧机翼后掠角	76°
外侧机翼后掠角	57°
主轮距	6.05m
前后轮距	19.60m
内部尺寸	
客舱最大高度	1.93m
行李舱和货舱容积	20m^3

重量及载荷	
使用空重	85150kg
最大起飞重量	180000kg
最大着陆重量	120000kg
最大燃油重量	100000kg
性能数据	
最大巡航速度	*Ma*2.35
正常巡航速度	*Ma*1.88
巡航高度	20000m
着陆速度	280km/h
着陆滑跑距离	2600m
最大航程（载140名旅客）	3080km

Tu-154/156（图-154/156）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）

项目概况

图-154是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）研制用于代替图-104、伊尔-18的3发中程客机。该机1966年春开始设计，共制造了6架原型机和预生产型机用于试飞，1968年年初在莫斯科附近的茹科夫斯基工厂进行地面滑行试验，1968年10月4日首次试飞，1971年5月15日开始技术飞行，执行运送邮件任务。1972年2月5日得到苏联民用航空部运送乘客许可，1972年2月9日正式开始航线飞行。

图-156是在图-154基础上改型的采用低温燃油动力装置的飞机。20世纪80～90年代，苏联在图-154飞机上实施低温燃油计划并取得成功。

迄今各型图-154已制造900多架，大部分由俄罗斯民航使用，国外用户有保加利亚、匈牙利、罗马尼亚、古巴、波兰、叙利亚、伊朗和中国等。

主要型别

图-154 基本型。载客量167人。

图-154A 发展型。20世纪70年代初改型，载客量和外形尺寸无变化，采用NK-8-2U发动机，与图-154相比提高了发动机功率，增加了最大起飞重量，改进了设备和系统，提高了飞行性能和可靠性，降低了维修要求。1973年下半年首飞，1974年4月在苏联民航进行试运营，1975年正式投入航班飞行。共生产78架，后来均被改装成图-154B。

图-154B 改进型。动力装置与A型相同。新增加了可供Ⅱ级自动着陆的法国汤姆逊/CSF/SFIM公司自动飞行控制和导航设备。增大了机翼扰流片的作用，改善了横向操纵性。增加了最大起飞重量。机身后气密隔框后移，增加客舱长度，载客量达180人。在A型上用来压重的燃油在B型上可作为正常燃油使用。1977年开始批生产。

图-154M 改进型。1980年提出，重新设计了尾翼，扰流片加大，发动机进气口扩大，原位于中央发动机下的辅助动力装置移至机身尾锥内。为降低油耗换装苏联索洛维耶夫设计局（现并入俄罗斯彼尔姆航空发动机公司）的D-30KU涡扇发动机，其噪声水平符合国际民航组织规范要求。该型飞机燃油效率比图-154B型飞机提高了10%～20%。原型机是由图-154B-2改装，于1982年首飞，1984年开始批生产，1984年12月27日首次交付苏联民航使用。该机可改变舱内布局，标准布局载客180人。批生产飞机采用ABSU-154自动控制系统、欧米伽无线电导航设备以及空中交通告警与防撞系统。之后，在其基础上又发展了几种型别，至1996年年底已生产各型图-154M 324架。

图-154S 货运型。1982年秋提出，1984年开始用于苏联国内和国际航线。在图-154B型的基础上进行改进，机身左侧机翼前方增开一宽2.8m、高1.87m的货舱门。主货舱容积72m^3，整个货舱地板上装有滚珠、滚棒系统，可装运9个2.24m×2.74m的集装货盘。正常载重量20000kg，航程2900km。

图-154IT 20世纪90年代初，北约国家和俄罗斯之间开展“开放天空”(Open Sky)计划。德国奔驰公司、空客公司与图波列夫公司一起将图-154M改装成图-154IT，飞机上装有各种摄影、摄像器材。该飞机是俄罗斯联邦政府用于美国领空执行任务的唯一一种飞机。2007年年底至2008年春季，俄罗斯计划使用新型图-214飞机专用于“开放天空”计划。

图-154LL 专用飞行实验室。用以进行苏联“暴风雪”号航天飞机的航天员训练，试验及其自动着陆系统的选装。

图-155LL 飞行实验室。图-154飞机换装NK-88发动机，可使用液态氢、液化天然气作为燃料。1988年4月15日图-155飞机完成使用液态氢的首次飞行，1989年1月18日完成使用液化天然气的首次飞行，成为世界上第一架采用液态氢和液化天然气的飞机，20世纪80年代末到90年代初，该飞行实验室共完成60次飞行，取得很多成果。

图-154M-100 采用改进的Jasmine航电系统以及新的Aviacor客舱设备。1997年伊朗航空公司订购了12架。

图-154M-LK-1 总统专机。共生产了两架。

图-154M2 双发型。装2台彼尔姆航空发动机公司PS-90A涡扇发动机，燃油消耗量比图-154M降低38%，采用区域导航系统。原计划1995年上天飞行，使用寿命20000h。但研制计划被取消。

图-154M/OS 用于制定“开放天空”条约的勘察型飞机。可用于环境监测、冰上巡逻、

地图绘制和地质勘测。但是该计划已经终止。

图-156S 标准型。由图-154B改型而成，煤油/液化天然气作为机载发动机燃料。1994年4月23日，俄罗斯政府同意拨款将3架图-154飞机改装为图-156标准型，并购买了12台NK-90发动机和6套低温燃料系统，而且在法国斯奈克玛公司建造了一套液化天然气供应装置。可载14500kg的货物或载客130人。航程为2700km。

图-156M 发展型。由图-154M改型而成，载客135人，载油量和性能与图-156S相同。

图-156M2 仅是一项提议。由图-154M改型而成，燃料仅为液化天然气，机身中央的两个油箱可载20000kg的液化天然气，载客量增加到160人。装两台NK-94发动机，航程为4000km。

设计特征

机翼 常规悬臂式全后掠下单翼，全金属铆接3翼梁结构，1/4弦线后掠角35°。中翼梁向左右两侧延伸至副翼内端，5段前缘缝翼占每侧机翼前缘的80%，后缘有3段式开缝襟翼。缝翼为液压驱动，襟翼为电驱动。每侧机翼有4块扰流片，机翼内侧的两个扰流片可作为减速和卸升装置。外段副翼提供横向操纵，内段副翼在飞行中可作为减速板。

机身 普通圆形截面全金属半硬壳式破损安全结构。除机头雷达罩和装有辅助动力装置的尾锥为非增压舱外，其余各舱均为气密增压舱。全部蒙皮均由化学铣加工而成。

尾翼 T形悬臂式全金属结构。水平尾翼1/4弦线后掠角40°，垂直安定面前缘后掠角45°。方向舵和升降舵为蜂窝夹芯结构。尾翼全部操纵面均为液压操纵。

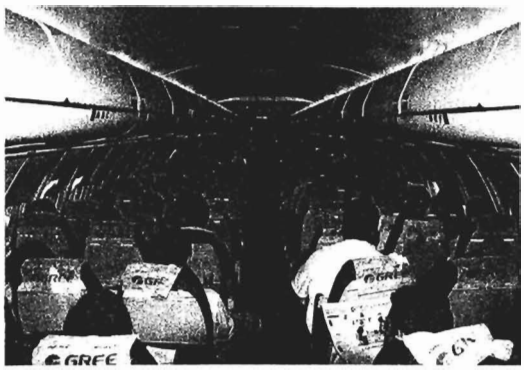
起落架 液压可收放前三点式。前起落架向前收入机身，主起落架向后收入机翼后缘整流罩内。圆盘刹车，有防滑装置。前起落架为并列双轮，轮胎尺寸为800mm×225mm，胎压8.5×10^5Pa，

机轮偏转±63°，主起落架为6轮小车式，轮胎尺寸为930mm×305mm，胎压8.5×10^5Pa。

动力装置 基本型装3台库兹涅佐夫科技联合体NK-8-2涡扇发动机，单台推力93.16kN，机身后部两侧各吊挂一台发动机，带有蚌式反推力装置，第三台发动机置于机身尾部上方，其进气口位于垂尾根部。图-154A装3台NK-8-2U涡扇发动机，单台推力103kN。图-154M装3台彼尔姆航空发动机公司的D-30KU涡扇发动机，单台推力104 kN。标准燃油量41140L，燃油全部储存在机翼的6个整体油箱内。发动机进气道前缘有引气防冰装置。各型都装一台TA-95辅助动力装置。

座舱 驾驶舱内有正、副驾驶员和飞行工程师3个座椅。有两个客舱，由服务间隔开，基本型的标准布局为每排6座，前舱54座，后舱104座，共158座。图-154M的客舱布局为全部经济舱载客166人，排距75cm，有热菜配餐间；两级客舱布局载客146人，头等舱12人，经济舱134人，每排6座，单通道。客舱所有设备采用可洗涤、非易燃的材料。前舱前方和两舱之间设有两个客舱门，机身右侧设有应急门和服务间门，所有这4个门都向外开，共有6个应急出口。地板下两个货舱为增压舱，设有两个向内开的舱门，并有货物装卸设备。机尾下部还有一个较小的非增压货舱。

系统 空调系统为客舱增压，压差0.58×10^5Pa。3套工作压力为207×10^5Pa的



液压系统，由发动机驱动的液压泵供压。任何一套液压系统都可以独立地驱动机轮刹车、操纵系统助力器、襟翼、扰流片和起落架收放。发动机带动3台40kW交流发电机，提供115/220V、400Hz三相交流电，还有一套36V、400Hz交流和27V直流发电系统，另有4个蓄电池。每个发动机短舱内都有灭火系统。辅助动力装置带动一台12kW直流发电机或40kV·A的主交流发电机，作为应急电源系统。行李舱内有烟雾报警器。两套防冰系统，机翼前缘为电热防冰，尾翼前缘采用发动机引气防冰。

机载设备 3余度惯性导航系统；近地告警系统；空中交通告警与防撞系统；测定相对地面导航台距离和航向的无线电导航系统；修正偏航角和对地速度的多普勒雷达系统；活动地图显示器，可记录惯性导航系统和无线电导航系统的数据；数字/模拟混合型计算机可以综合来自飞机大气数据传感器和导航设备的数据，提供给自动飞行控制系统使用；应答器提供本机速度、高度以及对地面雷达的识别；以及3套迎角传感器，PB-5无线电高度表，APK-15型无线电罗盘，短波和超短波通信电台，装在机头罩内的气象雷达，与自动驾驶系统配套使用的3通道自动驾驶仪。1995年以前，飞机起飞到400m以后到降落至30m之前这一飞行阶段使用自动飞行控制系统。1995年后，采用新型Jasmine系统，可在整个飞行阶段提供自动飞行控制。

使用特点

图波列夫实验设计局最初设计的客机图-104和图-114是以喷气式轰炸机图-16和图-95为原型机研制的，而图-154飞机是其第一种按西方设计标准研制的客机，也是苏联第一种未使用军用原型机研制的干线客机。

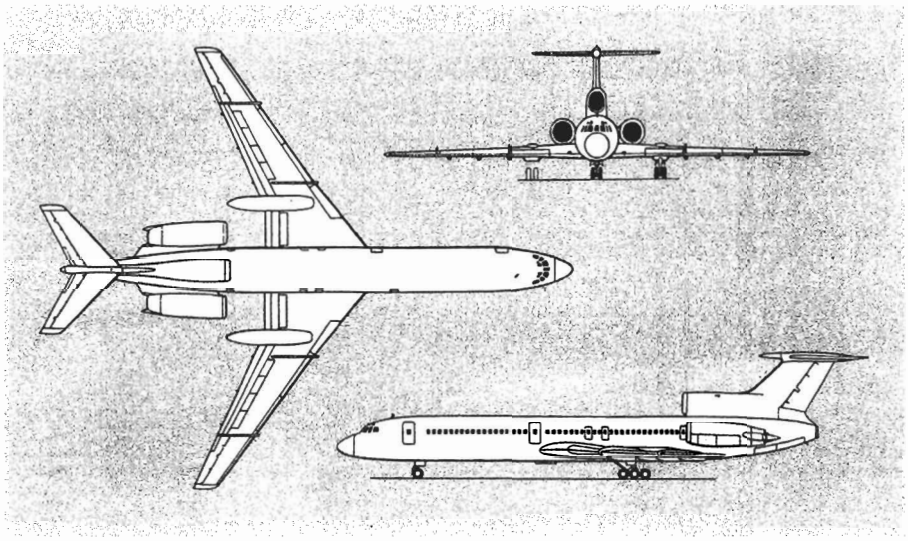
图-154各型飞机共生产了900多架，是一种比较成功的民用客机。20世纪80年代，各型图-154飞机占据了苏联民航机队的最大份额，同时欧洲、亚洲以及非洲的80多个城市使用该飞机。由于图-154飞机在研制和投入使用期间功绩卓越，1980年曾被授予列宁勋章。

图-154飞机最大的设计特点是其在机身尾部装配3台发动机，具有以下优势：①缩短发动机之间侧向间距，使减少一台发动机而产生的偏航力矩减小；②发动机置于机身尾部，可以减少机舱内的噪声；③同吊挂于翼下位置相比，发动机装于机身尾部，减少了发动机与地面之间的冲突，同时也使飞机高度相应减小。

图-154飞机的飞行实验室图-155LL型不仅可以使用液态氢，也可以使用液化天然气作为燃料，是世界上第一款低温燃料型飞机，图-155LL飞机的出现突破了航空低温技术难题。

在图-204飞机使用以前，图-154飞机是俄罗斯最经济的客机，飞机价格很低廉，但相对来说使用寿命较短。该飞机服役以来共发生62

起意外事故，属于事故率较高的飞机，但这些事故并非因飞机设计缺陷，而大多因为恶劣的跑道条件或机组人员失误造成，其中还包括 6 起因恐怖袭击或军事行动造成的损失。



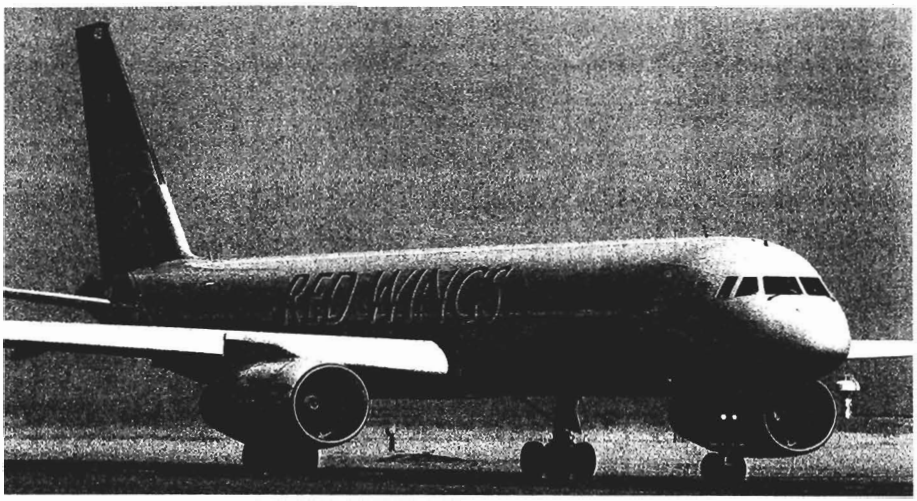
技术数据 (图 -154M)

外形尺寸	
机长	47.90m
机高	11.40m
机身直径	3.80m
翼展	37.55m
机翼面积	201.45m^2
主轮距	11.50m
前后轮距	18.92m
客舱门 (高 × 宽)	1.70m × 0.8m
主行李舱门 (高 × 宽)	1.20m × 1.35m
内部尺寸	
客舱	
长度	22.57m
高 × 宽	2.02m × 3.58m
容积	163.20m^3
前主行李舱容积	21.50m^3
后主行李舱容积	16.50m^3

重量及载荷	
使用空重	55300kg
最大起飞重量	100000kg
最大着陆重量	80000kg
最大商载	18000kg
最大零燃油重量	74000kg
最大燃油重量	39750kg
性能数据	
最大巡航速度	950km/h
经济巡航速度	900km/h
最大巡航高度	11900m
实用升限	12100m
平衡起飞场长和着陆场长	2500m
航程	
最大商载	3700km
载重 12000kg	5200km
最大燃油 (载重 5450 kg)	6600km

Tu-204/214（图-204/214）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）



项目概况

图-204/214是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）研制、乌里扬诺夫斯克“航星”工厂生产的中短程窄体客机，用于取代图-154和伊尔-62客机。

图-204飞机于1983年开始研制，1985年开始详细设计，首架装苏联索洛维耶夫设计局（现并入俄罗斯彼尔姆航空发动机公司）PS-90AT发动机的原型机于1989年1月2日首飞，随后又生产了两架原型机，以及用于静力和疲劳试验的两架机体。第四架装英国罗罗公司RB211-535E4-B发动机的原型机于1992年8月24日首飞，并参加了同年的英国范堡罗航展。图-204飞机于1990年在乌里扬诺夫斯克“航星”工厂开始正式生产，1993年5月开始交付使用。

图-214是在图-204-200基础上改进的飞机，其外形与图-204没有什么区别，但对飞机内部进行了重新设计，俄罗斯喀山航空生产联合体负责飞机生产。图-214于1994年开始生产，首架原型机（RA-64501）于1996年2月5日完成总装，1996年3月21日实现首飞，2001年5月23日开始交付。

截至2008年3月，共有34架图-204/214系列飞机在服役，其运营商主要包括哈巴罗夫斯克远东航空公司（Dalavia）、俄罗斯国家航空公司（Rossiya）、克拉斯航空公司（KrasAir）、符拉迪沃斯托克航空公司（Vladivostok Avia）、西伯利亚航空公司等俄罗斯航空公司，以及埃及航空公司、古巴航空公司和朝鲜航空公司等。此外，图-204系列飞机还有75架的确认和意向订单，其中包括中国国际货运航空公司的5架图-204-120C订单。按2006年美元币值计算，图-204-100和图-214单价约3000万美元，图-204-120单价3300万～3850万美元，图-204-300单价约2700万美元。

主要型别

图-204 基本型。最多可载214名乘客，最大商载21000kg，装两台彼尔姆航空发动机公司PS-90A涡扇发动机，单台推力158.3kN。

图-204C 图-204的货运型。可承载27000kg载荷。2003年8月获得型号合格证。

图-204-100 图-204的增程型。飞机几何尺寸、商载和动力装置没有变化，但增加了载油量，最大起飞重量为103000kg。

图-204-100C 图-204-100的货运型。商载增加，但最大航程减小。1994年推向市场。货舱容积为180m³（不包括前、后地板下的部分）。

图-204-120 基本与图-204-100相同，但动力装置采用罗罗公司的RB211-535E4涡扇发动机和俄罗斯的航空电子设备。原型机于1992年8月14日首飞，第一架生产型飞机于1997年3月7日首次飞行，1997年7月16日取得型号合格证，1998年11月首次交付。前5架图-204-120C配装俄罗斯生产的航电设备，后来的飞机采用美国霍尼韦尔公司的航电设备，包括一套VIA-2000。

图-204-120C 图-204-120的货运型。基本与图-204-100C相同，但动力装置采用罗罗公司RB211发动机。1997年11月10日首飞，1998年4月取得型号合格证。其商载为30000kg的高重量型飞机在2004年获得认证。

图-204-122 与图-204-120相同，但改用美国柯林斯公司的航空电子设备。目前仍未投产。

图-204-200 飞机尺寸和动力装置与图-204-100相同，商载和最大起飞重量进一步增加，载油量稍有增加。从2000年年中开始，将这种机型改称为图-214。

图-204-200C 与图-204-200相同，但商载增加，最大航程减小。也称为图-214C。

图-204-220 与图-204-200相同，但动力装置采用罗罗公司的RB211-535E4或RB211-535F5涡扇发动机，单台推力191.7kN；或采用由图波列夫公司提供资金、普惠公司研制改进的PW2240涡扇发动机，单台推力185.5kN。配备美国联信公司的航空电子设备。1998年开始研制。被俄罗斯喀山航空生产联合体称为图-224。

图-204-300 图-204-100的改进型。2003年8月17日首飞，升级了机载设备，机身加长了6m，载客量达162人。作为中程干线飞机，载客162人飞行8000km，或载客100人飞行9000km。

图-204P 图-204-200的海上巡逻型。1997年1月获得俄罗斯海军批准，用于取代伊尔-38海上反潜巡逻机和别-12短程海上巡逻机。

图-204K 双重燃油型。早先的图-204-600，后来称为图-206。在图-204基础上改进，吸收了早先图-136和图-156的低温推进项目的经验，常规油箱用于装载煤油，载油量为5500kg，在客/货舱上方另设一个燃油箱，可载22500kg的液化天然气。动力装置采用彼尔姆航空发动机公司PS-92涡扇发动机，单台推力160.8kN。载客210人的航程为5300km，或最大商载（25200kg）航程为3600km，最大起飞重量110750kg。

图-214 图-204-100的远程增重型。该机配装彼尔姆航空发动机公司的PS-90A发动机，普惠公司的PW2037为备选发动机之一。原型机飞行试验在完成大约300次飞行后被暂停，2000年5月重新恢复飞行试验。为哈巴罗夫斯克远东航空公司（Dalavia）生产的两架飞机中的第一架于2001年4月10日首飞，5月23日交付，在莫斯科和亚洲航线服务；第二架于2001年10月20日交付。

图-214F 货运型（载重量30000kg）。2002年开始设计。

图-214D 远程型。载客量150人。最早在2002年中期提起。辅助燃料箱在地板下的货舱内，航程可能增加到9200km。

图-214VSSN 为俄罗斯总统设计的VIP型，即第四架生产型图-214，2002年6月22日首飞。

图-216 双重燃油型。在图-204基础上进行了改进，前舱上方和机身中央处各有一个油箱，可载21000kg的液化天然气。动力装置采用萨马拉“劳动”科研生产联合体研制的HK-94涡扇发动机。载客210人，航程为4300km。

图-234 即图-204-300。1994年宣布研制，其机身缩短5.80m，机翼前缩短3.00m，机翼后缩短2.80m；装推力为158.3kN的PS-90发动机。该机既可配备俄罗斯的航空电子设备，也可以配备西方的航空电子设备。

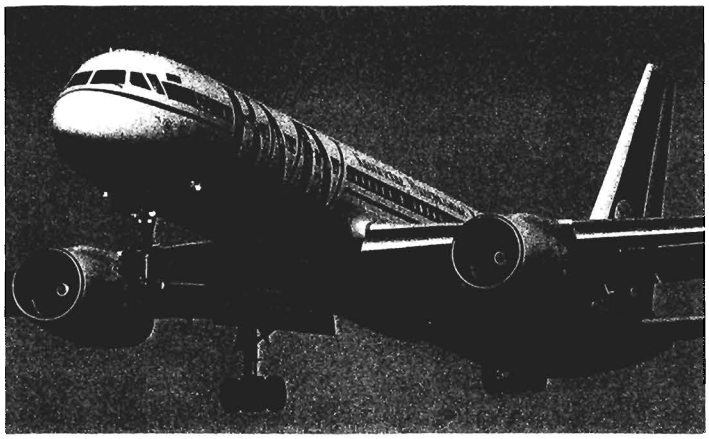
设计特征

机翼 常规中下单翼、后掠角28°，翼尖带有翼梢小翼，采用超临界翼型，翼根处相对厚度14%，翼尖处9%～10%，带有上反角并采用负扭转。3段双梁机翼，金属结构，部分蒙皮采用复合材料，扰流片、减速板和襟翼都采用碳纤维蒙皮，翼根整流罩采用玻璃纤维复合材料制成，机翼前缘部分采用复合材料。

机身 全金属半硬壳式椭圆形增压机身，采用铝锂合金和钛合金，机头雷达罩和一些舱盖采用复合材料。

尾翼 垂尾扭矩翼盒为整体油箱，用于在飞行中自动配平重心。水平安定面、方向舵和升降舵部分采用复合材料。

起落架 液压可收放前三点式。电

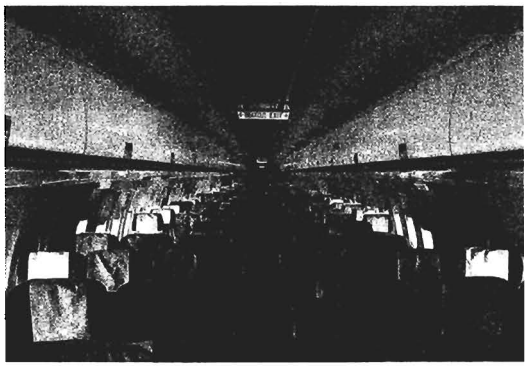


和卫生间，载客184人和200人的布局还多设了两个卫生间，而且增大了商店和厨房的空间；载客212人的布局在后舱设有两个卫生间。其他布局可根据用户需要增设或增大卫生间和厨房空间。前舱和后舱的客舱门设在机身左侧，服务间门设在右侧。①类型布局在机身两侧机翼的前面和后面都设有应急出口并带有充气滑梯以备急用。图-204-200客舱地板下有两个行李舱/货舱，总共可容纳8个LD3-46标准集装箱。配备有货物自动装卸系统，并备有人工装卸系统。

子液压可操纵转弯双轮式前起落架向前收入机身，4轮小车式主起落架向内收入机翼/机身整流罩内。电控圆盘碳刹车。主轮尺寸为1070mm×390mm，前轮尺寸为840mm×290mm。早期采用美国固特异公司的轮胎，从2000年后改为法国米其林公司的M12601-01型轮胎。

动力装置 图-204基本型、图-204-100、图-214翼下装两台彼尔姆航空发动机公司PS-90A高涵道比涡扇发动机，单台推力158.3kN。图-204-120/220装两台罗罗公司的RB211-535E4/F5轴流、高涵道比涡扇发动机，单台推力191.7kN。6个整体油箱分别位于机翼内、机身中段、邻近行李舱处和尾翼内，总燃油容量为40730L。

座舱 驾驶舱内有正、副驾驶员和一名飞行工程师，可另提供一个观察员座位。图-204-200系列有3种基本布局：①184座，前舱为公务舱，30座，每排6座，排距96cm；后舱为经济舱，154座，每排6座，排距81 cm；②200座，全部经济舱，每排6座，排距81 cm；③212座，全部为经济舱，每排6座，排距81 cm。图-234系列的布局为：中短程型载客166人，排距81 cm；远程型载客99人，排距93 cm，或载客160人，排距81 cm。所有布局在驾驶舱后都设有商店、厨房



系统 3余度数字式电传操纵系统，带有备份的3余度模拟式电传操纵系统。3套独立的液压系统，压力为207×10^5Pa。副翼、升降舵、方向舵、扰流片、起落架和减速板由全部3套液压系统操纵。襟翼、前缘缝翼、机轮刹车和前轮转向机构由两套液压系统操纵。电源由两个200/115V、400Hz交流发电机和一个27V直流系统提供。尾锥上有辅助动力装置。

机载设备 采用俄罗斯公司的电子设备，或根据客户要求采用法国泰雷兹公司与美国霍尼韦尔公司的集成设备和美国罗克韦尔·柯林斯公司的标准导航/通信设备。电子飞行仪表系统有两

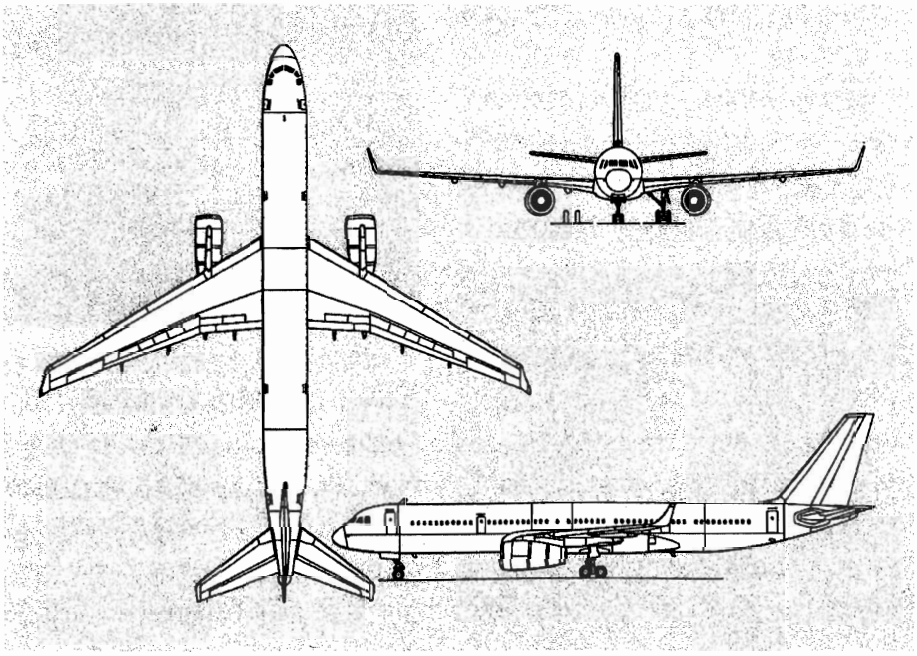
套彩色阴极射线管（CRT）供每个驾驶员飞行和导航使用，另外两个中央CRT供发动机和系统数据使用，全部6个CRT在2002年被液晶显示器代替。配有气象雷达、甚高频电台、高频无线电台和网络通信系统。其他设备包括国际民航组织Ⅲa类最低允许条件下的自动进近和着陆系统，KSPNO-204 3余度自动飞行控制和导航系统（2002年升级）。图-204-100/200装有环形激光陀螺惯性导航系统（RLG INS，美国利顿公司的LTN-101或者霍尼韦尔公司的HG115OBD02）和利顿公司的LTN-2001型全球定位系统。

使用特点

图-204/214系列飞机涵盖了客运、货运、客货两用型别，是俄罗斯仅有的几种符合欧洲最新噪声标准的民机之一。该机的许多性能指标超过了美国的波音757客机，整个系列飞机在商载、航程、发动机、航空电子设备、系统和内部布局上提供给用户较宽的选择范围。

1998年年中，随着欧洲对装有PS-90发动机的图-204飞机的限制取消，该机从1998年12月2日开始向独联体之外的国家交付，其中向埃及开罗航空公司交付租期为7年的图-204-120和图-204-120C货机。

图-204于2000年12月28日获得欧洲缩小垂直间隔（RVSM）标准的适航批准。图-204-100、图-204-120和图-214在2004年年中通过了俄罗斯适航标准（AP-25）和欧洲联合航空要求第25部（JAR25）认证，图-204-300在2005年获得俄罗斯民航局认证。



技术数据（图-204-100）

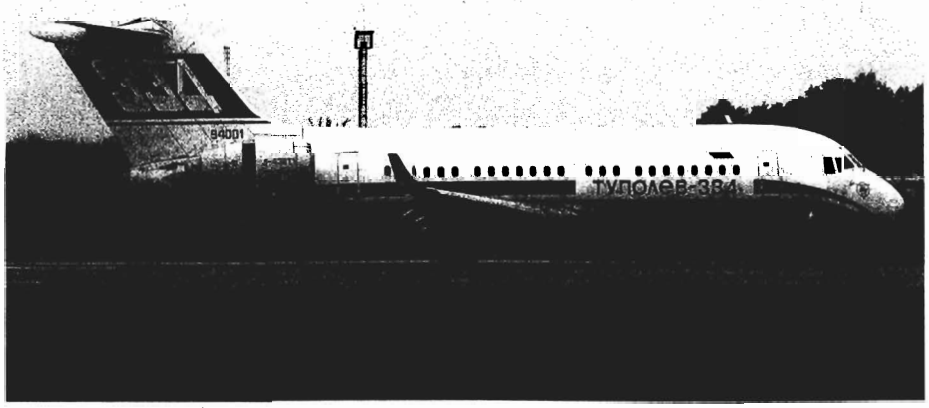
外形尺寸			
机长	46.10m	展弦比	9.6
机高	13.90m	机翼面积	182.4m²
翼展	41.80m	主轮距	7.82m
		前后轮距	17.00m

客舱门	
高 × 宽	1.85m × 0.84m
服务门	
高 × 宽	1.60m × 0.65m
应急门	
高 × 宽	1.44m × 0.61m
内部尺寸	
客舱	
长度	30.18m
最大宽度	3.57m
最大高度	2.28m
前货舱	
高度	1.162m
容积	11.00m^3
后货舱	
高度	1.162m
容积	15.4m^3

重量及载荷	
使用空重	59000kg
最大起飞重量	103000kg
最大着陆重量	89500kg
最大商载	21000kg
最大燃油重量	32400kg
最大翼载	564.7kg/m^2
性能数据	
巡航速度	810 ~ 850km/h
巡航高度	11100 ~ 12100m
起飞滑跑距离	1450m
起飞场长(最大起飞重量)	2045m
着陆场长	2000m
航程	
最大商载	4300km
最大燃油重量	6750km

Tu-334/336（图-334/336）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）



项目概况

图-334是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）研制的双发中短程客机，主要用于取代已老化的广泛使用的图-134。1986年开始研制，第一架原型机(RA-94001)于1995年8月25日在莫斯科航展上展出，原计划1996年首飞，但由于缺乏资金而推迟。RA-94001飞机最终于1999年2月8日首飞。

1999年10月5日俄罗斯政府指定米格飞机制造集团负责图-334飞机的生产，总耗资约3.7亿美元。2000年4月7日俄罗斯塔甘罗格工厂交付首个图-334机身，俄罗斯乌里扬诺斯克飞机工厂负责生产图-334前机身，乌克兰基辅航空工厂和俄罗斯联邦喀山工厂提供其他组件，米格飞机制造集团负责飞机总装。

2003年俄罗斯和乌克兰宣布成立联合体共同生产图-334飞机。新的联合体负责图-334的研制开发、生产、取证、销售、技术支持、维修及其他相关工作，并负责开发和生产各阶段的费用支出。2003年8月2日，第二架飞行用原型机（005号）完成装配，同年11月21日完成首飞，11月27日交于茹科夫斯基市格罗莫夫飞行试验研究院进行飞行试验。原定于2003年6月完成第三架（003号）原型机生产，但由于种种原因，直到2007年8月第三架原型机还未首飞。不过，2008年7月31日，图波列夫公司负责人宣称，图-334在未来6个月内将开始正式商业生产。

目前，图-334各型飞机订单总数超过90架，其中包括俄罗斯航空公司、巴什基尔航空公司、秋明航空公司以及鞑靼斯坦航空公司等。俄罗斯航空航天局预测仅独联体国家市场需求约为350架。

图-334-100单机价格为1600万～1800万美元，图-334-200单机价格约2000万美元（按2003年币值计算）。

主要型别

图-334-100 基本型。装两台乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局的D-436T1发动机。有两种不同的客舱布局：两级客舱布局载客72人（头等舱12人，排距102cm；经济舱60人，排距78cm），全部经济舱布局载客102人，排距81cm。原型机即为该型别。

图-334-100C 图-334-100的货运型。地板下货舱内可放置6个2.24m×3.17m的货盘。

图-334-100D 增程型。1995年在莫斯科航展上展出。在图-334-100基础上改型，翼展加长到32.61m，机翼面积增大。换装D-436T2发动机，推力80.4kN。最大起飞重量增加到54420kg，增加载油量，额定载荷下航程增加到4100km。载客102人。未生产。

图-334-120 与图-334-100相同，换装英国罗罗公司的BR710-48涡扇发动机，推力88.9kN。第三架原型机就是该种型别。

图-334-120D 1998年提出。换装罗罗公司的BR715-56发动机，与图-334-100D相比，增加了起飞重量和航程。

图-334-200 基本类似于图-334-100D，早期编号为图-354。机身加长3.9m，增加翼展，主起落架换成4轮小车式。配装大推力D-436T2发动机。载客126人，排距81cm。

图-334-220 1998年提出。采用罗罗公司的BR715-56发动机，最大起飞重量进一步增加到54800kg。

图-334-220D 图-334-220的增程型。

图-334K 2003年研制的低温燃油短程型。可装载7000kg液化天然气和2000kg航空燃油。采用罗罗公司的BR710C发动机，航程2000km，载客102人。

图-336 计划中的低温燃油型。整流油箱几乎与客舱顶板一样长，可装载1300kg液化天然气。装两台D-436T2发动机。载客102人，航程2700km。1998年对外公布，目前已被图-334K取代。

设计特征

机翼 与图-204的机翼有很多相同之处，常规中下单翼，后掠角24°，翼尖带有翼梢小翼，采用超临界翼型，带有上反角。每侧机翼有两段后缘襟翼，内侧襟翼前面是两片减速板，外侧襟翼前面是两个扰流片；机翼两侧有4段前缘缝翼，常规副翼，没有补偿片。

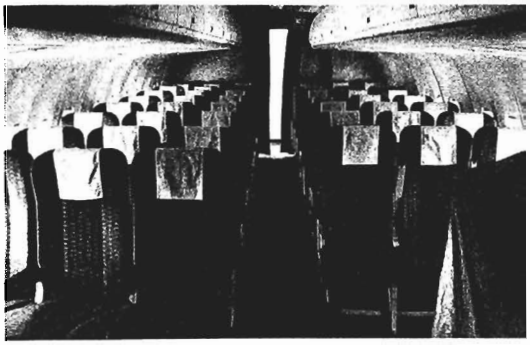
机身 比图-204型短，圆形截面全金属半硬壳式结构。

尾翼 T形尾翼，常规升降舵和方向舵。

起落架 液压可收放前三点式。图-334-100的起落架均为双轮式，但图-334-200的主起落架改为4轮小车式，主起落架向内收入机翼/机身整流罩内。主轮规格1070×390-480R，前轮规格680×260-355R。主起落架机轮后面有大片整流栅。

动力装置 后置发动机。图-334-100装两台乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局的D-436T1涡扇发动机，单台推力73.6kN。图-334-100D/图-344-200装两台D-436T2涡扇发动机，单台推力80.4kN。图-334-120/图-344-120D/图-344-220装两台罗罗公司的BR715-56涡扇发动机，单台推力88.9kN。燃油装于机翼整体油箱中，总载油量为9540kg（图-334-100）或者15700kg（图-334-100D，图-344-120D，图-344-200，图-334-220）。

座舱 驾驶舱内有正、副驾驶员和飞行工程师3个座椅，另外还可提供一名领航员或观察员座椅。基本型有3种单通道基本客舱布局：混合型布局载客72人（头等舱12人，每排4座，排距102cm，通道宽73cm；经济舱60人，每排6座，排距81cm，通道宽49.5cm）；全部经济舱载客102人，排距81cm；混合型布局载客74人（公务舱8人，



经济舱 66 人）。3 种布局在驾驶舱后都设有商店、厨房和卫生间，客舱后部也设有卫生间和服务间。载客 72 人的布局在客舱前后还多设了两个厨房。其他布局可根据用户需要增设或增大卫生间和厨房空间。前舱和后舱的客舱门设在机身左侧，服务间门设在右侧。地板下层是行李舱 / 货舱，货舱门在机身右侧。图-334-200 也有两种单通道基本客舱布局：两级客舱布局载客 110 人（头等舱 8 座，每排 4 座，排距 99cm；经济舱 102 人，每排 6 座，排距 81cm）；全部经济舱载客 126 人，排距 81cm。客舱内设施和舱门与图-334-100 相同，只是在两侧机翼上方增设了应急出口。

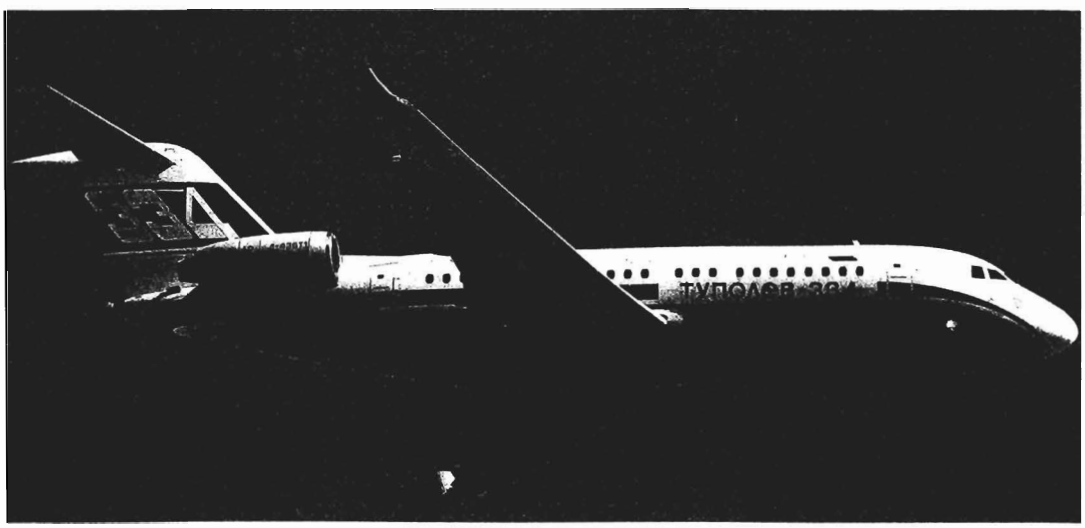
系统 采用电传操纵系统，但还备有液压和机械操纵系统。

机载设备 卫星导航系统，美国霍尼韦尔公司的无线电导航系统，驾驶舱内装有多功能平板显示设备，在国际民用航空组织第Ⅲa 类允许条件下使用的自动着陆系统。采用前置气象雷达。

使用特点

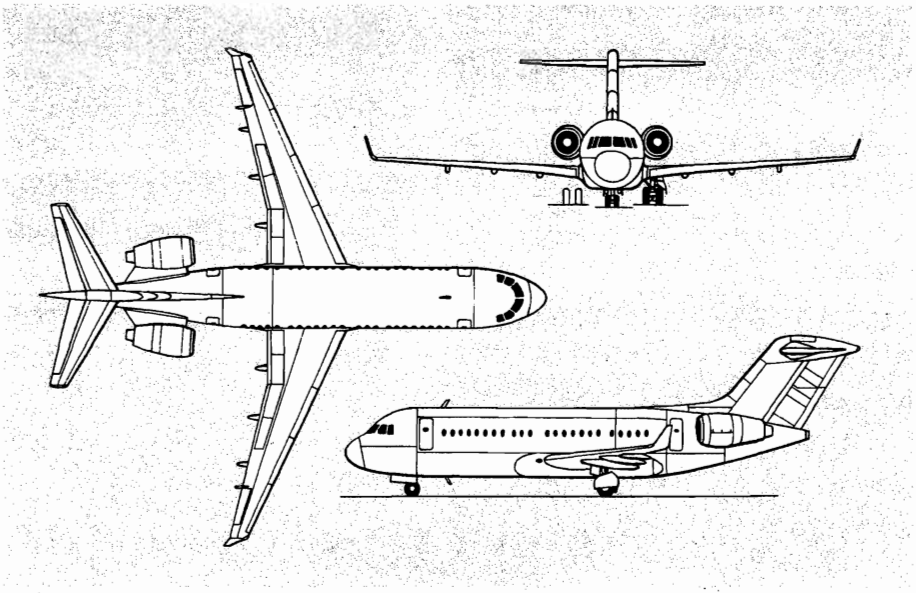
图-334 系列飞机的设计可满足国际市场的各种要求。飞机全部采用国际标准，遵从国际民用航空组织及美国和欧洲航空条例有关规定。图-334 飞机客舱配置可按客用要求改装，并增大了客舱上方的行李箱容积，降低了客舱及驾驶舱内噪声水平。提供声频 / 视频娱乐系统以及卫星通信系统。另据称未来如果采用副油箱，其航程可增大到 6400km。

图-334 驾驶舱设计采用现代化座舱环境标



准，特定区域照明引入“黑暗”座舱概念（除非有紧急故障，否则座舱面板会保持低光度，减少造成驾驶员精神压力的因素，增加发出警告时驾驶员的敏感度）。图-334飞机主起落架机轮后面有大片整流栅，可防冰雪和泥浆灌入发动机内。

图-334飞机具有低廉的价格，定价约1600万美元，相对于西方国家同类飞机非常便宜。而且相对于超过6000万美元的加拿大庞巴迪宇航集团喷气式公务机，图-334公务型飞机价格仅为4300万～4400万美元，便宜近30%。2008年图波列夫公司负责人称图-334飞机非常独特，“无论在俄罗斯还是其他地方都极具竞争力”。



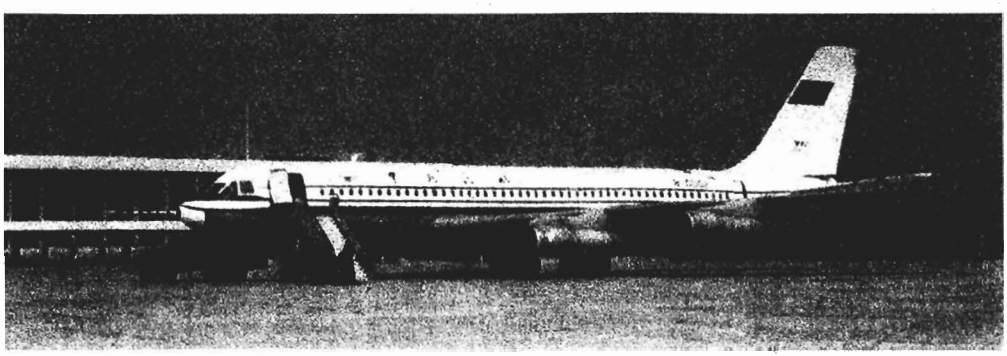
技术数据（A：图-334-100，B：图-334-200）

外形尺寸	
机长	
A	31.26m
B	35.16m
机高	
A	9.38m
翼展	
A	29.77m
B	32.61m
展弦比	
A	10.2
B	10.6
机翼面积	
A	83.23m^2

B	100.0m²
主轮距（所有机型）	4.80m
前后轮距	
A	11.75m
内部尺寸	
客舱长度	
A	17.84m
客舱高度	
过道上方（所有机型）	2.185m
行李架下方（所有机型）	1.70m
客舱最大宽度（所有机型）	3.57m
客舱容积	
A	118.0m³
重量及载荷	
使用空重	
A	28950kg
B	33975kg
最大起飞重量	
A	47900kg
B	54470kg
最大着陆重量	
A	43500kg
最大商载	
A	12000kg
B	15000kg
最大燃油重量	
A	9540kg
B	15700kg
最大翼载	
A	575.5kg/m²
B	544.7kg/m²
最大推力载荷	
A	325kg/kN
B	339kg/kN
性能数据	
巡航速度（高度 10600 ～ 11100m）	800 ～ 820km/h
使用高度	11100m
平衡场长	
A	2100m
满载航程	
A	3150km
B	2200km
噪声特性（估计值）	
起飞噪声	85.8dB
进近噪声	97.4dB
侧向噪声	92.0dB

Y 10（运10）

中国上海飞机工业公司（原中国上海飞机制造厂）



项目概况

运10是原中国上海飞机制造厂研制的4发远程喷气式运输机，是中国第一架自行设计、自行制造的大型客机。运10飞机研制工作开始于1970年8月，1980年9月26日原型机在上海首飞成功。主要设计要求包括航程大于7000km，速度900km/h，起飞滑跑距离不大于1300km，安全可靠，舒适性好，载客100人左右，可用于国内外航线。从1980年10月起，运10曾先后转场北京、合肥、哈尔滨、乌鲁木齐、广州、昆明、成都，并7次飞抵西藏拉萨，是我国第一架飞越“世界屋脊”的自行设计的飞机。到1985年2月停飞为止，累计试飞130架次、170飞行小时。试飞最远的不着陆航程为3600km，最长留空时间为4h49min，试飞最高机场海拔3540m。1986年运10停止研制。目前，用于试飞的该型机停放在上海大场机场。

主要型别

共制造两架运10飞机，01架用于静力试验，02架用于试飞。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼。尖峰高亚声速翼型，机翼根部反弯度翼型，全翼展整体油箱。上反角7°，安装角2°，1/4弦线后掠角33.5°。机翼采用双梁单块式铝合金铆接结构。翼前缘配置了全翼展前缘襟翼。机翼前缘用热气防冰。

机身 半硬壳式结构，机身截面由两段圆弧构成倒8字形（∞）。共有87个隔框，其中1～74框为气密舱。

尾翼 全金属结构。平尾为全动式，最大可上偏2.5°，下偏12°，垂尾为对称翼型。

起落架 前三点式，前轮转弯角为左右各56°。双轮式前起落架向前收于机身，前轮尺寸为900mm×300mm，胎压8.34×10^5Pa。4轮式主起落架向内收于机身下部的起落架舱内，主轮尺寸为1150mm×410mm，胎压10.30×10^5Pa。

动力装置 机翼中段下吊挂4台普惠公司的JT3D型涡扇发动机，单台推力84.5kN。发动机装有反推力装置，供着陆时缩短滑跑距离。最大载油量51000kg。燃油均装在机翼整体油箱及中央翼油箱中。可用压力加油或普通重力方式加油。有应急放油系统。发动机进气道前缘用热气防冰。

座舱 驾驶舱采用5人制。两级客舱布局124座（头等舱16座，排距105cm，过道宽50cm；经济舱108座，排距88cm，过道宽43cm）。全经济舱布局149座，排距88cm。高密度布局可达179座，排距73.66cm。前客舱前部和后客舱后部都设有服务间、厨房、衣帽间和储藏室。前舱有一个卫生间，后舱有3个卫生间。驾驶窗玻璃用电热防冰。

系统 采用手动和液压助力操纵系统。通过手动操纵调整片实现对升降舵和副翼的人工操纵。液压助力器操纵扰流片和方向舵。襟翼操纵系统由液压随动系统实现。配有气动配平系统，各系统还备有应急操纵系

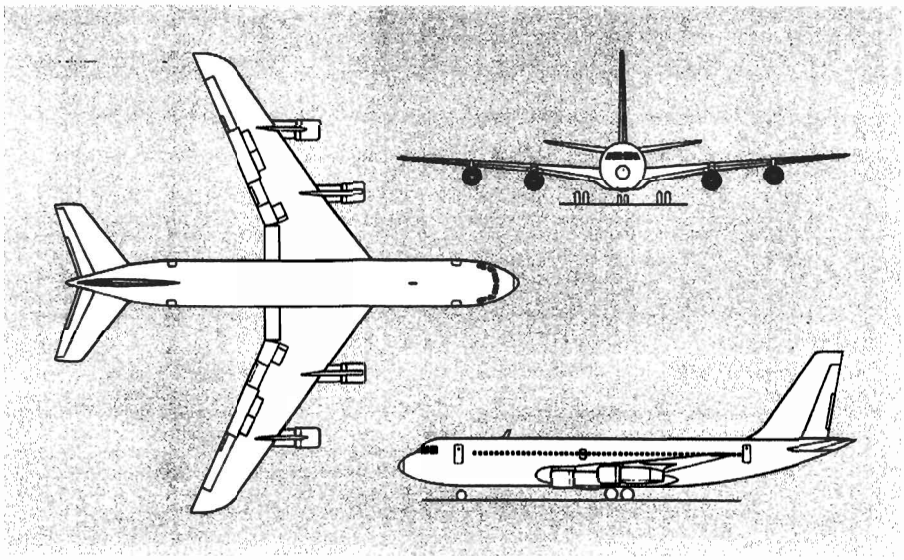
统。液压系统由两个互为应急的独立的主液压系统和辅助液压系统组成。主液压系统的两台液压泵由两台内侧发动机驱动，辅助系统的能源是两台电动泵。液压系统工作压力为 207×10^5Pa。电气设备采用 4 台交流发电机，备有应急蓄电池。空调系统由两台发动机驱动两台压气机组做主气源，正常供气量 6400kg/h，温度调节范围为 16 ~ 30℃。装有两套供驾驶舱和客舱用的氧气系统，每套系统都有固定式供氧设备和携带式供氧设备。4 台 30kV · A、120/208V、400Hz 的交流发电机、并用 4 台 75A 的变压整流器进行直流供电。还备有应急蓄电池。

机载设备 电子设备主要有 627 导航计算机、256 气象雷达、771 多普勒雷达、WL-7 无线电罗盘、108 全向信标 / 仪表着陆接收机、领航 -3 自动领航仪、大气数据计算机。还配有 70 号短波单边带电台两套，CT-3（M）超短波电台两套，救生电台、机内通话设备、播音设备及录音设备、录音机各一套。全套飞行和发动机用仪表。

使用特点

运 10 是我国第一架飞越“世界屋脊”的自行设计的飞机，也是迄今为止中国研制的起飞吨位最大的民用飞机。该机虽因多方原因未能设计定型和投入航线使用，但它在技术上获得的成果，为我国自行研制民用飞机创造了条件，积累了经验。其技术上的突破包括首次采用破损安全概念设计飞机结构；首次采用美国联邦航空条例第 25 部设计标准；首次全面地用电子计算机进行型号设计；首次采用尖峰高亚声速翼型；首次采用由调整片带动操纵面的气动助力操纵形式，省去液压助力装置；首次采用机翼下吊发动机的总体气动布局；首次制造国内最大的全翼展整体油箱和机身气密客舱。这些突破对我国航空工业发展有很大的促进作用。

运 10 飞机在试飞中，经历了最大起飞重量 110000kg、最大飞行高度 12000m、最大飞行马赫数 0.86、最大纵向过载 2.0、最大起飞侧风 12.2m/s 的飞行。从试飞结果看，运 10 飞机具有较好的机场适应性，能够经受长航程、高原、高温、恶劣气候考验，并连续 7 次沿“死亡航线”飞抵拉萨，具有良好的技术性能。

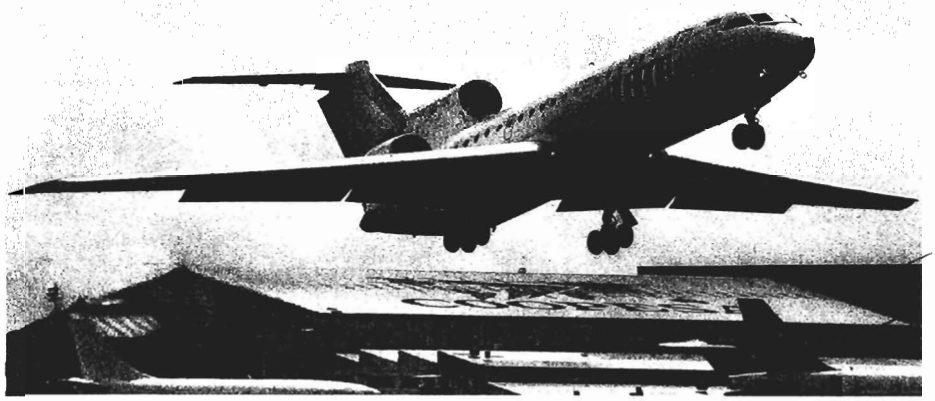


技术数据

外形尺寸	
机长	42.93m
机身长	40.75m
机高	13.42m
翼展	42.24m
机翼面积	244.46m^2
内部尺寸	
客舱	
长度	30.4m
宽度	3.48m
高度	2.2m
容积	200.5m^3
前货舱容积	15.65m^3
后货舱容积	20.36m^3
重量及载荷	
最大起飞重量	110000kg
最大着陆重量	83000kg
最大商载	15000kg
最大零燃油重量	73000kg
最大燃油重量	51000kg
最大翼载	450kg/m^2
性能数据	
最大巡航速度（重量 100000kg，高度 8000m）	974km/h
经济巡航速度（重量 100000kg，高度 11000m）	917km/h
最大巡航高度	12000m
最大爬升率（最大起飞重量）	20m/s
起飞场长（最大起飞重量）	2318m
着陆场长（最大着陆重量）	2143m
航程	
载重 15000kg	6400km
载重 5000kg	8300km

Yak-42（雅克-42）

俄罗斯雅克福列夫实验设计局（原苏联雅克福列夫实验设计局）



项目概况

雅克-42是苏联雅克福列夫实验设计局（现为俄罗斯雅克福列夫实验设计局）基于雅克-40的设计经验研制的中短程运输机，用以取代伊尔-18、图-134和安-24运输机，主要供苏联西伯利亚干线向外延伸的中短程航线上使用。

首架雅克-42原型机于1975年3月7日首飞，1978年1月第一架生产型飞机出厂。1980年年初交给苏联民航试航，1980年9月试航结束后不久开始定期航班飞行。1981年年中有10架雅克-42投入莫斯科—克拉斯诺达尔航线使用。1982年由于失事而停飞，直到1984年10月才重新投入航线使用，飞往萨拉托夫—列宁格勒和莫斯科—比科夫等航线。雅克-42的原型机在苏联斯摩棱斯克飞机工厂试制，批生产则在苏联萨拉托夫飞机工厂进行。共制造了3架原型机。第一架机翼后掠角11°，载100名旅客。后两架机翼后掠角23°，载客120人，但没有设置随身行李柜。在3架原型机试飞后，最后选定了后掠角23°的布局形式。

1988年推出雅克-42D，该型飞机具有较大的使用空重以及较先进的航电设备，客舱内部配置也比原型机舒适。1989年开始生产，2002年停产。雅克-42D是该型机唯一的批量生产型飞机。

截至2002年，雅克-42飞机共生产了188架。截至2008年3月，仍有69架雅克-42系列飞机在各国航空公司服役。此外基于雅克-42设计的MS-21新型干线飞机目前正在研制当中。

主要型别

雅克-42 基本型。1975年首飞。

雅克-42D 取代雅克-42成为标准型。增加载油量，内部做了改进，航程增至2200km（载客120人）。

雅克-42E-LL 发动机试验平台。1991年3月首飞，同年在法国巴黎航展上展出。

雅克-242 采用全新机翼，数字电传操纵系统，阴极射线管显示器，机身加长。最大起飞重量64000kg，最大燃油航程为5000km，可载客130～180人。该项目于1997年因经费短缺被放弃，项目中止前估计已完成30%设计工作。但在2003年，雅克夫列夫实验设计局在雅克-242基础上提出的MS-21计划获得俄罗斯航空航天局提出的中短程干线飞机(BSMS)项目招标。

雅克-42A 雅克-42D的衍生型。改进了氧气罩弹出方式，增大了机翼油箱容量，配置行李架，增大客舱门。发动机吊舱内装有吸声衬垫以减少噪声，采用新型航电系统满足Ⅱ类自动着陆。该型飞机最大起飞重量为57500kg，可载客120人，航程超过2780km。雅克-42A于1998年开始生产。

雅克-142 雅克-42D改型。又称雅克-42D-100。配装美国霍尼韦尔公司的航电系统，增装可伸缩的扰流片，重新设计了发动机进气道。从而使巡航速度提高到850km/h，油耗减少25%～30%，航程增加到4000km。此外还发展了39座的雅克-142的VIP公务型。

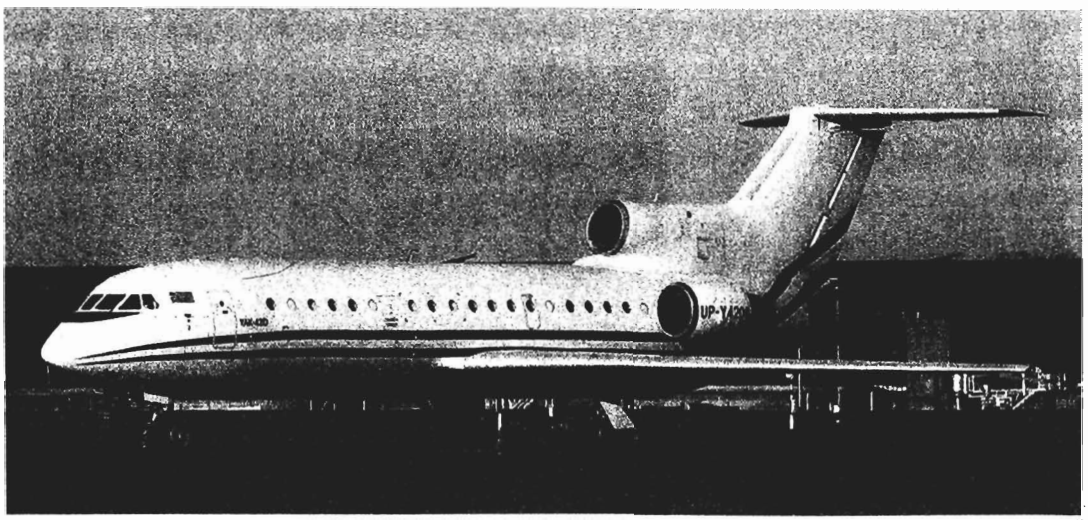
雅克-42D-200 计划的雅克-42加长型(加长6m)。可载客150人，预计载重8000～9000kg时航程达到4000km。原期望1997年之前启动项目，但一直没有获得经费支持。

雅克-42D-90 雅克-42D的90座改型。航程为4000km，巡航高度9754km。

雅克-42T 计划的货运型。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，无上反角，1/4弦线后掠角23°。全金属双梁抗扭翼盒结构。每个机翼上有两段副翼，内段副翼上有伺服片，外段副翼上有调整片。每个机翼上有两段单缝



后缘襟翼，外段襟翼前缘有3段扰流片。全翼展前缘襟翼。

机身 全金属铆接和焊接半硬壳式硬铝结构，主机身为圆形截面，后机身为卵形截面。

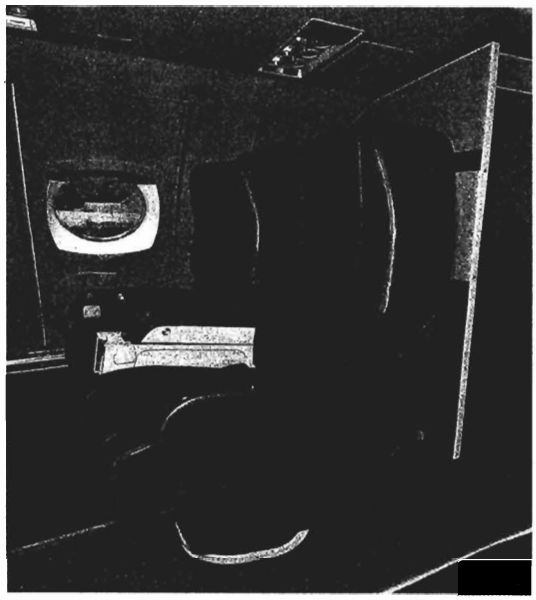
尾翼 悬臂式全金属T形尾翼，所有翼面都后掠。水平安定面安装角可变，每个升降舵上有调整片，方向舵上有调整片和弹簧伺服片。

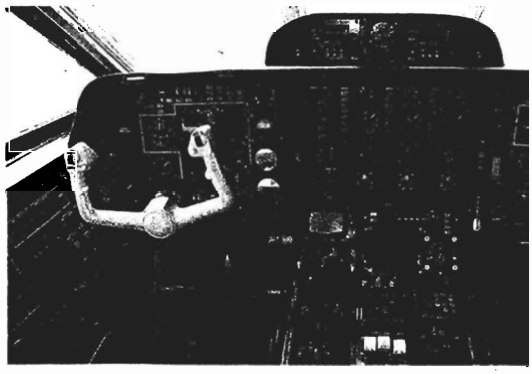
起落架 液压可收放前三点式，4轮小车式主起落架向内收入机身下面。双轮前起落架向前收起。液压备用系统用于起落架的收放。装有油气缓冲器。前起落架为摇臂悬挂式，可转弯。所有机轮采用低压轮胎，轮胎尺寸为930mm×305mm。主起落架上有液压圆盘式刹车装置。

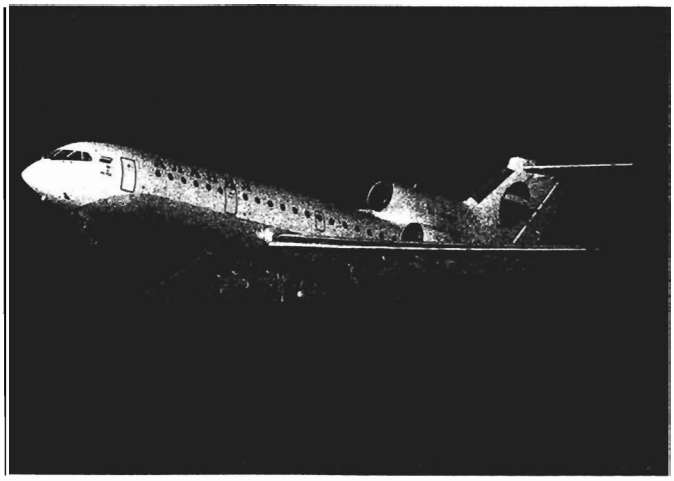
动力装置 装3台乌克兰扎波罗什进步机械制造设计局的D-36高涵道比涡扇发动机，单台推力63.74kN。装在机身尾部上方的中间发动机具有S形进气道。另外两台发动机安装在后机身两侧短舱里。无反推力装置。整体油箱位于机翼翼梁间。辅助动力装置用于发动机起动、地面供电和地面空调，需要时，也可用于空中供电和空调。

座舱 驾驶舱内并排两名驾驶员座椅，需要时，可增加一名飞行工程师座椅。客舱布局为全经济舱120个座位，每排6座，排距75cm，中央过道宽45cm；也可布置104个座位(经济舱96个，头等舱8个)，客舱前后有随身行李和衣帽间。带登机梯的主舱门在后机身，第二舱门在前机身左侧，右侧为服务舱门。后机身有第二个衣帽间和卫生间。地板下有两个货舱，货物从机翼前缘右侧的货舱门装入。每侧都有应急出口。客舱和驾驶舱均为增压舱，带有空调。

机载设备 装有恶劣气象条件下昼夜飞行用的飞行和导航设备。标准设备为SAU-42自动飞行控制系统和区域导航系统以及卫星导航







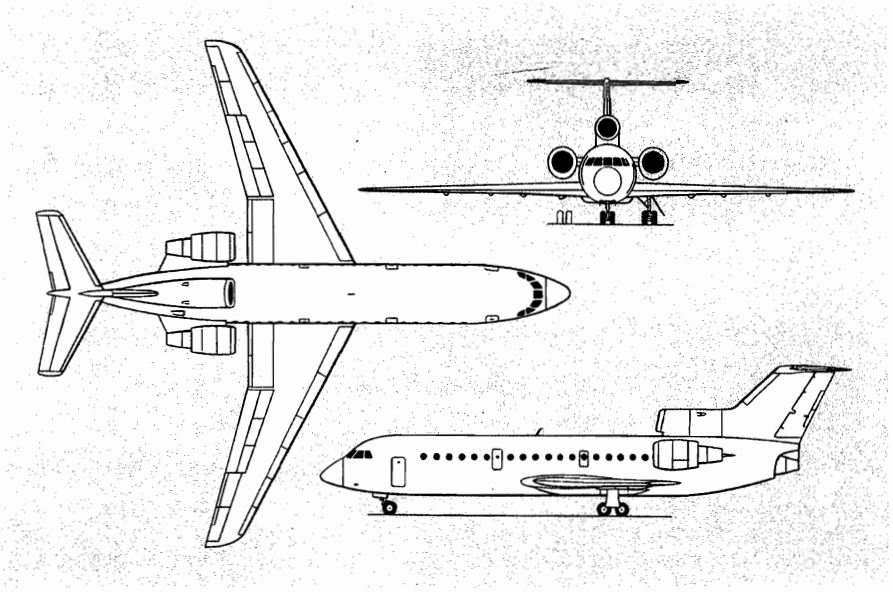
系统、空中交通告警与防撞系统、近地告警系统等。

使用特点

雅克-42是苏联制造的第一种使用高涵道比涡扇发动机的客机，采用3台发动机，可以使用2台发动机飞行，也可以使用1台巡航。

雅克-42的主要设计目标是结构简单，使用可靠，经济性好。该飞机具备在条件差的简易机场起降的能力，可以在气象条件差别很大的边远地区使用并只需最低限度的地面支援设备。雅克-42飞机是按美国联邦航空条例第25部标准进行设计的飞机，可以在欧洲所有国家无限制飞行。

雅克-42采用T形尾翼设计，使飞机存在深失速问题，需要采取自动控制措施来避免。而由于存在这样的设计缺陷等问题，截至2008年5月，雅克-42飞机发生过7起事故，造成526人丧生。其中，有一起空难发生在中国宁夏银川。



技术数据（雅克-42D）

外形尺寸	
机长	36.38m
机高	9.80m
机身直径	3.80m
翼展	34.20m
展弦比	8.11
机翼面积	150.00m^2
主轮距	5.63m
前后轮距	14.78m
前客舱门（高 × 宽）	1.81m × 0.83m
货舱门（高 × 宽）	1.35m × 1.145m
内部尺寸	
客舱	
长度	19.89m

最大宽度	3.60m
高度	2.08m
前货舱容积	19.80m^3
后货舱容积	9.50m^3

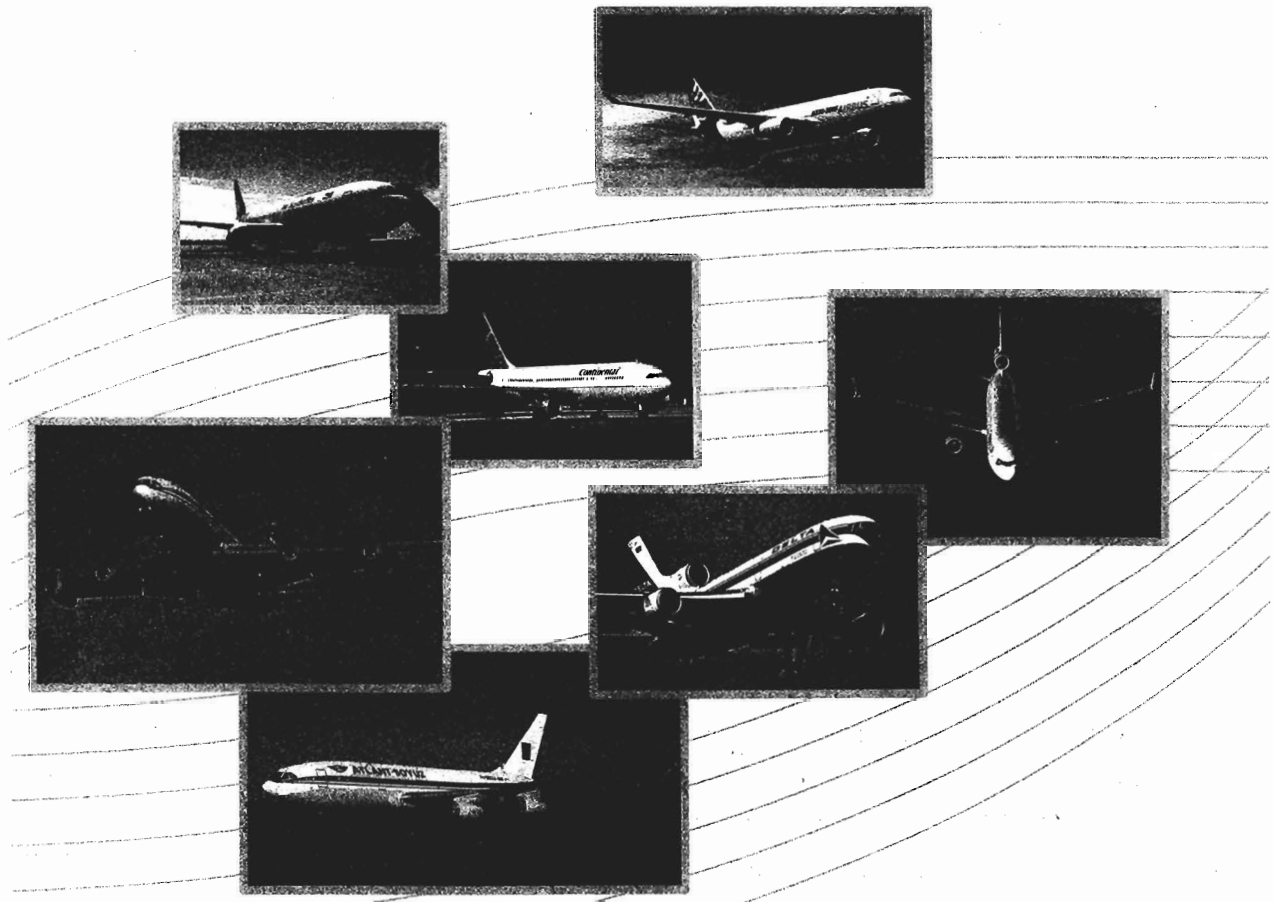
重量及载荷

使用空重	34580kg
最大起飞重量	57500kg
最大着陆重量	50500kg
最大商载	13500kg
最大燃油重量	18500kg

性能数据

最大巡航速度 (高度 7620m)	810km/h
经济巡航速度	750km/h
起飞速度	220km/h
进近速度	210km/h
最大巡航高度	9100m
起飞平衡场长	1800m
着陆场长 (自 15m 高)	1100m
航程 (经济巡航速度，余油 3000kg)	
最大商载	1960km
普通商载 (10500kg)	2790km
最大燃油重量	4000km

200~300座机型



A300

国际合作　空中客车公司

项目概况

A300是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的双发宽体客机。1967年，英国、法国和德国商定合作研制欧洲新型中短程宽体客机，1968年确定设计方案并定名为A300。1969年法国与德国政府宣布，两国在A300计划中所应承担的研制费由两国政府提供，英国只有霍克·西德利公司（现并入英国BAE系统公司）投资。后来，西班牙和荷兰以政府名义参加这一计划，分别提供2%和6.6%的研制费。对A300的生产分工如下：法国宇航公司生产含驾驶舱的机头段、中机身下半部分和发动机挂架，并负责最后总装；英国BAE系统公司（原英国宇航公司）生产机翼主体；德国空客公司生产机身的其余部分和垂尾；荷兰福克公司（1996年宣布破产）生产机翼前后缘和各活动翼面；西班牙航空制造公司生产客舱门、起落架舱门和平尾。

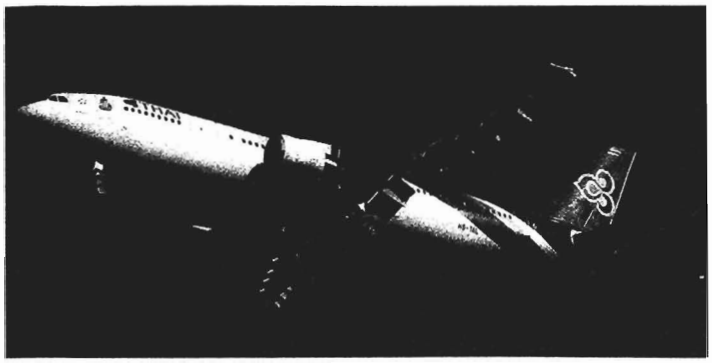
A300于1969年9月开始试制，1970年开始组装，第一架原型机A300B1于1972年出厂，同年10月28日首飞，1972～1973年先后进行了各种结构试验，1974年5月开始交付使用。

A300客机在投入市场初期，大部分订单都是来自于生产飞机的本地国家的用户，如法国航空公司和德国汉莎航空公司。曾经有段时期，空客公司甚至有16架完工但是没有主顾的“白尾”（飞机垂直尾翼没有涂航空公司的标志）A300闲置在停机坪上。1977年美国东方航空公司租借了4架A300，随后又订购了23架，从此A300系列客机开始热销。截止到2007年7月停产，A300各型机共有561架订单，到2007年年底已全部交付。按2006年币值计算，A300-600的单价为1.05亿美元。

主要型别

A300B1　原型机。仅生产两架，机长50.97m，装两台CF6-50A涡扇发动机。

A300B2-100　早期生产型。在A300B1的基础上机身加长3段，共2.65m，增加3排座位，载客量增加到331人，装两台CF6-50C涡扇发



动机。第一架原型机于1973年6月试飞，1974年3月获法国和德国适航局型号合格证，1974年5月获美国联邦航空局型号合格证，1974年5月30日开始交付使用。

A300B2-200 类似于A300B2-100，只是在翼根前缘加装了克鲁格襟翼。1976年7月首次试飞，1977年1月投入航线飞行。

A300B4-100 远程型。外形尺寸和商载与A300B2-100相同。但航程从4261km增加到5930km。1974年12月26日首次试飞，1975年6月交付航线使用。

A300B4-200 在A300B4-100的基础上增加了起飞总重，加强了机翼、机身和起落架，后机身货舱可装载LD3集装箱。满载乘客和货物时的航程也可达到5930km，A300B4-100/200共生产了248架。

A300C4 A300B4的货运型。主要变化是货舱门加大，尺寸为3.58m×2.95m。主货舱可装载12个2.5m×3.5m或13个2.2m×3.5m的集装货盘，上层货舱容积178m^3。全机总载货量42000kg。1979年11月出厂，1980年交付使用。

A300-600 A300B4-200的改进型。也是1984年后A300的主要型别。主要变化包括：采用了新设计的A310后机身，比A300B4型多安排两排座椅，混合型客舱可载266名乘客。该方案于1980年12月提出，1983年7月首次试飞，1984年3月获法国和德国适航局型号合格证（配备JT9D-7R4H1发动机），随后交付使用。

A300-600R A300-600的远程型。增加了最大起飞重量，航程增大到7802km。混合型客舱布局载客267人，航程为7982km，最大起飞重量为171700kg。单级客舱布局载客375人，航程为6870km。1985年提出设计方案，1987年第四季度首飞，1988年2月取得合格证，随后交付使用。

A300C4-600CONVERTIBLE 客货两用型。在客舱前部增加一高2.56m、宽3.58m的大货舱门，上层客舱地板加强，可用于全客型和客货混合运输。24h内可由客机型改为货机型。1979年11月第一架A300C4出厂，1980年1月交付德国哈帕克-劳埃德航空公司。

A300-600F 货运型。货舱标准载货方案为15个2.24m×3.17m集装货盘，总载货量54000kg。1993年12月2日首飞，1994年4月初取得合格证并交付联邦快递公司使用。另外一种称为General Freighter型，类似于A300-600F，又增加了一个侧门，以及能够装卸各型尺寸货物（从小型货盘到大型集装箱）的货物装卸系统。启动用户是香港航空公司，共购买了6架。

A300-600超级空客运输机 即“大白鲸”。空客公司将5架A300-600飞机改成专门运输空客飞机部件的运输机，1994年完成改型并开始交付使用。

设计特征（A300-600）

机翼 悬臂式中单翼，相对厚度10.5%，1/4弦线后掠角28°。双梁盒形结构，在发动机吊舱间的翼段增加了第三根翼梁。采用高强度铝合金，并在扰流片、襟翼整流罩、翼身连接处整流包皮等处使用了复合材料。蒙皮为具有加强筋的整体机加壁板。前缘缝翼分为3段，

后缘有 3 块富勒双缝襟翼，翼根前缘处有一块克鲁格襟翼。发动机吊舱后侧的全速副翼在襟翼打开时向下偏转 9° 2′，横侧滚转操纵靠内侧低速副翼和外侧扰流片完成，机翼前缘用发动机引气防冰。

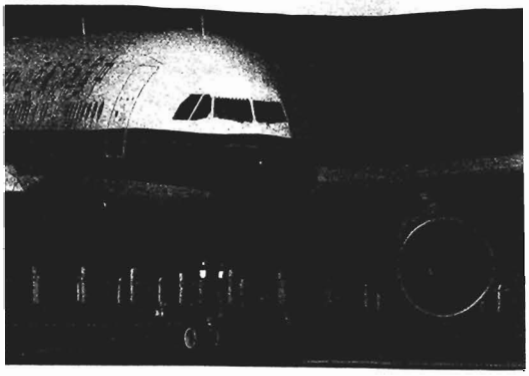
机身 普通半硬壳结构，圆形截面，主要部件由高强度铝合金、钢或钛合金制造，高应力部位采用整体机加壁板蒙皮，其余部分为蜂窝壁板和复合材料。

尾翼 全金属悬臂结构，所有翼面均后掠，垂尾前、后缘和顶部、尾翼整流包皮、方向舵、平尾前缘和升降舵用复合材料制造。平尾安装角可变。无防冰系统。

起落架 液压可收放前三点式，紧急情况可靠重力放下，双轮式前起落架向前收入机身，4 轮小车式主起落架向内收入机身。左、右主起落架可以互换，主轮规格 49×17-20，胎压 12.4×10^5Pa；前轮规格 40×14，胎压 9.38×10^5Pa。主轮有英国道蒂公司液压盘式刹车，前轮有电操纵液压刹车，并有防滑装置。刹车装置由两套液压系统操纵，当主液压系统（“绿色”液压系统）供压失效时，可自动转换到备用液压系统（“黄色”液压系统）。

动力装置 翼下吊挂两台美国普惠公司 JT9D-7R4H1 涡扇发动机，单台推力 249kN；或两台 PW4156 涡扇发动机，单台推力 249kN；或两台美国通用电气公司 CF6-80C2A1 涡扇发动机，单台推力 262.4kN。A300-600R 型采用两台单台推力 274kN 的 CF6-80C2A5 或两台单台推力为 258kN 的 PW4158 涡扇发动机。A300-600R 选用的发动机也能用于其他 A300-600 上。每个机翼内有两个整体油箱，中央翼内有第五个油箱，总燃油量 62000L。A300-600R 的尾部还有一个容量为 6150L 的油箱。而且在 A300-600R 的后货箱中还可选装一个油箱，使得总载油量可达 73000L。右翼后面有两个压力加油口，需要时，可选用左翼相对应部位的两个备用加油口。

座舱 双人制驾驶舱，另外驾驶舱内还有两个观察者座位。客舱每排可安排 6 ~ 9 个座位，典型混合型客舱布局可载 266 名乘客（其中头等舱 26 座，经济舱 240 座），每排 9 座的全经济舱布局可载乘客 345 人，最大载客量可达到 361 人，各种布局都有两条通道。除机身两侧上方手提行李舱外，机身中央顶部有一排两侧可用的手提行李舱。机翼前缘的机身两侧



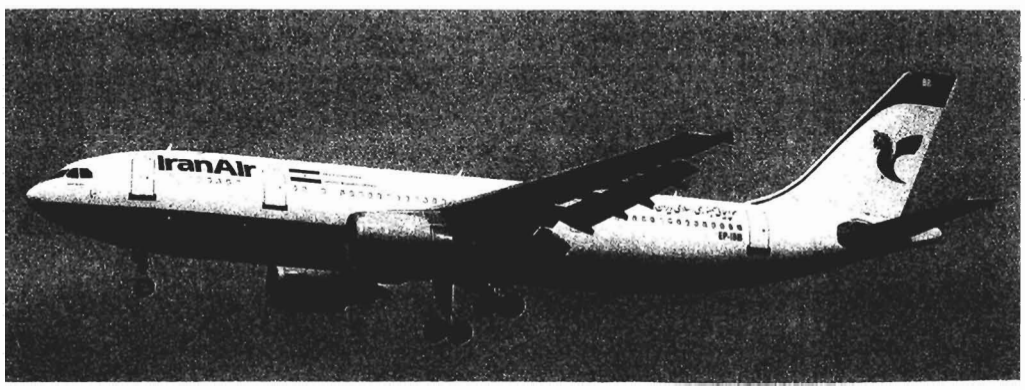
和后机身两侧各有一登机门，在每个机翼上面还各设置了一个应急舱门。下部货舱可载 22 个 LD3 标准集装箱（其中前货舱可装 12 个，后货舱可装 10 个）。所有客舱、货舱和航空电子舱均为增压舱。

系统 来自发动机、辅助动力装置的压缩空气经输气管路分别供给反推力装置和空调系统。3 套独立的液压系统，左、右发动机分别驱动“蓝色”和“黄色”液压系统，两台发动机可同时驱动“绿色”系统，3 套系统的压力可通过液压泵互相传递。增升装置由两套液压系统驱动。液压系统工作压力 207×10^5Pa。主电源为两台 115/200V、400Hz 三相恒频交流发电机，由发动机驱动，第三台备用发电机由辅助动力装置带动。一套变流器可提供 28V 直流电。3 台 25A·h 镍镉蓄电池在紧急情况下提供电力。美国加雷特公司 GTCP331-250F 辅助动力装置位于机体尾锥内。机上有灭火系统。

机载设备 两套甚高频和一套标准电子通信设备，一套选择呼叫系统。无线电导航电子装置包括：两台测距仪，两台甚高频全向信标接收机，两台自动电话呼叫应答器，两台仪表着陆系统接收器，气象雷达，两个无线电高度表。驾驶舱主仪表板上有 6 个彩色多功能显示器，4 个用于电子飞行仪表系统，2 个用于发动机性能参数显示。一套数字式自动飞行操纵系统。机上还装有一套 ARINC 717 数据记录系统。自动着陆系统可提供Ⅱ类气象条件下自动进近和着陆。

使用特点

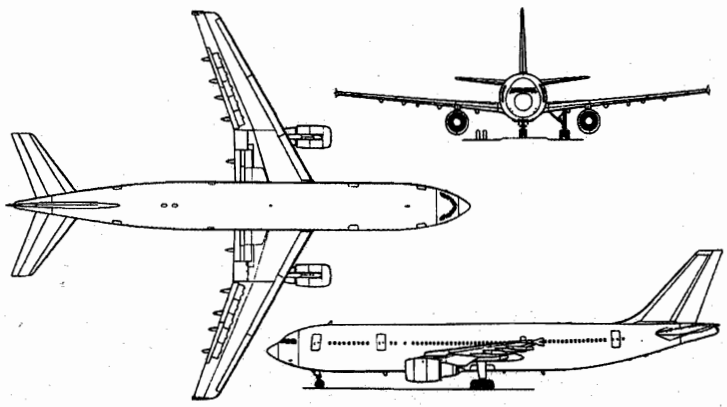
A300 是欧洲第一款宽体客机，也是空客公司投产的第一种客机。A300 为空客公司提供了在竞争中制造和销售大型客机的经验。由于其短程、中程及延程航线服务的灵活性，A300-600 和衍生型 A310 构成了非常著名的空中客车宽体客机系列，在通用性、经济性和可靠性方面为运营商提供了一个较完美的组合。



A300是空客公司研制的第一种与美国波音公司竞争的干线客机，为此，空客公司在研制中采用了当时最新的技术，包括从“协和”飞机移植过来的技术。这些先进的技术深深影响了亚声速客机的设计。A300的先进性表现在：采用超临界机翼；拥有5.64m（222in）直径的圆形截面机身，宽度足以并排容纳8个座椅和两条通道，货舱可以并排放下LD3标准集装箱，而且比波音747安排更紧凑，空间利用率更高；A300是第一架具有风切变保护功能的客机，同时还是第一架只需两名驾驶员驾驶的宽体客机。

A300客机总共销售了561架，广泛应用于各个领域。我国自东方航空公司最早引入A300客机以来，目前共有将近40架该型飞机服务于国内的各条航线。在2008年“5·12”四川汶川地震中，A300飞机运送了很多抗震救灾物资，如澳门航空公司于2008年5月15日使用A300-600R飞机运送中国台湾慈善团体捐赠的帐篷、睡袋、饮用水等43000kg物资到成都，而东方航空公司和南方航空公司也派出了多架A300-600F全货机运送救灾物资等。

但是，近年来，随着机群老化，A300飞机事故不断。2004年11月25日我国东方航空公司一架A300客机由于增压系统发生故障被迫中途在白云机场降落；2007年3月23日，土耳其一架载有50人的A300客机在伊斯坦布尔阿塔图克国际机场降落后冲出跑道，所幸没有造成人员伤亡。到2007年年底，A300系列共执行航班800多万次，发生死亡事故11次，平均每百万航班出现死亡事故1.38次，共造成1600多人死亡，如我国台湾地区的中华航空公司的A300在20世纪90年代出现过两次死亡事故，共造成468人死亡，但中国大陆及港澳地区的A300均未出现过死亡事故。



技术数据 (A300-600)

外形尺寸			
机长	54.08m	机高	16.51m
机身长	53.30m	翼展	44.84m
		机翼面积	260.0m^2

主轮距	9.6m
前后轮距	18.62m
客舱门	
高 × 宽	1.93m × 1.07m
主货舱门	
高 × 宽	1.71m × 2.69m

内部尺寸

客舱	
长度	40.70m
最大宽度	5.28m
最大高度	2.54m
货舱	
长度	
前舱	10.60m
后舱	7.95m
尾舱	3.40m
最大高度	1.76m
最大宽度	4.20m
容积	
前舱	$75.1m^3$
后舱	$55.0m^3$
尾舱	$17.3m^3$

重量及载荷（典型混合型布局 266 座，A：CF6-80C2A1/A5 发动机，B：PW 4156/ 4158 发动机）

使用空重	
A（A300-600）	90115kg
A（A300-600R）	91040kg
B（A300-600）	90065kg
B（A300-600R）	90965kg
最大起飞重量	
A300-600	165000kg
A300-600R（标准）	170500kg
A300-600R（可选）	171400kg
最大着陆重量	
A300-600	138000kg
A300-600R（标准）	140000kg
最大停机坪重量	
A300-600	165900kg
A300-600R（标准）	171400kg
A300-600R（可选）	172600kg
最大商载	
A（A300-600）	39885kg
A（A300-600R）	38962kg
B（A300-600）	39993kg
B（A300-600R）	39037kg
最大零燃油重量	130000kg
最大燃油重量	
A300-600	49786kg
A300-600R	54721kg
最大翼载	
A300-600	$634.6kg/m^2$
A300-600R	$655.8kg/m^2$

性能数据（在最大起飞重量情况下）

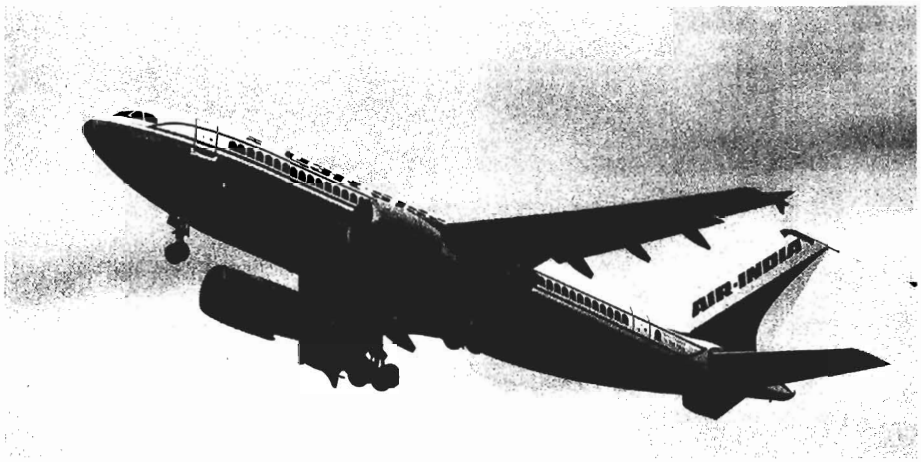
最大使用速度（海平面至 8140m）		621km/h
最大使用马赫数（8140m 以上）		0.82
最大巡航速度（高度 7620m）		890km/h
远程巡航速度（高度 9450m）		875km/h
进近速度		
A300-600		249km/h
A300-600R		251km/h
实用升限		12500m
起飞场长（海平面，国际标准大气 +15℃）		
A300-600	A	2378m
	B	2270m
A300-600R	A	2408m
	B	2362m
着陆场长		
A300-600		1536m
A300-600R		1555m
航程（266 名乘客及行李，飞行 370km 用余油）		
A300-600		6852km
A300-600R（标准）		7500km
A300-600R（可选）		7700km

噪声特性（A300-600R）

起飞噪声	A	91.1dB
	B	92.2dB
进近噪声	A	99.8dB
	B	101.7dB
侧向噪声	A	98.6dB
	B	97.7dB

A310

国际合作　空中客车公司



项目概况

A310是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的中程宽体客机。1978年7月开始研制，1979年3月投产。第一架A310原型机于1982年4月3日首次试飞，第二架原型机于1982年5月13日试飞，1983年3月11日获法国和德国型号合格证。1984年1月和1985年年初，分别获英国和美国联邦航空局型号合格证。1983年3月29日开始交付德国汉莎航空公司使用。装备PW4000系列发动机和CF6-80C2发动机的A310飞机于1987年9月获得120min双发延程飞行认证，1989年11月获得180min双发延程飞行认证。2006年3月，空客公司正式对外宣布将停止生产A310型飞机。2006年9月25日，中国民航最初购买的3架A310飞机正式退出航线运营。

A310是A300的衍生型，主要的改动包括：采用了新技术机翼，翼展和机翼面积减小；采用全新水平尾翼，尺寸稍有缩小；重新设计了发动机挂架，适用于所选择的4种发动机型号；为适应飞机新的重量和尺寸，起落架做了相应的修改；机身比A300缩短了13个隔框，仍保持A300的机身截面尺寸，载客量减少到210～245人。设计方案一经公布，立即引起西欧各国航空公司的兴趣，获得40多架订单。

在A310的生产中，空客公司成员国生产分工如下：法国宇航公司负责生产中央翼盒、机身中段的下半部分、驾驶舱的机头部分、发动机挂架和最后总装；德国宇航公司负责生产前客舱、中机身的上部分、后机身、垂直安定面、方向舵及其导轨、机翼总装和内部装饰；英国BAE系统公司（原英国宇航公司）负责生产机翼主体结构；西班牙航空制造公司生产水平尾翼、前客舱门和主起落架舱门；荷兰福克公司（1996年宣布破产）生产翼尖、副翼、襟翼导轨及其整流包皮；比利时空客公司生产前缘缝翼、翼身连接处整流包皮；起落架的生产转包给法国梅西埃－道蒂公司。

包括原型机在内的各型A310飞机共交付

260 架。按 2001 年币值计算，A310 的单价约为 8690 万美元。

主要型别

A310-200 基本型。可装两台美国通用电气公司的 CF6-80A3 或两台美国普惠公司的 JT9D-7R4E1 涡扇发动机。1983 年年底，开始试验在翼尖加装翼梢小翼。从 1986 年 5 月开始交付的 A310-200 都装有翼梢小翼。

A310-200C 客货两用型。1984 年 11 月 29 日开始交付使用。

A310-P2F A310-200 基础上的改进型。最大商载 40600kg，最大起飞重量 142000kg，机身前部左舷处有一大的货舱门，主货舱可以容纳 11 个 2.44m×3.18m 或者 16 个 2.24m×3.18m 的货盘。标准情况下，内部货舱的总可用容积为 302m^3。

A310-300 加大航程型。尾翼上增加一个配平油箱，燃油容量增加，最大起飞重量也增加。加强了起落架结构。满载 218 名乘客的航程可达 9933km。1983 年 3 月开始研制，1985 年 7 月 8 日首次试飞，1985 年 12 月 5 日获得法国型号合格证。

设计特征

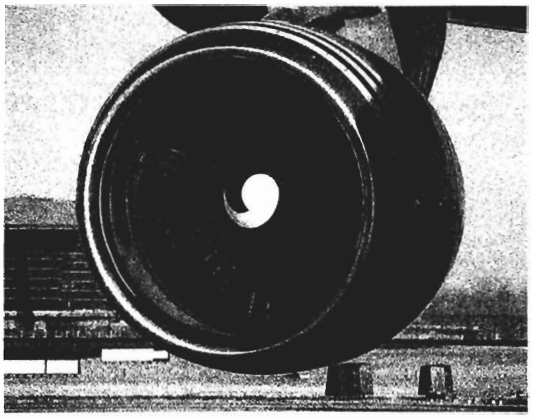
机翼 悬臂式全金属中单翼，翼根相对厚度 15.2%，翼尖为 11.8%，内段上反角 11° 8′，外段上反角 4° 3′，安装角 5° 3′，1/4 弦线后掠角 28°。翼盒为双梁多肋高强度铝合金结构，上、下蒙皮承载。机翼前缘有 3 段连续的缝翼，不被发动机挂架隔断，内段缝翼和翼根之间有一小段克鲁格襟翼。机翼外段装富勒后缘襟翼，内段也装富勒襟翼，两段后缘襟翼之间为一全速副翼。翼根和发动机之间有两块减速板，发动机外侧的机翼上表面还有两块减速板，机翼外段有 3 个扰流片。翼尖装有三角形小翼。

机身 除了长度缩短 6.90m 外，其余完全类似于 A300B4 机身。由于机身缩短，取消了中机身的两扇舱门。机身尾部最后的密封框向后移动，以增大客舱容积。

尾翼 采用 A300 的垂尾，新平尾。1985 年 12 月开始生产的 A310-300 垂尾翼盒采用碳纤维复合材料。1986 年春开始生产的 A310-200 的垂尾也开始采用碳纤维复合材料。

起落架 液压可收放前三点式，双轮式前起落架可转弯操纵，主起落架为 4 轮小车式。前、主起落架收起方式同 A300。机尾装有缓冲器，防止起飞着陆时机头抬起过高而使机尾碰地。主轮规格 46×16-20，胎压 11.2×10^{5}Pa，前轮规格 40×14-16，胎压 9.0×10^{5}Pa。装有法国梅西埃－道蒂公司的刹车和防滑装置。A310 各型均采用碳刹车。

动力装置 翼下吊挂两台涡扇发动机。A310 可选用如下发动机：美国普惠公司的 JT9D-7R4D1，单台推力 213.5kN；JT9D-7R4E1，单台推力 222.4kN；PW4152，单台推力 231.2kN；PW4156A，单台推力 249.0kN。美国通用电气公司的 CF6-80A3，单台推力 222.4kN；CF6-80C2A2，单台推力 238kN；CF6-80C2A8，单台推力 262kN。A310-200 燃油总量 54920L，A310-300 的燃油总量增加到 61070L。发动机外侧的翼下有两个注油口。



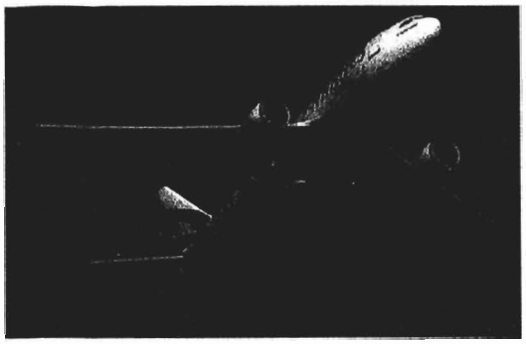
座舱 双人制驾驶舱，但备有第三和第四个机组人员的座椅。客舱布局为每排 6 ~ 9 座，载客量 210 ~ 250 人。典型两级客舱布局可载客 220 人（头等舱 20 人，每排 6 座；经济舱 200 人，每排 8 座）。全部经济舱最大载客量为 280 人（每排 9 座）。标准布局的客舱前部有两个厨房和一个卫生间，尾部有两个厨房和 4 个卫生间。客舱前部两侧和尾部两侧各有一舱门。客舱两侧机翼上方各有一应急出口。机身右侧机翼前后各有一货舱门。前货舱可装 8 个标准集装箱，后货舱可装 6 个标准集装箱。

系统 空调系统以来自发动机压气机或辅助动力装置的压缩空气为气源，将这些空气分配到驾驶舱、客舱的 3 个区、仪表设备舱、航空电子舱和货舱中。增压系统最大压差 0.57×10^5Pa。来自发动机引气或辅助动力装置的压缩空气可用于机翼前缘防冰、发动机起动和反推力装置的收放。3 套独立的液压系统，工作压力 207×10^5Pa。电气系统类似于 A300-600，包括一台 115/200V、400Hz 三相恒频交流发电机和一台 28V 直流电源系统。当主交流发电机出现故障，两台由发动机驱动的 90kV·A 无刷发电机会自动工作，向总线供电。通过 3 个变流器提供 28V 直流电源，还有 3 台镍镉蓄电池。驾驶舱由一个容量为 2166L 的可充压式氧气瓶供氧，客舱内有应急供氧设备。

机载设备 标准驾驶舱显示的参数包括：飞行控制、导航、各操纵面的工作位置和发动机管理及监控数据。告警系统由普通告警灯和阴极射线管告警显示器组成。电子飞行仪表系统包括主飞行显示器和导航显示器。机上还装有飞行数据记录系统和平视显示器。通信系统包括 ARINC 719 高频无线电收发机、两台甚高频无线电收发机、ARINC 714 选择呼叫系统、ARINC 715 客舱广播系统、乘客音响系统、空中通话系统。数字式自动飞行控制系统包括一台飞控计算机、一台推力控制计算机和一台复式飞行管理计算机。飞行管理系统包括一台计算机和控制显示装置。飞控计算机可以起到自动驾驶仪、飞行指引仪和速度参考系统的功能。

使用特点

A310 是世界上第一种采用翼梢小翼设计的民用飞机，试验证明这种小翼能减小机翼阻力。A310 采用了新的增加



展弦比和厚度的机翼以及全新的水平尾翼，采用了新的双人机组和数字式驾驶舱，在驾驶舱内采用了电子式飞机中央监控系统显示器和数字式自动飞行控制系统和飞行管理系统，这些系统可以保证飞机在Ⅱ类或者Ⅲ类气象条件下自动着陆。A310 设计了独特的重心配平油箱、碳刹车和径向轮胎。这些新技术的采用使得 A310 的性能优于同时代同类型的飞机。

A310 和 A300-600 可采用相同的发动机，两种机型采用一种驾驶员通用型号等级，具有某一型号资格的驾驶员经过简单差别培训后就可以驾驶另一种飞机，这一通用性还适用于维护飞机的地勤人员和乘务员，驾驶员和工程技术人员可以利用同一种培训系统和培训辅助设施，从而能够大大降低航空公司的运营和维修成本。

A310 和 A300-600 飞机是空客公司最早推出的宽体飞机系列，可以用于短程、中程和远程航线。A310 和 A300-600 构成了空客著名的宽体姊妹系列，在同级别飞机中，A300 和 A310 具有最宽的机身，确保所有头等舱和公务舱的旅客都能获得靠窗或过道的座位，同时，一排 8 个座位的经济舱布局提供了比竞争机型更大的空间，每个旅客离过道的距离都不会超过一个座位。与其他同级别的现役飞机不同，A300 和 A310 还因为其安静的客舱以及能够并排运载行业标准的 LD3 集装箱而受到高度赞誉。

技术数据 (A310-300)

外形尺寸	
机长	46.66m
机高	15.80m
机身最大直径	5.64m
翼展	43.90m
展弦比	8.8
机翼面积	219m²
主轮距	9.6m
前后轮距	15.21m
客舱门	
高 × 宽	1.93m × 1.07m
前货舱门	
高 × 宽	1.71m × 2.69m
内部尺寸	
客舱	
长度	33.25m

最大宽度	5.28m
最大高度	2.33m
容积	210.0m³
前货舱	
长度	7.63m
最大宽度	4.18m
高度	1.71m
容积	50.3m³
后货舱	
长度	5.03m
最大宽度	4.17m
高度	1.67m
容积	34.5m³

重量及载荷（220座布局。C2：装CF6-80C2A2发动机；P2：装PW4152；C8：装CF6-80C2A8；P6：装PW4156）

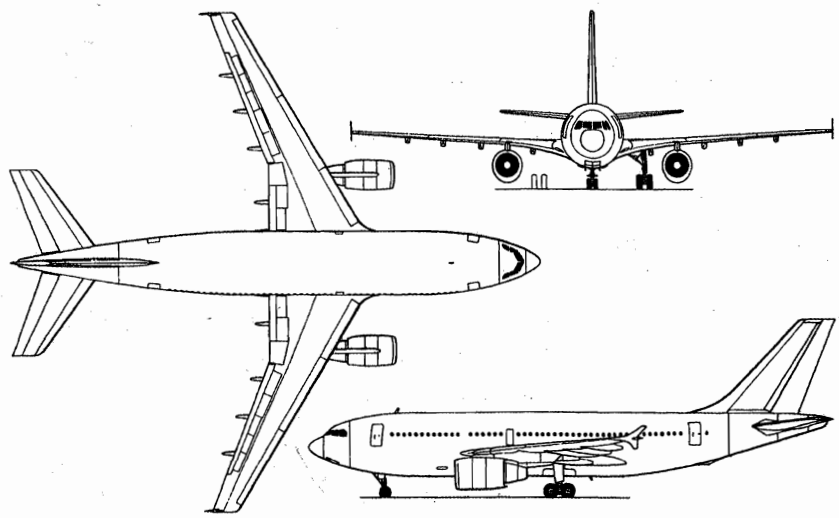
使用空重	
C2(A310-200)	71660kg
P2(A310-200)	71600kg
C2	81205kg
P2	81165kg
C8	81610kg
P6	81545kg
最大起飞重量	150000kg
最大着陆重量	123000kg
最大商载	
C2(A310-200)	32858kg
P2(A310-200)	32875kg
C8	32388kg
P6	32456kg
最大零燃油重量	113000kg
最大燃油重量	49039kg

性能数据（最大起飞重量）

最大使用马赫数	0.84
远程巡航速度	*Ma*0.8
进近速度（最大着陆重量）	250km/h
起飞场长（海平面，国际标准大气+15℃）	2408m
着陆场长	1479m
航程（载218名乘客，飞行370km用余油）	8191km

噪声特性

起飞噪声（A310-200）	89.6dB
起飞噪声	91.2dB
进近噪声（A310-200）	98.6dB
进近噪声	98.6dB
侧向噪声（A310-200）	96.4dB
侧向噪声	96.3dB



A350

国际合作　空中客车公司

项目概况

A350是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的一种双发超宽体飞机。空客公司最初于2004年宣布A350项目，计划在A330基础上进行改进，预计2010年投入市场，比波音787服役晚两年。由于当时市场反应平淡，空客公司不得不对A350进行重新设计。A350飞机旨在与美国波音公司新研制的波音787相抗衡。因而空客公司在对A350重新设计时不仅考虑与波音787/777的竞争因素，而且还要兼顾A340系列飞机的发展。最终在2006年英国范堡罗航展上，空客公司正式推出A350超宽体（XWB）系列飞机，并于2006年12月1日启动项目。为了满足客户需求，空客公司于2007年秋又一次对A350XWB进行了重新设计。新的A350XWB飞机采用了全新的超宽体客舱，新的机翼，新的轻质复合材料和新的发动机。A350XWB预计2012年首飞，2013年投入使用。A350-800和A350-1000预计比A350-900晚1～2年投入使用。A350-900R和A350-900F预计将于2016～2017年投入使用。

截至2008年11月30日，A350共获订单483架，其中包括182架A350-800，226架A350-900，75架A350-1000。按2006年币值计算，预计A350-800的单价为1.89亿美元，A350-900的单价为2.15亿美元，A350-1000的单价为2.42亿美元。

主要型别

A350-800　典型两级客舱布局载客276人，头等舱36座，经济舱240座。采用遄达XWB-74发动机。

A350-900　典型两级客舱布局载客315人，头等舱48座，经济舱267座。采用遄达XWB-83发动机。

A350-900F　A350-900的货机型。

A350-900R　A350-900的超长航程型。

A350-1000　典型两级客舱布局载客369

人，头等舱54座，经济舱315座。采用遄达XWB-92发动机。

设计特征

机翼 采用大后掠机翼，1/4弦线后掠角增加到35°，从而增大飞机巡航速度。

机身 采用更多的先进材料，飞机结构材料组成如下：复合材料52%，铝锂合金20%，钢7%，铝和钛14%。

起落架 A350-800和A350-900采用4轮式起落架；A350-900R和A350-1000采用6轮式起落架，由法国梅西埃－道蒂公司提供。

动力装置 最初安装两台英国罗罗公司的遄达XWB发动机。XWB-74发动机推力为329kN；XWB-83发动机推力为369kN；XWB-92发动机推力为409kN。发动机吊舱和推力装置由美国古德里奇公司提供。A350-800和A350-900也可选用美国通用电气公司的GEnx发动机。A350-800载油量为129000L，A350-900载油量为138000L，A350-1000载油量为156000L。

座舱 双人制驾驶舱，8名机组人员。客舱舷窗比A330的宽5.1cm。每排9座时，经济舱座椅宽度为44.5cm；每排8座时，经济舱座椅宽度为49cm。A350-800下层货舱能运载26个LD3集装箱或者9个货盘，A350-900下层货舱能运载36个LD3集装箱或者11个货盘，A350-1000下层货舱能运载44个LD3集装箱或者14个货盘。

系统 由发动机引气为电源系统提供能量。采用美国霍尼韦尔公司的压力和环控系统。

机载设备 飞行控制系统包括6个液晶显示器。沿承了A380所采用的先进技术，包括平视显示器、双余度一体化备份仪表系统、垂直显示器、机载信息系统、滑跑偏离刹车系统和机载机场导航系统等。

使用特点

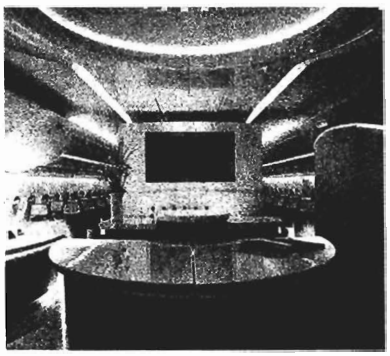
A350XWB宽体飞机是空客公司为满足市

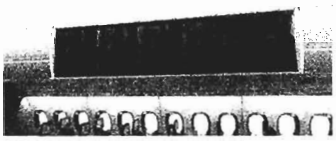
场对一系列高效中等运力远程宽体飞机的广泛需求而推出的机型。A350XWB 充分考虑到了航空公司的需求，拥有全新的面向 21 世纪的设计以及更高、更宽的机身，能够为乘客提供更大的空间和乘坐舒适性，拥有同级别飞机中最宽的座椅，同时能为航空公司降低成本并带来前所未有的运营灵活性。

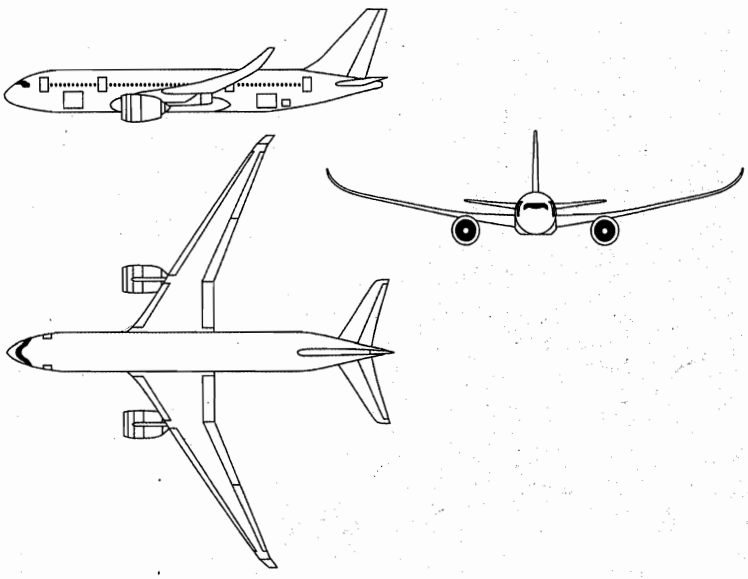
A350XWB 的客舱是目前客机中最安静的。其客舱的空气分布通过气流管理系统对气流进行调节，利用舱顶壁板和侧壁气流出口保持气流均匀，空气循环中没有废气。客舱压力和湿度适中，使乘客感觉十分舒适。

A350XWB 大量使用先进材料，包括各种先进的铝合金和复合材料，使飞机变得更轻、更牢固耐用。A350XWB 机身上采用的铝锂合金的牌号为 2198-X，它是目前最先进的第三代铝锂合金，具有静强度、损伤容限高，热稳定性、成形好等优点。同时，A350XWB 对飞机的结构进行了进一步的优化，大大改善了维修性，机体维修成本降低了 10%。A350XWB 发动机耗油率改善 2%，发动机维修成本降低 5%。

A350XWB 的环保性能很好，噪声水平极低，飞机着陆噪声为 QC0.5 级、飞机起飞噪声为 QC1 级，85dB 噪声的影响区完全在机场边界之内，而污染排放水平低于《国际民航组织环境保护条例》第 6 章规定水平的 50%。







技术数据

外形尺寸	
机长	
A350-800	61m
A350-900	67.3m
A350-1000	74.3m
机高	
A350-800/900	16.7m
A350-1000	16.6m
机身最大宽度	5.69m
翼展	64m
主轮距	
A350-800	24.86m
A350-900	28.66m
A350-1000	33.1m
前后轮距	
A350-800/900	10.6m
A350-1000	10.7m

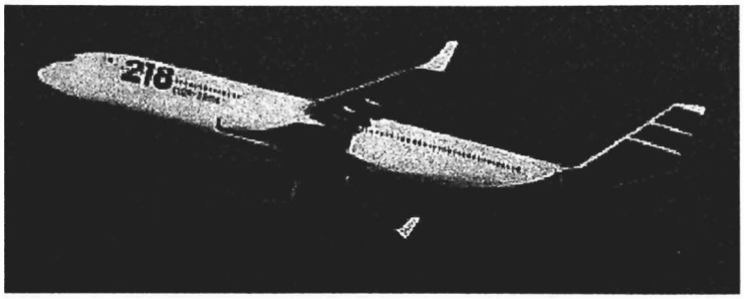
内部尺寸	
客舱	
最大宽度	5.61m
容积	
A350-800	127.6m^3
A350-900	172.3m^3
A350-1000	208.1m^3

重量及载荷	
最大起飞重量	
A350-800	245000kg
A350-900	265000kg
A350-1000	295000kg
最大着陆重量	
A350-800	182500kg
A350-900	202500kg
A350-1000	225500kg
最大停机坪重量	
A350-800	245900kg
A350-900	265900kg
A350-1000	295900kg
最大零燃油重量	
A350-800	171000kg
A350-900	189500kg
A350-1000	211000kg

性能数据	
最大巡航速度	*Ma*0.89
巡航速度	*Ma*0.85
航程	
A350-800	15370km
A350-900	15000km
A350-1000	14815km

An-218（安-218）

乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体（原苏联安东诺夫实验设计局）



项目概况

安-218是乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体计划研制的宽体客机。1991年在法国巴黎航展上首次宣布。安-218设计时主要依据安-124和安-70飞机的技术，并采用图-204客机的部分部件。计划与俄罗斯联合生产。原计划于1996年首飞，但该研发项目在1995年被取消。

主要型别

安-218-100 基本型。

安-218-200 增程型。起初装两台D-18TR发动机，后改为D-18TM发动机，单台推力275kN，或者选装PW4060、CF6-80C2B6以及RB211-524H4发动机。在货舱内还装有额外的油箱，增加燃油容量。

安-218-300 远程型。机身缩短了11.50m，在货舱里又增加了燃油箱。载195名乘客，航程11200km。

安-218-400 研究型。机身加长，使乘客数达到400人，航程为11000～12000km。

设计特征

该飞机与空客A330非常相似，但是在尺寸、重量和载油量方面相对小一些。燃油效率为每客千米18g。

起落架 可收放前三点式。起落架设计时要求能够在图-154和图-204起飞的跑道上进行起降，这样使得该飞机的服务机场增加到50个。

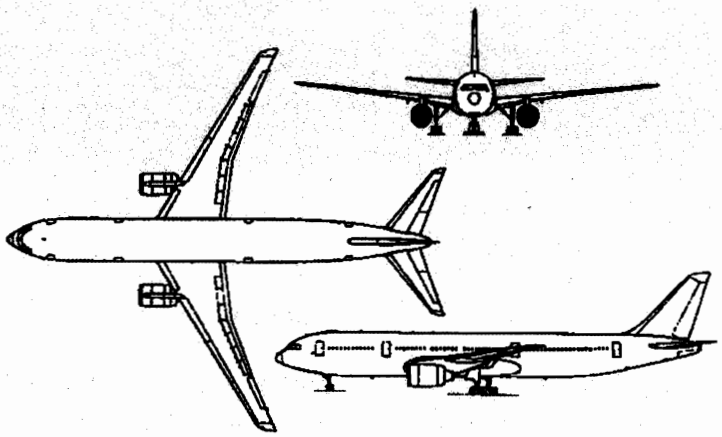
动力装置 机翼下吊挂两台俄罗斯扎波罗什进步机械制造设计局的D-18TM涡扇发动机，单台推力250～275kN。

座舱 双人制驾驶舱，驾驶舱内高度自动化，飞行控制和显示系统包括6台彩色多功能显示器。客舱布局有3种形式：①292座。头等舱18座，每排6座，排距102cm；公务舱64座，排距87cm；经济舱210座，排距81cm。②350座。全经济舱，每排7座或者8座。③400座。每排7座或者9座，排距75cm。客舱地板下两个货舱，可容纳24个标准货箱。

机载设备 航电和导航设备满足ICAO Ⅲa规范的适航要求。

使用特点

安-218是乌克兰安东诺夫航空科学技术联合体首次尝试对类似波音767级别的飞机进行设计。在飞机的前期设计中特别注重飞机的可靠性，飞机依据损伤容限设计，要求在两次常规维护检查之间不允许有可能引起灾难性后果的疲劳裂纹存在。但由于技术和资金上的原因，项目被取消，只制造出了飞机木制模型。



技术数据

外形尺寸	
机长	59.79m
机高	15.7m
机身最大直径	5.62m
翼展	50.0m
机翼面积	270m^2
内部尺寸	
货舱容积	
前部	81m^3
后部	57.5m^3
重量及载荷	
空重（带设备）	90000 ~ 91000kg
最大起飞重量	170000kg
最大商载	42000kg
最大翼载	630kg/m^2
性能数据	
巡航速度（10600 ~ 11600m）	850 ~ 870km/h
巡航高度	10100 ~ 11600m
起飞/着陆场长（30℃）	2900m
航程	
最大商载	4570km
400名乘客	5100km
350名乘客	6300 ~ 7500km
292名乘客	7200 ~ 8500km
220名乘客（安-218-200）	10600km

Boeing767（波音767）

美国波音公司

项目概况

波音 767 是美国波音公司研制的双发宽体中远程客机，用来替代波音 707、DC-8 和波音 727 等客机。波音公司于 1972 年就提出波音 767 计划（当时称波音 7X7），经过 6 年的方案论证和市场调查，于 1978 年 2 月正式开始研制，1978 年 6 月，美国联合航空公司作为启动用户签订了 30 架确认订单和意向订购 37 架的合同。1979 年 7 月开始生产，1980 年 4 月第一架波音 767 飞机出厂，1981 年 9 月 26 日第一架装美国普惠公司 JT9D 涡扇发动机的波音 767 首次试飞，1982 年 7 月 30 日获得美国联邦航空局型号合格证。1982 年 2 月 19 日装美国通用电气公司 CF6-80A 发动机的波音 767 首飞，1982 年 9 月 30 日获得合格证。生产型飞机 1982 年 8 月开始交付使用。1987 年 1 月，安装 JT9D-7R4 或 CF6-80A/A2 发动机的波音 767-200 获得 120min 双发延程飞行认证，1990 年安装 PW4000 发动机的波音 767-200 和波音 767-300 获得 120min 双发延程飞行认证，1993 年 8 月获得 180min 双发延程飞行认证，从而容许航空公司可以开通更多的跨大西洋和跨太平洋直飞航线。

波音公司对波音 767 研制采取了国际合作和国内转包方式。1978 年 9 月 22 日，波音公司与日本民用运输机部（由三菱重工业公司、川崎重工业公司和富士重工业公司组成）签订协议，日本方面承担波音 767 全部研制费和工作量的 15%，随后意大利阿莱尼亚航空公司也参加了波音 767 计划，承担 15%的研制费和工作量，美、日、意三方共同负责波音 767 项目的财政和管理，各方按约定比例为其销售提供经费和分配红利。

在波音 767 的生产中，波音公司主要负责飞机总装。日本方面分工如下：三菱重工业公司负责生产后机身壁板，桁条，客、货舱门和垂尾；川崎重工业公司负责生产中机身壁板和机翼的梁间肋；富士重工业公司负责生产翼身连接处整流包皮和主起落架舱门；意大利阿莱尼亚航空公司生产复合材料翼尖，机头雷达罩和所有活动操纵面。波音公司将机翼中段及其下半部机身和机身隔框转包给美国诺斯罗普·格鲁门公司，平尾转包给美国沃特飞机公司，机身尾部转包给加拿大飞机公司。

近几年，波音 767 的生产率基本上保持每月 4 架。截至 2008 年 12 月 31 日，波音 767 飞机一

共交付969架，按2007年币值计算，波音767-200ER的单价为1.245亿～1.355亿美元，波音767-300ER的单价为1.41亿～1.575亿美元，波音767-400ER的单价为1.54亿～1.69亿美元。

主要型别

波音767-200 基本型，包括增重型。截至1998年1月1日共生产和交付128架，目前已经停产，最后一架于1994年2月24日交付。

波音767-200ER 延程型。1984年3月6日首飞，1984年3月26日开始交付，截至2008年1月1日共交付121架。

波音767-300 机身加长型。在波音767-200型的基础上机身加长6.42m，机翼前加长3.07m，机翼后加长3.35m，载客量增加到269人，最大起飞重量与波音767-200型相同，选装发动机也与波音767-200ER相同，加强了机身中段，增加翼下蒙皮厚度，加强了前、主起落架，1983年9月29日获得首批订单，1986年1月30日首次试飞，1986年9月22日获得型号合格证，同年9月25日开始交付使用，截至2006年1月1日，共获订单104架，已全部交付，目前已经停产。

波音767-300ER 加大航程型。在波音767-300基础上增加中翼油箱，加强了结构强度，可选最大起飞重量172365kg、175540kg和186880kg，1987年年底获型号合格证，1988年2月开始交付使用。2000年起采用基于波音777的内饰，首家用户是奥地利劳达航空公司。截至2008年1月1日获订单537架，已交付522架。

波音767-300ERX 进一步加大航程型。增加了水平安定面油箱，航程增加到12400km，1998年开始研制，后来没有继续发展。

波音767-300GMF 货运型。1993年1月开始研制，启动用户是美国联合包裹运输服务公司，确认订单30架，意向订单30架。该机在波音767-300ER基础上加强了起落架、机翼以及主舱地板的结构强度，装两台美国通用电气公司的CF6-80C2B6F/B7F或普惠公司的PW4060/4062或英国罗罗公司的RB211-524H涡扇发动机，单台推力267kN。最大起飞重量185065kg，最大着陆重量147871kg，最大零燃油重量140160kg，40823kg商载下的航程为7408km，50800kg商载下的航程为5556km，原型机于1995年6月20日首飞，1995年10月12日首次交付使用。波音公司还发展了另一种称为波音767-300F的货运型，与767-300GMF的主要不同之处是采用电动货物装运设备，这种型别的飞机只生产了两架，1998年已交付完毕。

波音767-400ER 该机将波音767-300ER的机身再加长6.43m，增加10%～15%的座位数，成为目前世界上唯一被加长了两次的宽体飞机。机身加长部位在机翼前加长3.36m，机翼后加长3.07m，翼展增加4.42m，3级客舱布局载客261人，两级客舱布局载客305人。采用新的起落架，120kV·A的交流发电机和功率更大的辅助动力装置（美国联信公司的331-200型或331-350

型），加强了机体结构强度，发动机可选装 CF6-8002 型或 PW4000 型，燃油容量与波音 767-300ER 相同。最大起飞重量增加至 204115kg，最大航程增加至 10412km。该机于 1997 年正式开始研制，启动用户是美国达美航空公司。2000 年 8 月 11 日开始交付。

波音 767SF 专门货机。2000 年起投入市场，载重 39010kg，货舱门和波音 767-300F 类似，加强地板。

波音 767 的军用型有 E-767 预警机和 KC-767 空中加油机。

设计特征

波音 767 是波音公司的第一种双发宽体远程客机，采用悬臂式下单翼，翼吊双发常规低平尾布局，采用双人制驾驶舱，主要的设计特点是采用先进的航空电子系统，先进复合材料和先进机翼，并力求在设计上保持与波音 757 有尽可能多的通用性。

机翼 悬臂式下单翼，翼根相对厚度 15.1%，翼尖 10.3%，上反角 6°，安装角 4° 15′，1/4 弦线后掠角 31° 30′。铝合金破损安全结构。采用轻合金结构前缘缝翼，石墨环氧树脂复合材料副翼，铝合金单缝外侧后缘襟翼，双缝内侧后缘襟翼，碳纤维复合材料的机翼扰流片可用于滚转操纵，亦可作为减速板使用。机翼上蒙皮和桁条用 7150 铝合金，下蒙皮用 2324-T3951 和 2224-T351 优质铝合金，所有操纵面均为液压驱动。外翼前缘有防冰装置。

机身 普通铝合金半硬壳式结构，由蒙皮、隔框和纵向桁条组成。按破损安全准则设计，主要材料为 2024 铝合金。除尾锥、空气循环设备舱和起落架舱外，全部为密封增压机舱。

尾翼 悬臂式破损安全铝合金和铝合金蜂窝结构，主要结构材料为 2024 铝合金，平尾安装角可调，升降舵带有余度并连助力器，全部为液压操纵，无调整片，无防冰装置，通过弹簧感力系统进行方向舵配平。

起落架 液压可收放前三点式，双轮前起落架向前收起，主起落架为 4 轮小车式，向内收起，使用油气缓冲器和美国联信公司的机轮和刹车装置，主轮规格 45×17-20，胎压 12.6×10^5Pa，前轮规格 37×14-15，胎压 10.0×10^5Pa。主轮装有钢制圆盘式刹车片，带电子控制防滑装置。

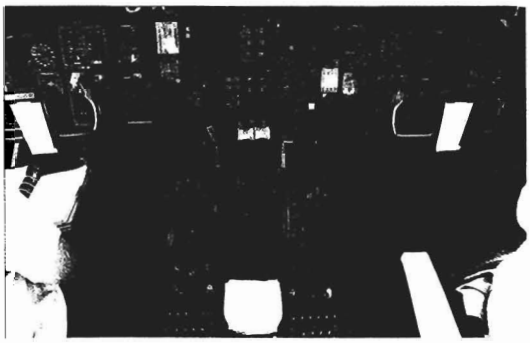
动力装置 机翼前缘下前伸吊挂两台高涵道比涡扇发动机，选装发动机型号主要有以下几种：美国通用电气公司 CF6-80C2B2F，单台推力 225kN；CF6-80C2B4F，单台推力 251kN；CF6-80C2B2F，单台推力 268kN；CF6-80C2B7F，单台推力 276kN；CF6-80C2B8F，单台推力 282kN。美国普惠公司 PW4052，单

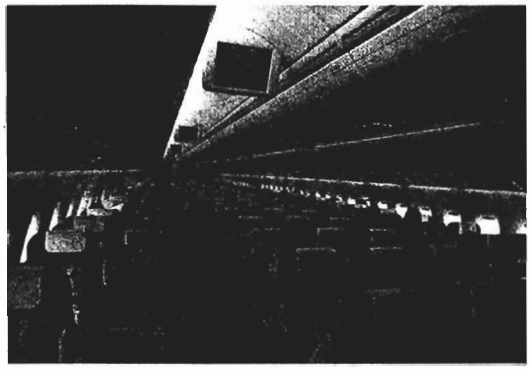
台推力233kN；PW4056，单台推力254kN；PW4060，单台推力268kN；PW4062，单台推力282kN；目前不提供普惠公司的JT9D-7R4D发动机。英国罗罗公司RB211-524G4-T，单台推力251kN；RB211-524H2-T，单台推力265kN。每侧机翼和中央翼内各有一整体油箱，总燃油量63216L。波音767-200ER和波音767-300ER又增加了一个载27558L的中翼油箱，总燃油量达90774L。左翼外侧有压力加油口，发动机进气道有防冰装置。

座舱 波音767-200两级基本客舱布局载客224人（头等舱18座，每排6座，排距96.5cm；经济舱206座，每排7座，排距81cm），单级客舱布局最大载客量达290人（全部经济舱，每排8座，排距76cm），可选单级客舱布局载客247人（全部经济舱，每排7座，排距81cm）或载客285人（全部经济舱，每排8座，排距76cm）。波音767-300两级基本客舱布局载客269人（头等舱24座，每排6座，排距96.5cm；经济舱245座，每排7座，排距78.7cm），单级客舱布局最大载客量达350人。机身前后两侧各有一舱门，机翼上面的机身每侧各有一应急出口，主客舱中部有两个卫生间，后部两个，前部头等舱内一个。客舱前后各有一个厨房。波音767-200的地板下货舱可装22个LD2集装箱或11个LD1集装箱，波音767-300的地板下货舱可装30个LD2集装箱或15个LD1集装箱。波音767-200/300机身右侧前后各有一个尺寸相同的货舱门，波音767-200ER/300ER在机身左侧前部开有一个大尺寸的货舱门。客舱有空调增压设备，货舱可加温、增压。

系统 复式空气循环空调系统，最大压差0.59×10^5Pa，两台由发动机驱动的90kV·A、115/220V、400Hz三相恒频交流发电机，安装在辅助动力装置上的一台90kV·A交流发电机用于地面和空中应急供电，安装在尾锥上的辅助动力装置用于地面和空中供电与增压，3套压力为207×10^5Pa的液压系统，由发动机引气驱动液压泵供压，客舱有应急供氧系统，驾驶舱由压缩氧气瓶供氧，外翼前缘（不包括平尾）、发动机进气道、飞行数据传感器以及风挡玻璃都装有电热防冰装置。

机载设备 采用了最先进的自动飞行状态调节控制系统，保证飞行始终处于最佳经济巡航状态。发动机数据显示和告警系统可对发动机进行全面自动监控，发动机出现故障，立即发出告警，发动机全部数据完全数字化显示。美国霍尼韦尔公司惯性坐标系统，数字式大气



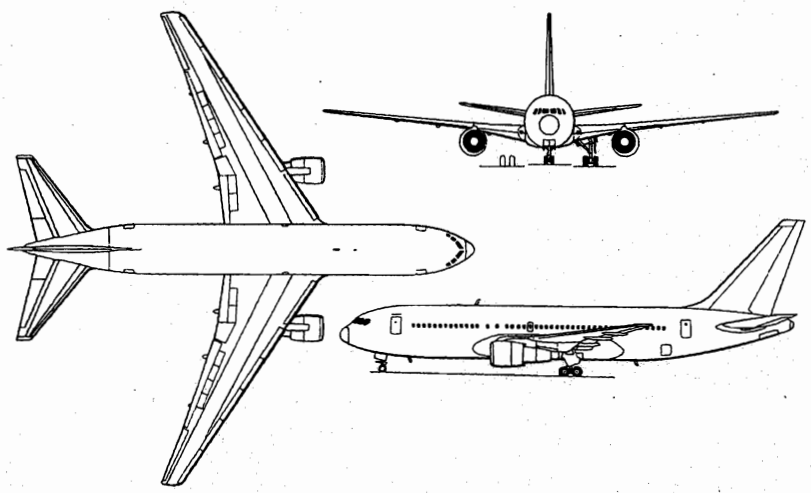


数据计算机，数字式飞行管理系统，3 余度数字式飞行控制计算机，包括 FCS-700 飞行控制系统、EFIS-700 电子飞行仪表系统和 RMI-743 无线电磁显示器。选装设备包括波音公司的风切变探测系统和制导系统。

使用特点

波音 767 是第一种采用双人制驾驶舱的宽体客机，而且其所有客运型飞机都采用了乘客喜欢的新型客舱设计，运用新颖的照明艺术，采用更大的头顶行李箱，改进机上娱乐系统界面，为乘客营造了一种宽敞舒适的感觉。与同代座级相近的机型相比，波音 767 排放的污染更少，再加上油耗显著降低，波音 767 属于真正的“清洁”型飞机。

然而与波音 757 类似，面对空客公司的 A330/ A340 系列的竞争，波音 767 的劣势也越来越明显，如没有采用电传操纵技术等，最终成为波音公司发展战略方向转变的牺牲品，被列为砍掉产品之一。波音公司已表示假如基于波音 767 发展的 KC-767 空中加油机不能获得美国空军的合同，则将关闭波音 767 的生产线。



技术数据（除注明外，适于所有型别）

外形尺寸	
机长	
波音 767-300/300ER	54.94m
波音 767-400ER	61.37m
机高	15.85m
翼展	47.57m
波音 767-400ER	51.92m
展弦比	8.0
波音 767-400ER	9.3
机翼面积	283.3m^2
波音 767-400ER	290.7m^2
主轮距	9.3m
前后轮距	
波音 767-300/300ER	22.76m

客舱门	
高 × 宽	1.88m × 1.07m
货舱门	
高 × 宽	1.75m × 1.78m
大货舱门	
高 × 宽	1.75m × 3.40m

内部尺寸

客舱（不含驾驶舱）	
长度	
波音 767-300/300ER	40.36m
最大宽度	4.72m
最大高度	2.87m
地板面积	
波音 767-300/300ER	184.7m^2
波音 767-400ER	213.8m^2
货舱容积	
波音 767-300/300ER	147.0m^3

重量及载荷（波音 767-300ER 载客 218 人，3GB：CF6-80C2B4F 发动机，标准起飞重量；3PB：PW4056 发动机，标准起飞重量；3RB：RB211-524G4 发动机，标准起飞重量。波音 767-400ER 载客 269 人，4GB：CF6-80C2B7F1 发动机，标准起飞重量；4PB：PW4056 发动机，标准起飞重量）

使用空重	
3GB	90810kg
3PB	90855kg
3RB	91625kg
4GB	103145kg
4PB	103870kg
最大起飞重量	
3GB，3PB，3RB	172365kg
4GB	181435kg
最大着陆重量	
3GB，3PB，3RB	145150kg
4GB，4PB	158760kg
最大零燃油重量	
3GB，3PB，3RB	133810kg
4GB	149685kg
最大燃油重量	
波音 767-300ER	73635kg
波音 767-400ER	73365kg
最大翼载	
3GB，3PB，3RB	608.3kg/m^2
4GB	624.2kg/m^2
最大推力载荷	
3GB	343kg/kN
3PB	339kg/kN
3RB	344kg/kN
4GB	328kg/kN

性能数据

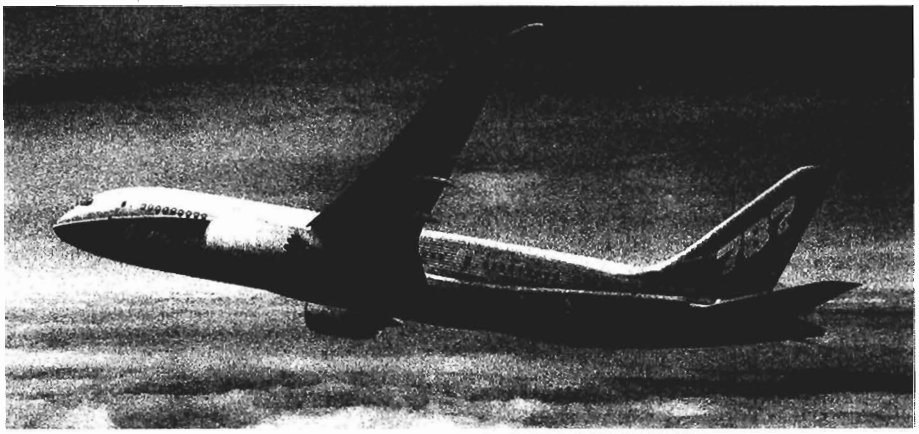
正常巡航速度	*Ma*0.80
进近速度（最大着陆重量）	
3GB，3PB	269km/h
3RB	275km/h
初始巡航高度（最大起飞重量）	
3GB	10700m
3PB，3RB	10730m
起飞场长	
3PB	2485m
3GB	2530m
3RB	2500m
着陆场长（最大着陆重量）	
3GB，3PB	1677m
3RB	1707m
设计航程	
3GB	9686km
3PB	9547km
3RB	9037km
4GB	8102km

噪声特性

起飞噪声	87.1dB
进近噪声	101.6dB
侧向噪声	95.4dB

Boeing787（波音787）

美国波音公司

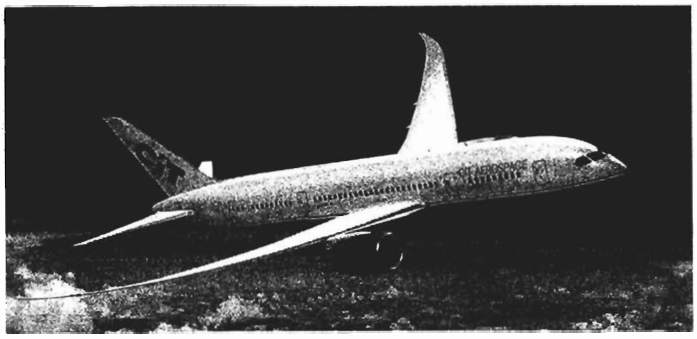


项目概况

波音 787 是美国波音公司正在研制的先进宽体客机。20 世纪 90 年代后期，波音飞机受到空客飞机的打压，波音 767 在与空客 A330 的竞争中处于下风，其民机市场份额不断流失给空客公司。于是波音公司决定研发新产品予以反击，很快向市场推出了“声速巡航者”(Sonic Cruiser)，强调在燃油消耗与波音 767 和空客 A330 相当的情况下，飞行速度接近声速。波音公司声称，“声速巡航者”充分体现了未来市场“快速、便捷”的新理念，将以其高速巡航性能、点到点的服务开创 21 世纪的全新飞行方式。的确，“声速巡航者”在市场刚一亮相，就以它完全不同于常规客机的布局，吸引了全球航空界的眼球，将之视为继欧洲的“协和”号超声速客机投入运营之后第一种比较接近市场实际需求的、经济上可承受的跨声速巡航飞行为目标的未来新型运输机。深受鼓舞的波音公司加快了研制工作，设计工作已经接近达到提出的设计目标，风洞试验证实该机可以以马赫数 0.98 的速度巡航飞行，比现有常规设计的运输机的巡航速度快 20%。

然而随着“9·11”事件的发生，全球航空市场严重受创，民机需求量急剧萎缩。在油价不断上升的情况下，航空公司认为低燃油消耗、高经济效益的飞机比高速度的飞机更重要。此外，许多用户都认为“声速巡航者”太“激进”了，它完全脱开了波音传统系列的体系，对于用户来说这将意味着必然是高投资、高风险、全新的备件和保障费用。因此“声速巡航者”很快受到市场的冷遇，这种情况迫使波音公司最终放弃了“声速巡航者”项目，转而提出波音 7E7(波音 787 的前身)项目，并将“声速巡航者”开发的许多技术引入到波音 7E7 飞机中，这里的“E”字有多种含义，包括效率 (Efficiency)、经济性 (Economics)、超舒适性和便利性 (Extraordinary Comfort and Convenience)、环保性能 (Environmental Performance) 等。波音公司声称，波音 7E7 将为航空公司降低运营成本，创造更多利润，同时为乘客提供更舒适的客舱环境，以及更多的不经停直飞航线。

由于波音 7E7 项目是波音公司在先后取



消波音 747 的加大型和“声速巡航者”项目以后启动的又一个新项目，被波音公司看成是在 21 世纪能否继续维持在世界民用航空制造业领先地位的最后一次机会，不仅不容许有任何闪失，而且要抢回损失的时间，占得市场先机，为此，波音公司采取了一系列非常规的理念和举措。

首先，波音公司一反常规地同时提出了型号和生产两项适航申请，这是波音公司首次为一种飞机同时向适航当局提交型号和生产两项适航申请，希望同时取得飞机设计批准和生产许可证，以显示波音公司对波音 7E7 未来市场的自信和信心。接着借助互联网平台，在全球范围内开展为飞机命名活动，以达到让全球关注波音新产品的目的。第三个创新之举是组织一个虚拟的“全球设计团队”，通过调查问卷的方式，广泛听取公众对飞机设计方面的建议。而在波音公司内部，除了汇聚公司最优秀的材料和飞机结构专家进行相应的技术研发工作以外，还组建了一支几乎囊括了世界各国顶级的航空机载系统和设备制造商组成的系统专家团队，帮助分析飞机在系统方面的各种可能和最佳的技术方案，并邀请了全球 40 多家航空公司参与飞机的发展和设计。第四个举措是波音公司首次采用风险共享的方式发展波音 7E7，也就是说当波音公司选中了一家供应商后，这家供应商将在飞机全周期过程中与波音公司共同承担风险，共同分享回报。

2003 年 1 月 29 日，波音公司对外公布有关波音 7E7 项目信息，并任命了项目主管，同年 4 月向美国联邦航空局提交了型号设计申请。2004 年 4 月，日本全日空航空公司作为启动用户签订确认订单 50 架飞机后，该项目正式启动，2005 年 1 月 28 日正式改名为波音 787。第一架波音 787 原型机于 2007 年 7 月 8 日下线，原计划于 2007 年 12 月开始首飞，并在 2009 年获得认证后开始交付使用，然而由于出现了一系列突发事件，先是飞机紧固件的大量短缺，接着又发现机翼中央翼盒强度不够需要重新设计，这些问题刚得到初步解决，又发生了装配工人举行 57 天的大罢工事件以及成千个紧固

件质量不合格需要更换，致使波音 787 的首次飞行延迟到 2009 年第二季度，首架交付日期也延迟到 2010 年第一季度，比最初预计时间晚了近两年。

尽管如此，波音 787 的销售似乎并没有受到影响，截至 2008 年 12 月 10 日，波音 787 订单数量超过 900 架，是波音飞机中投入使用前销售最多的机型。按 2008 年币值计算，波音 787-3 的单价为 1.5 亿～ 1.555 亿美元，波音 787-8 的单价为 1.61 亿～ 1.715 亿美元，波音 787-9 的单价为 1.94 亿～ 2.055 亿美元。

主要型别

波音 787-8 基本型。载客 210 ～ 250 人。

波音 787-8 VIP 公务型。客舱最大宽度 5.46m，地板面积 223.3m^2，载客 8 人时航程为 19334km，载客 100 人时航程为 17195km。

波音 787-3 波音 787-8 的短程型。载客 290 ～ 330 人，主要针对高密度短程航线设计，机翼重新进行优化设计并减小翼展以利于短航程飞行，预计 2010 年 12 月投入使用。

波音 787-9 波音 787-8 的加长型。载客 250 ～ 290 人，预计 2010 年投入使用。

波音 787-10X 针对空客 A350-900 而研制的机型。2005 年开始研制，机身长度增至 68m，最少载客 290 人。

设计特征

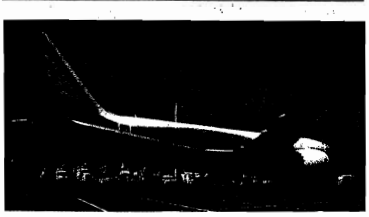
波音 787 采用了悬臂式下单翼、机翼下前伸吊挂两台高涵道比涡扇发动机和常规尾翼布局。

机翼 机翼外侧有低速副翼，内侧有高速副翼，外侧襟翼前有 3 块扰流片 / 减速板，还有两块位于内侧襟翼，机翼翼盒和机身结构以复合材料为主体，机翼除了使用钛 - 石墨层压材料外，还大量使用了碳纤维和环氧材料。

机身 机体主要由国外供应商提供（约 65%），其中 35% 在日本生产，三菱重工业公司生产复合材料机翼，川崎重工业公司提供前机身、主起落架和机翼后缘的零部件，富士重工业公司负责中央翼盒的设计和组装以及中央翼盒与主起落架舱的集成。美国沃特飞机公司和意大利阿莱尼亚航空公司负责制造中机身、后机身以及水平尾翼。

起落架 可收放前三点式，由法国梅西埃 - 道蒂公司设计和制造，前起落架为并列双轮，前轮规格为 40×16.0P16/26R，胎压为 12.9×10^5Pa，前轮最大转弯角为 65°。主轮规格为 50×20.0R22.34PR，胎压为 11.9×10^5 Pa。采用电刹车。

动力装置 两台涡扇发动机，单台推力为 235 ～ 311kN，可选用通用电气公司的 GEnx 发动机或罗罗公司的遄达 1000 发动机，波音公司



6027km，起飞滑跑距离为2830m，巡航速度为870km/h。2004年12月，伊留申航空联合体股份公司开始研制伊尔-96-400T的加油/运输型，用于取代俄罗斯空军的伊尔-78飞机。

伊尔-98 计划中的伊尔-96M/T双发改型。预计安装两台西方的发动机，候选发动机包括美国通用电气公司的GE90、英国罗罗公司的遄达发动机、普惠公司的PW4000。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，带有翼梢小翼，有上反角，1/4弦线后掠角30°。内翼段有3根翼梁，外翼段两根翼梁，7块蒙皮壁板，上翼面3块，下翼面4块，在每侧机翼上都有整体加强件，全翼展前缘缝翼。机翼后缘内侧为双缝襟翼和一个小副翼，外侧为两段单开缝襟翼。外侧副翼用作突风阻尼器，以消除颤振。每块内侧襟翼前有3块减速板，外侧襟翼前有6块扰流片，所有飞行控制全部采用3余度的电传操纵系统。

机身 普通半硬壳式轻铝合金圆形截面结构，主驾驶舱和地板下货舱的地板为蜂窝结构。

尾翼 普通后掠悬臂式结构，平尾带有上反角，1/4弦线后掠角37°30′。平尾迎角可变，在两个翼段上各有一个操纵面，无调整片。

起落架 可收放4点式，双轮式前起落架向前收起，3个4轮小车式主起落架，两个向后收入翼根/机身整流罩内，第三个主起落架装在机身下中部，位于另两个主起落架的后面，可自身旋转20°向前收起。油气缓冲器。前轮尺寸1260mm×460mm，主轮尺寸1300mm×480mm，所有胎压均为11.65×10^5Pa。

动力装置 伊尔-96-300装4台PS-90A涡扇发动机，装在机翼前缘的发动机吊舱内，单台推力为156.9kN，机翼整体油箱和机身中央翼盒油箱，总燃油容量148260L。尾锥内有辅助动力装置。伊尔-96M/T装4台普惠公司的PW2337涡扇发动机，单台推力为164.6kN，原计划用PS-90A的改型PS-90P发动机取代PW2337作为伊尔-96M/T的动力装置，但后来PS-90P计划被取消。

座舱 伊尔-96-300的驾驶舱为3人制，1名正驾驶员、1名副驾驶员和1名飞行工程师，另设两个附加座椅，供空勤人员或观察员使用。全部经济舱客舱布局可载客300人，有两个客舱，由配餐室和通往下舱的楼梯隔开，可分别

载客66人和234人。每排9座，排距87cm，有两个过道，各55cm宽，前面有两个卫生间和一个衣柜，后面有6个卫生间，供客舱服务人员使用的一个行李架及数个座椅。3级客舱布局有235个座椅，前舱为头等舱，22座，每排6座，排距102cm；中舱为公务舱，40座，每排8座，排距90cm；后舱为经济舱，173座，每排9座，排距87cm。左舷上层有3个客舱门供乘客使用，右舷对应有3个应急门。下层舱设有一个前货舱室，可放置6个ABK-1.5（LD3）集装箱，机翼后的中舱可放置10个ABK-1.5集装箱或货盘，机尾的梯形货舱可容纳零散货物，飞机右舷设有3个货舱门。

伊尔-96M的驾驶舱为双人制。3种客舱布局形式：3级客舱布局载客312人，头等舱18人，排距152.4cm；公务舱44人，排距91.5cm；经济舱250人，排距86.4cm。两级客舱布局载客335人，公务舱85人和经济舱250人。全部经济舱布局载客375人。设有8个应急门，下层货舱可容纳32个标准LD3集装箱。伊尔-96T货机在飞机左舷、机翼前面设有一个

大的货舱门，尺寸为 4.85m × 2.87m。

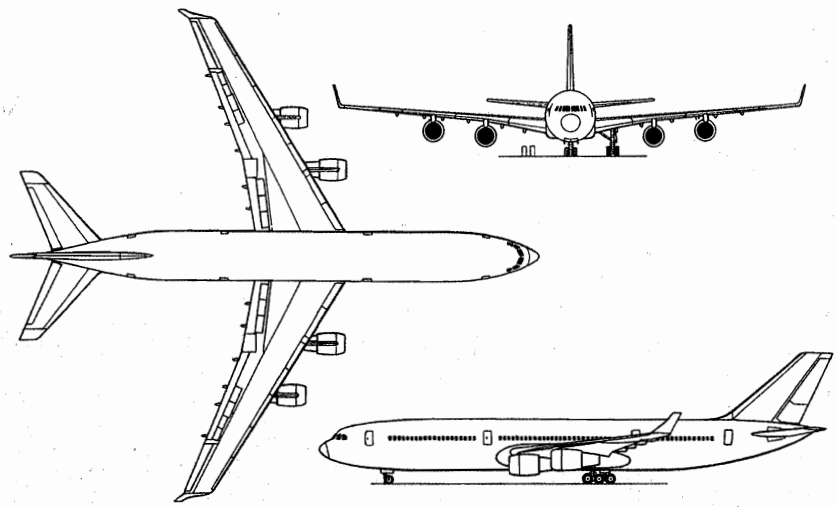
系统 有 4 个自动液压系统，压力为 207×10^5Pa，可用于防火和防爆。飞机尾锥内的辅助动力装置可用于发动机起动和地面停机时为空调供电。

机载设备 驾驶舱内保留有常规的备用仪表，但主要飞行信息在彩色阴极射线管的复式双屏幕上显示，由卫星导航系统、欧米伽远程导航系统和其他传感器反馈。3 余度飞行控制和飞行管理系统以及平视显示器，允许在国际民用航空组织第Ⅲa 类最低条件下全自动进近着陆。复式发动机和系统监控及故障告警系统把飞行中的信息反馈给飞行工程师工作站和地面监控人员。另一个电子系统自动提供实时重量和重心状态数据。

使用特点

伊尔-96 的外形与伊尔-86 相似，但经过重新设计，最明显的不同在于伊尔-96 带有翼梢小翼，从而减小了飞行阻力。采用不同于伊尔-86 的发动机，使得伊尔-96 克服了伊尔-86 的性能缺陷。新结构材料和技术的应用，使伊尔-96 的使用寿命达 60000 飞行小时或 12000 个起落。伊尔-96-300 飞机曾被俄罗斯前总统弗拉基米尔·普京选作为他的 VIP 专机，从而使其名声大振。

截至 2008 年 2 月，伊尔 -96 飞机从未发生过空难事件，仅出现过一些小事故，其中包括俄罗斯前总统普京的座机在芬兰土尔库发生故障。2005 年 8 月 22 日～ 10 月 3 日，俄罗斯民航局曾停飞所有的伊尔 -96-300 飞机检查刹车装置。



技术数据（伊尔-96-300）

外形尺寸			
机长	55.35m	翼展	
机高	17.55m	不含翼梢小翼	57.66m
机身直径	6.08m	含翼梢小翼	60.10m
		展弦比	9.5

机翼面积	391.6m^2
主轮距	10.40m
前后轮距	20.06m
客舱门	
高 × 宽	1.83m × 1.07m
应急门 (3 个)	
高 × 宽	1.825m × 1.07m
货舱门 (前面和中间)	
高 × 宽	1.825m × 1.78m
货舱门 (后面)	
高 × 宽	1.38m × 0.972m

内部尺寸

客舱	
高度	2.60m
最大宽度	5.70m
容积	350m^3
货舱容积	
前货舱	37.10m^3
中货舱	63.80m^3
后货舱	15.00m^3

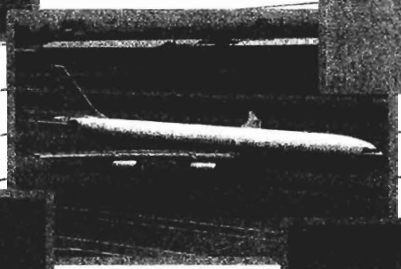
重量及载荷

基本使用重量	117000kg
最大起飞重量	216000kg
最大着陆重量	175000kg
最大商载	40000kg
最大零燃油重量	157000kg
最大翼载	551.6kg/m^2

性能数据

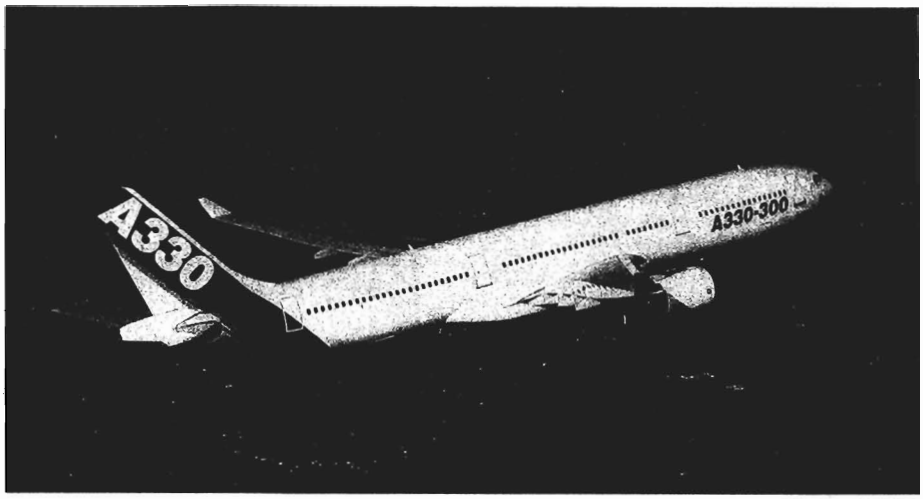
正常巡航速度 (高度 10100 ~ 12100m)	
	850 ~ 900km/h
进近速度	260km/h
起飞平衡场长	2600m
着陆平衡场长	1980m
航程	
最大商载	7500km
30000kg 商载	9000km
15000kg 商载	11000km

300座以上机型



A330

国际合作　空中客车公司



项目概况

A330是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的双发宽体运输机。1987年6月5日，空客公司宣布A330和A340两个型号同时上马，A330飞机采用先进的机翼、高效率发动机并大量使用复合材料减轻飞机重量，飞机每客千米油耗和每客直接使用成本都有较大降低，A330的每客千米油耗分别比DC-10-30、波音747-400和波音767-400节省61%、14%和12%；每客直接使用成本分别降低34%、4%和9%。

A330于1992年11月2日首飞，1993年10月21日获得型号合格证，1993年12月开始交付使用。截至2008年11月30日，累计交付A330系列飞机578架，其中包括327架A330-200，251架A330-300。按照2008年币值计算，A330-200单机价格为1.386亿美元，A330-300单机价格为1.554亿美元，A330-200F单机价格为1.66亿美元。

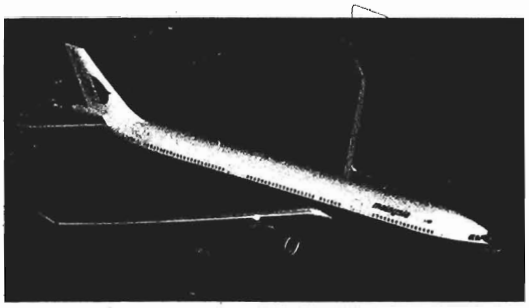
A330系列飞机是现役空客飞机中航程较远的双发飞机，目前已拥有60多家客户及运营商，累计飞行时间超过500万小时。

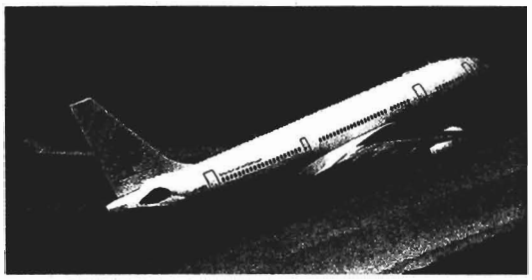
主要型别

A330-300　基本型。典型3级客舱载客295人，飞机燃油容量为97170L，最大起飞重量为212000kg，1995年11月后交付的飞机最大起飞重量增加至217000kg，1997年后交付的飞机的最大起飞重量达到230000kg，2001年年初之后交付的飞机可选用最大起飞重量233000kg。

A330-200　增程型。1995年11月24日开始研制，机身缩短10个隔框，最大起飞重量为230000kg。1997年8月13日首飞，1998年5月开始交付使用。根据用户要求，A330-200选装的发动机包括CF6-80E1、CF6-80A1A3、PW4000以及遄达772等。

A330-200F　A330-200货运型。主要用于替代DC-10/MD-11货机。原计划在2001年法





国巴黎航展上宣布启动，后被延期。2007年1月17日，空客公司又重新启动该项目，预计到2009年第四季度投入使用。最大商载63500kg，航程超过7778km，主舱可容纳20个2.24m×3.17m×2.44m的标准货盘或集装箱，底舱可配装14个LD3集装箱加上6个LD6集装箱。预计今后10年可生产交付200架。

A330-500 计划的A330-200缩短型。机身缩短8个隔框。2000年7月宣布启动，研制初期命名为A330-M18，后因研制A380，该项目被搁置。

A330MRTT 在A330-200的基础上研制的空中加油机。可用于空中加油及战略运输。

设计特征

A330与A340采用相同的机身，只是长度稍有不同，驾驶舱风挡和顶盖、机翼、尾翼、起落架和各种系统均相同（详见A340）。

动力装置 两台高效率涡扇发动机。最初选用美国通用电气公司的CF6-80E1A2发动机，单台推力287kN（远程型选用CF6-80E1A4发动机，单台推力297kN），可选其他发动机，包括：通用电气公司CF6-80E1A3发动机，单台推力305kN；普惠加拿大公司PW4168/A发动机，单台推力287kN；英国罗罗公司遄达772-60/772B-60A，单台推力316kN；普惠加拿大公司PW4164发动机，单台推力287kN以及英国罗罗公司遄达768-60，单台推力300kN。A330-200最大燃油容量为139527L；A330-200F最大燃油容量139100L；A330-300最大燃油容量97525L。

座舱 A330-300为典型3级客舱布局载客295人（头等舱12人，公务舱42人，经济舱241人），标准两级客舱布局载客335人（头等舱35人，经济舱300人），或全部经济舱载客440人。A330-200为3级客舱布局载客253人（头等舱12人，公务舱36人，经济舱205人）或两级客舱布局载客293人。

使用特点

A330系列飞机航程远和效益高的特点可以满足任何市场的需求，A330系列飞机在结构、气动性能和系统方面获得最高水平的技术支持，从A340-500/600飞机研发中受益，包括采用降

低机身重量的更轻、更坚硬的金属合金和复合材料。此外，机翼在气动性能方面也进行了优化，提高了飞机在中程和远程飞行时的燃油效率。

A330 宽体机身能够满足不同运营商对客舱座位数和分级布局的各种需求，无论是头等舱、公务舱还是经济舱，A330 飞机都有更大空间和更宽敞的座位，A330 也拥有安静的客舱以及专门为滚轴式旅行箱设计的宽敞的头顶行李舱。A330 可配备最新型的机上娱乐系统以及新一代机载通信设备。A330 系列飞机的底舱与主舱一样宽敞，下层货舱的货运能力可运载更多货物。

截至 2008 年，涉及 A330 的重大事故只有一起。1994 年 6 月 30 日，一架试飞的 A330 从图卢兹起飞后不久失事坠毁，机上 7 人全部罹难；此外，2 架 A330 涉及劫机事件，导致 1 人死亡；另有 9 架 A330 涉及其他事件，但没有人员死亡；最近一次是在 2007 年 11 月 21 日，一架准备交付毛里求斯航空公司的 A330-200 飞机在法国图卢兹进行用户验收试飞时发生事故，机上 10 人中 7 人受伤。2001 年 8 月 24 日，一架 A330 飞机在大西洋上空因为燃料泄漏造成缺油导致发动机熄火，该机在无动力情况下安全飞行 120km，进行了一次历史上最长的大型喷气式飞机滑翔飞行，最后在亚速尔群岛的空军基地降落。事件中无人员死亡，仅有部分乘客受伤，飞机受到轻微损坏。

技术数据

外形尺寸	
机长	
A330-200	58.80m
A330-300	63.58m
机高	
A330-200	17.40m
A330-300	16.85m
翼展	
A330-200	60.30m
A330-300	60.30m
展弦比	
A330-200	10.1

A330-300	10.1
机翼面积	
A330-200	361.6m²
A330-300	361.6m²
主轮距	
A330-200	10.69m
A330-300	10.69m
前后轮距	
A330-200	22.20m
A330-300	25.60m

内部尺寸

客舱	
长度	
A330-200	45.00m
A330-300	50.35m
最大宽度	
A330-200	5.28m
A330-300	5.28m
最大高度	2.40m
货舱	
最大高度	1.70m
宽度	3.175m
前货舱容积	
A330-200	
标准	55.0m³
可选	62.6m³
A330-300	
标准	69.1m³
可选	80.5m³
后货舱容积	
A330-200	
标准	46.1m³
可选	53.7m³
A330-300	
标准	55.6m³
可选	62.6m³
下层散货货舱容积	
A330-200/300	19.7m³

重量及载荷（C：装 CF6-80E1A3/A4 发动机；P：装 PW4168A 发动机；T：装遄达 772B 发动机）

使用空重（标准、3 级客舱布局）	
A330-200	
C	120500kg
P	121100kg
T	120600kg
A330-300	
C	124500kg
P	125100kg
T	124600kg
最大起飞重量	
A330-200/300（标准）	230000kg
A330-300（可选）	233000kg
最大着陆重量	
A330-200	
标准	180000kg
可选	182000kg
A330-300	
标准	185000kg
可选	187000kg
最大停机坪重量	
A330-200/300（标准）	230900kg
A330-300（可选）	233900kg
最大商载（标准型）	
A330-200	
C	47500kg
P	46900kg
T	47400kg
A330-300	
C	48500kg
P	47900kg
T	48400kg
最大零燃油重量	
A330-200	
标准	168000kg
可选	170000kg
A330-300	

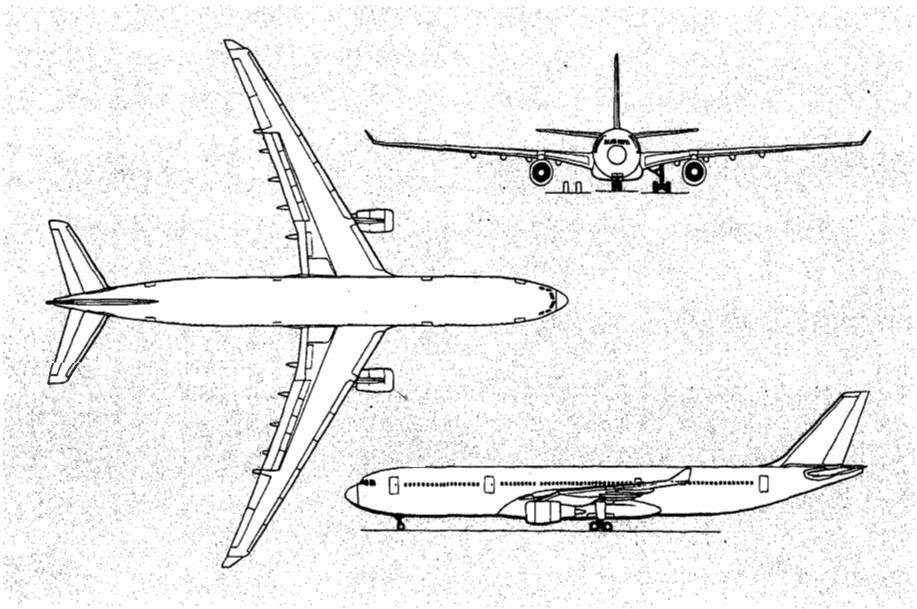
标准	173000kg
可选	175000kg
最大翼载	
A330-200/300	
标准	633.4kg/m^2
可选	644.4kg/m^2

性能数据

最大使用马赫数	0.86
最大使用速度（海平面，国际标准大气）	666km/h
巡航马赫数	0.82
实用升限	12525m
起飞场长（海平面，国际标准大气，装遄达772B发动机）	
A330-200	
标准起飞重量	2530m
可选起飞重量	2652m
A330-300	
标准起飞重量	2515m
可选起飞重量	2606m
着陆场长（海平面，国际标准大气，装遄达772B发动机）	
A330-200	
可选着陆重量	1722m
A330-300	
可选着陆重量	1753m
航程（满载乘客，飞行370km用余油）	
A330-200	12315km
A330-300	10370km

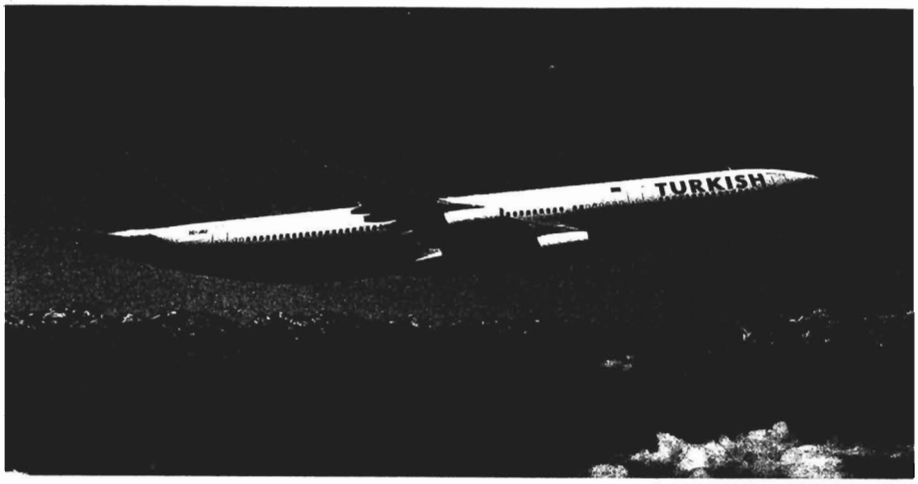
噪声特性（A330-300，A：装遄达768发动机；B：装遄达772发动机）

起飞噪声	
A	89.8dB
B	98.0dB
进近噪声	
A	96.8dB
B	104.0dB
侧向噪声	
A	96.5dB
B	101.0dB



A340

国际合作　空中客车公司



项目概况

A340是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的4发远程宽体客机。1987年6月5日项目启动，1991年10月25日A340-300首次试飞；1992年4月1日A340-200首飞，1992年12月22日两型均获欧洲适航合格证，A340-200于1993年1月29日交付德国汉莎航空公司，A340-300于1993年2月交付法兰西航空公司使用，两种型号同时于1993年5月27日获得美国联邦航空局适航证书。

A340与A330同时上马，A330为双发中短程客机，A340为4发远程客机，两种机型除了发动机的数量和与发动机相关的系统不同外，其余85%的零部件可以通用，从而降低了研制费用，缩短了研制周期，并可大大减少零备件储存的种类和数量。A330和A340两个型号的初期研制费用共计55亿美元。

截至2008年11月30日，A340系列飞机累计交付359架，其中包括246架A340-200/300，28架A340-500和85架A340-600。按2008年币值计算，A340-300的单机价格为1.65亿美元，A340-500的单机价格为1.9亿美元，A340-600的单机价格为1.93亿美元。

主要型别

早期A340-300　初始型。载客375人（标准）或440人（可选），动力装置采用CFM56-5C2涡扇发动机，典型载客295人时航程可达13519km。

目前A340-300　原为A340-300X型。载客量与初始型相同，动力装置采用CFM56-5C4涡扇发动机，单台推力151.2kN，增强了起落架，改善了气动性能，并且可选择增大中央油箱使燃油容量得到增加。1995年8月25日首飞，1996年4月17日开始交付使用。

A340-300E　增强型。主要选用4台升级型CFM56-5C4/P涡扇发动机，最大起飞重量276500kg，启动用户是南非航空公司，2004年3月9日交付使用。

A340-200　A340-300的短机身、远程型。

与A340-300初始型所装动力装置相同。最大载客量420人，典型两级客舱布局载客303人或典型3级客舱布局载客262人。

A340-213 A340-200改型。在后货舱处增加了两个油箱，从而能够容纳更多的燃油。机身和机翼进行加固，装4台CFM56-5C4涡扇发动机，单台推力151.2kN，最大起飞重量275000kg，航程可达15000km，3级客舱布局载客232人。1996年3月确定方案，1997年12月交付使用。

A340-600 A340-300加长型。在A340-300基础上改进，机身加长20个隔框，机翼前机身加长5.87m，机翼后机身加长3.20m，翼根处机身加长1.6m。增加了平尾面积，方向舵采用全电控制，改善了飞机的气动性能，增加了燃油容量。最大起飞重量达365000kg（标准）和368000kg（可选）。3级客舱布局载客380人或全部经济舱布局载客475人时航程达13890km。1997年12月8日开始研制，2001年4月23日首飞，2002年5月29日取证，2002年7月22日开始交付使用。

A340-500 超远程型。在A340-600基础上改进，3级客舱布局载客313人，航程达16020km。机身比A340-300长3.20m，相当于长6个隔框，比A340-600短14个隔框；动力装置采用罗罗公司的遄达553发动机，单台推力236kN，最大起飞重量达368000kg。1997年12月8日开始研制，2002年2月11日首飞，2002年12月3日取证，2003年9月15日开始交付使用。

A340 ARGOS 大气研究试验台。研究地球上人类活动对气候变化的影响，另外还用5架A340飞机定期收集臭氧和水蒸气数据。

设计特征

机翼 A340和A330采用新设计的机翼，比A300-600的机翼面积大近40%，后掠角30°。翼型弯度可变，翼尖加装翼梢小翼。每侧机翼上有两片外侧副翼和5片外侧扰流片提供滚转操纵，增升装置由全翼展前缘缝翼、襟翼以及副翼下偏组成，副翼和扰流片上偏可减速或减升。

机身 普通半硬壳式增压结构，A340采用了大量复合材料和铝锂合金，每架飞机约有3000kg的铝锂合金用于机身结构、桁条等部件，尾翼、各操纵面、整流包皮、客舱地板均由复合材料制造。飞机各检查口盖、尾锥、缝翼传动机构的密封罩、

动力装置 早期装4台CFM56-5C2涡扇发动机，单台推力138.8kN。可选发动机包括推力为144.6kN的CFM56-5C3、推力为151.2kN的CFM56-5C4，以及遄达553和遄达556，单台推力分别为248kN和260kN。1996年前交付的A340-200/300燃油容量为138600L，1996～1997年交付的A340-200/300燃油容量为140640L，1997年以后交付的A340-200/300燃油容量为141500L；A340-500的燃油容量为214405L，A340-600的燃油容量为194987L。

驾驶舱顶盖均为超塑性成形/扩散连接。

尾翼 可调平尾和左右升降舵控制飞机的俯仰动作，平尾为机械操纵，但需配合使用电传操纵。

起落架 主起落架为4轮小车式，前起落架为双轮式。主轮规格为54×21.0-23或者46×17.0R20或1400×530R23；前轮规格为40.5×15.5-6或者30×8.8R15或1050×395R16。早期交付的A340飞机在机身中部中线位置还设有一个向后收起的双轮辅助起落架，A340-500/600的辅助起落架改进为向前收起的4轮小车式，A340-300E的起落架及相应的结构进行了加固。

座舱 双人制驾驶舱，采用侧杆操纵，主仪表板上有6个多功能彩色显示器，所有性能数据均为数字化显示，除装有飞行管理系统和电子飞行仪表系统外，还增加了飞机重心管理系统。油门杆和发动机控制板放在中央仪表板下方。

客舱除了进行现代化豪华装饰和布置外，还有先进的声像娱乐设备。机内设有通信中心，

在机内可与地面通长途电话和拍发电报。客舱座位配置为头等舱每排 6 座，公务舱每排 6 座，经济舱每排 8 座（可选每排 9 座）。A340-200 有两种客舱布局：262 座布局包括 18 个特等座、74 个头等座和 170 个经济座位，303 座布局包括 30 个头等座和 273 个经济座位；A340-300 包括两种客舱布局方案：295 座布局包括 18 个特等座和 84 个头等座以及 193 个经济座位，335 座布局包括 30 个头等座和 305 个经济座位；A340-500 典型布局 313 座；A340-600 典型布局 380 座。所有布局方案均为双通道，如为单通道，A340-300/200/500/600 拥有座位数量分别为：440、420、375 和 475 座。客舱顶部中央也设有大容积手提行李柜，改进的卫生间真空系统技术，可使卫生间安排更加灵活方便。

系统 安装美国汉胜公司 GTCP331-350C 辅助动力装置。

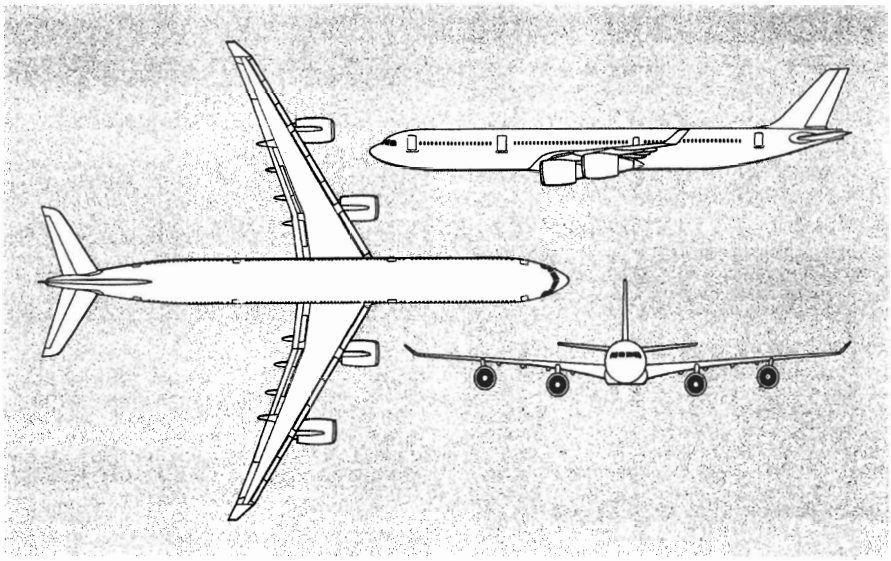
机载设备 控制电传系统的计算机包括 3 台主飞行控制计算机和两台辅助飞行控制计算机，主计算机和辅助计算机具有不同的硬件和体系结构。电子飞行仪表系统包括主飞行显示器、导航显示、电子集中式监视器，显示器由 3 台显示管理计算机控制。

使用特点

A340 系列飞机处于 295 ~ 380 座级飞机市场的领先地位，该机采用先进的材料、系统和航空电子设备，削减了飞机维修成本，降低了飞机重量并减少了燃油成本。此外，A340-300E 增强型飞机还从发动机维修成本降低中受益，CFM56-5C/P 发动机提高了燃油效率，同时还满足未来的噪声和排放要求。飞机每客千米油耗和每客直接使用成本都有较大幅度的降低，A340 每客千米油耗比波音 747-400 低 11%；每客直接使用成本比波音 747-400 低 0.4%。

A340 飞机为所有乘客提供了良好的舒适环境。头等舱乘客享受每排 4 座位的布局，公务舱布局可确保每位乘客的座位不是临窗就是靠过道，而经济舱一般采用每排 8 座位布局，可确保乘客距过道最远不超过一个座位。该型飞机宽大的底舱也可给运营商带来丰厚的货运收入。

A340-500 和 A340-600 飞机航程较远，配备 4 台发动机的布局可使运营航空公司灵活制定稍远程和超远程航线计划，同时有能力开辟新的航线。此外，配备 4 台发动机还可使 A340 飞机不受山区、沙漠和极地等极端偏远地区地形的影响。目前，加拿大航空公司、阿联酋航空公司、卡塔尔航空公司、新加坡航空公司和泰国航空公司都在使用 A340-500，分别飞行从曼谷到纽约、从新加坡到洛杉矶等世界上最长的商业不经停直飞航线。



技术数据

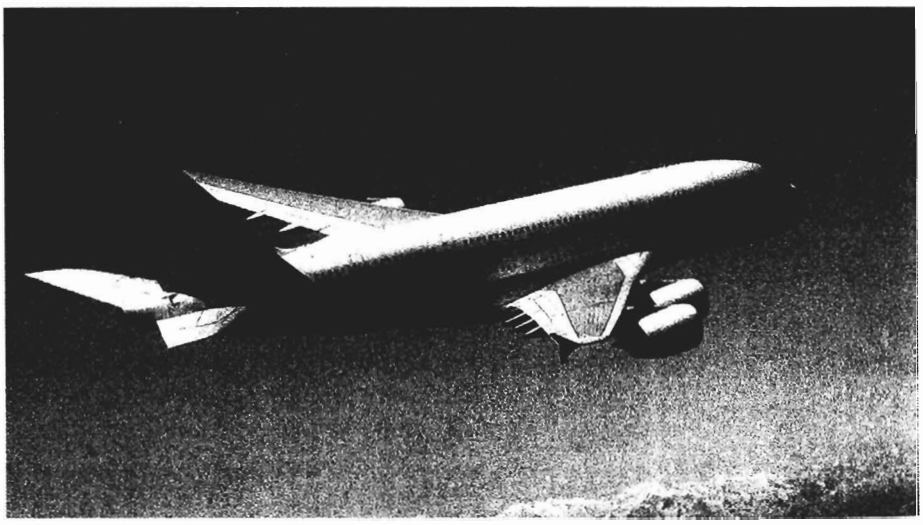
外形尺寸	
机长	
A340-200	59.42m
A340-300	63.68m
A340-500	67.51m
A340-600	74.96m
机高	
A340-200/300	16.84m
A340-500/600	17.75m
机身最大直径	
A340-200/300/500/600	5.64m
翼展	
A340-200/300	60.30m
A340-500/600	63.45m
展弦比	
A340-200/300	10.1
A340-500/600	9.3
机翼面积	
A340-200/300	361.60m^2
A340-500/600	437.00m^2
主轮距	
A340-200/300/500/600	10.69m
前后轮距	
A340-200	23.47m
A340-300	25.40m
A340-500	27.58m
A340-600	32.89m
内部尺寸	
客舱	
长度（不含驾驶舱）	
A340-200	46.08m
A340-300	50.34m
A340-500	53.54m
A340-600	60.99m
最大宽度	5.28m
最大高度	2.40m
重量及载荷	
使用空重	
A340-200	129500kg
A340-300	
基本	129300kg
可选	130000kg

A340-500	
基本	170900kg
可选	174800kg
A340-600	
基本	177800kg
可选	181900kg
最大起飞重量	
A340-200	
标准	253500kg
可选	257000kg
A340-300	
标准	275000kg
可选	276500kg
A340-500	
标准	368000kg
可选 1	372000kg
可选 2	380000kg
A340-600	
标准	365000kg
可选 1	368000kg
可选 2	380000kg
最大着陆重量	
A340-200	181000kg
A340-300	
标准	190000kg
可选	192000kg
A340-500	
标准	240000kg
可选 1	243000kg
可选 2	246000kg
A340-600	
标准	256000kg
可选 1	259000kg
可选 2	265000kg
最大停机坪重量	
A340-200	
标准	254400kg
可选	257900kg
A340-300	
标准	275900kg
可选	277400kg
A340-500	
标准	369200kg
可选 1	373200kg
可选 2	381200kg
A340-600	
标准	366200kg
可选 1	369200kg
可选 2	381200kg
最大商载	
A340-200	43500kg
A340-300	50900kg
A340-500	54100kg
A340-600	64300kg
最大零燃油重量	
A340-200	169000kg
A340-300	
标准	178000kg
可选	181000kg
A340-500	
标准	225000kg
可选 1	230000kg
可选 2	232000kg
A340-600	
标准	242000kg
可选 1	245000kg
可选 2	251000kg
最大翼载	
A340-200	
标准	701.0kg/m^2
可选	710.7kg/m^2
A340-300	
标准	760.5kg/m^2
可选	764.7kg/m^2
A340-500	
标准	842.1kg/m^2
可选 1	851.3kg/m^2
可选 2	869.6kg/m^2

A340-600	
标准	835.2kg/m²
可选 1	842.1kg/m²
可选 2	869.6kg/m²
性能数据	
最大使用马赫数	0.86
最大使用速度	616km/h
巡航马赫数	
A340-200/300	0.82
A340-500/600	0.83
实用升限	12525m
起飞场长（海平面，国际标准大气，标准最大起飞重量）	
A340-200	3017m
A340-300	3125m
A340-500	3125m
A340-600	3140m
航程（使用空重，飞行 370km 用余油）	
A340-200（239 人）	14816km
A340-300（295 人）	
标准	13334km
可选	13704km
A340-500（313 人）	16019km
A340-600（380 人）	13890km
噪声特性	
起飞噪声	
A340-300	95.6dB
A340-600	93.5dB
进近噪声	
A340-300	96.9dB
A340-600	99.9dB
侧向噪声	
A340-300	96.1dB
A340-600	95.5dB

A380

国际合作　空中客车公司



项目概况

A380是欧洲空中客车公司（空客公司）研制的一种4发洲际航程宽体大容量客机，载客530～850人。A380原称A3XX，工程研制阶段始于1994年6月初，1996年3月空客公司成立A3XX项目发展公司，1996年4月开始概念设计，1997年在法国巴黎航展上展出了A3XX的机身截面模型，2000年12月19日该机被命名为A380。2004年5月25日开始静力试验，2005年4月27日完成首飞。2006年1月A380在哥伦比亚麦德林市成功完成了高空飞行试验。2006年2月，A380飞机在加拿大伊魁特市进行了寒冷天气条件下的飞行试验，当地温度达到了-30℃。从2005年下半年起，A380飞机先后在法兰克福、新加坡、悉尼、墨尔本、吉隆坡以及迪拜进行的机场兼容性测试也都获得了成功。A380原定2006年年初开始交付使用，由于机舱电线布置等问题导致交付期推后，直到2007年10月15日首架客机才交付新加坡航空公司，按2004年币值计算，A380的研制费用约为144亿美元。预计到2010年，A380客机的产量有望达到每月4架，全年产量约50架。

截至2008年11月30日，A380飞机共获订单198架。截至2008年12月31日，A380飞机已交付13架。按2008年币值计算，A380-800飞机的单价约为2.75亿美元。

主要型别

A380-800 基本型。正常载客量555人。

A380-700 计划的缩短型。潜在替代波音747，用于填补A380-800与A340-600间的航程空白，在机翼前后各移去一个机身段，发动机单台推力298kN，载油量与A380-800相同。目前还未开始研制。

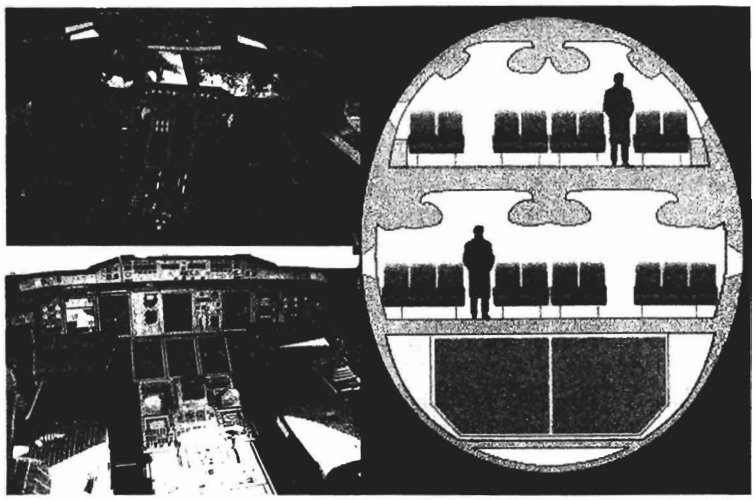
A380-800F 货运型。全部用于载货，可载150000kg货物。目前已有阿联酋航空公司(Emirates)、美国联邦快递公司等客户承诺购买A380-800F。上部货舱能够装载17～25个货盘或者集装箱，主货舱能够装载29～33个货盘或者集装箱，下部货舱能够装载13个货盘或者集装箱。整个货舱容积达到1133m^3。到目前为止，空客公司尚未确定何时推出A380-800F，因为空客公司仍在全力向客户交付A380-800客机型。

A380-900 加长型。3级客舱布局载客656人，高密度型载客1000人。增加最大起飞重量和油箱容量。目前还未开始研制。

设计特征

该机采用常规布局形式，但采用新的结构

材料、起落架和气动力设计。与其他大容量客机的主要区别在于它采用全长度双层客舱布局。



机翼 悬臂式下单翼，1/4 弦线后掠角 35° 44′，单缝襟翼，襟翼前缘下偏以改善飞机爬升性能。每侧机翼设有副翼和副翼液压作动装置，以及带有独立作动器的扰流片。所有襟翼、扰流片、中央翼盒、发动机整流罩均采用碳纤维增强塑料（CFRP）复合材料（CFRP 由 60% 的碳纤维和 40% 的树脂组成，密度小，坚固耐用，在使用中不会因疲劳或腐蚀受损）。

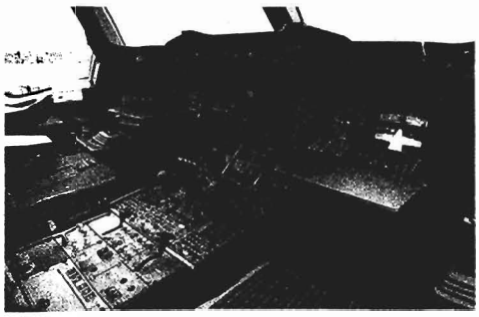
机身 上部机身外壳采用 GLARE 新型材料。上层机舱地板梁和密封隔框由 CFRP 复合材料制成。

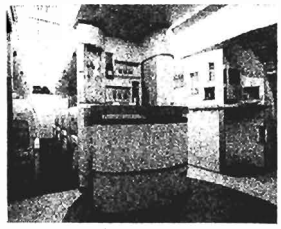
尾翼 垂直安定面翼盒、方向舵、水平安定面和升降舵均采用 CFRP 复合材料制成。

起落架 起落架系统包括 5 个起落架共 20 个机轮。前起落架为双轮，主起落架包括两个 4 轮和两个 6 轮起落架，分别收入机翼内和机身下，6 轮起落架位于 4 轮之后。主起落架系统由美国古德里奇公司提供，法国米其林 AIR X NZG 轮胎，日本的普利司通轮胎作为备选。采用碳刹车。

动力装置 配装 4 台英国罗罗公司的遄达 900 系列发动机。1996 年 11 月空客公司与罗罗公司签署了谅解备忘录，空客公司将遄达 900 系列作为 A380 优选发动机，遄达 900 发动机共有 4 个取证推力，基本型推力为 311kN，最大推力可达 356kN，2004 年 10 月取得适航证。另可选用通用电气 / 普惠公司制造的 GP7200 系列发动机，该系列发动机所使用的核心机与波音 747 和波音 767 使用的核心机类似，2001 年 8 月开始详细设计，2005 年 7 月取得适航认证。标准燃油容量 310000L。A380-800F 中央翼盒还有一个附加油箱，燃油容量达到 355850L。

座舱 双人制驾驶舱，其驾驶舱高度设在双层客舱之间，设计人员认为，这是最好的气动力位置，通过主舱进入驾驶舱。驾驶舱的设计除了保证与其他空客系列飞机有最大程度的通用性之外，还更多地融入了目前研究的先进人机工程设计。A380 客机全长近 73m，高度 24m，飞机里面至少可以停放 20 辆双层巴士。A380 的机舱共分为 3 层，分别是上层舱、主舱和底舱。标准 3 级客舱布局为 555 座，其中主舱设 22 个头等舱座位（排距 173cm）和 334 个

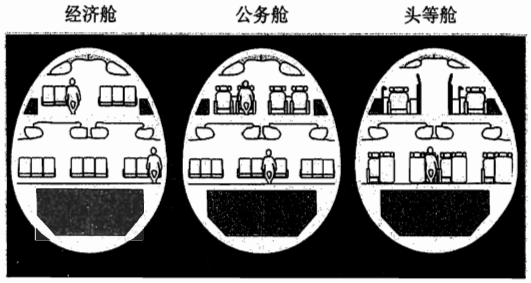




经济舱座位（排距 81 ～ 84cm），上层舱设 96 个公务舱座位（排距 122cm）和 103 个经济舱座位。高容量客舱布局载客 840 人。底舱设有商店、酒吧、餐厅等，并可容纳 38 个 LD3 集装箱或 13 个货盘。A380 机身两侧共有 8 对舱门（5 个主舱门和 3 个上舱门）及应急门，一旦发生意外情况，主舱和上层舱的紧急出口滑梯和救生艇将全部打开。

系统 采用法国泰雷兹公司的综合模块化航空电子（IMA）系统，美国罗克韦尔·柯林斯公司的以太网航电通信设备。飞控系统采用双结构，具有不同构型的 4 套独立的主飞控系统，4 套系统中的任何一套都可以对飞机进行控制。两个常规液压系统（标以黄、绿色）和两个电子系统（标以红、橘黄色），每套系统工作完全独立。与以前的空客飞机相比，A380 的两套液压系统使用更轻量的、配置更紧凑的管路。美国汉胜公司的 180kV·A 发电机为发动机提供电源。

机载设备 采用美国霍尼韦尔公司的飞行管理系统；美国罗克韦尔·柯林斯公司提供的通信 / 导航设备（包括 VHF-920 甚高频收发机、HF-900 多模式接收机，VOR-900 甚高频全向无线电信标、ADF-900 自动定向仪和 DME-900 测距仪）；以色列埃尔塔公司（Elta）的 ADT 406 ELT 设备；霍尼韦尔公司的 RDR-4000 彩色数字气象雷达；驾驶舱主仪表板上有



8 屏 15cm × 20cm 的交互式液晶显示器。

使用特点

A380 是全球迄今为止建造的最大、最宽敞的客机，客舱面积 845m^2，比波音 747 客机大出近 40%，客舱内设有酒吧和免税商店，还有一个能够改造成包括餐厅、卧室、图书馆、商务中心甚至托儿所的底舱。英国维尔京大西洋航空公司宣布将在 A380 上设置健身房、美容院和赌场，甚至还有带双人床的豪华包间等。A380 从观念上为世界航空业带来革命性突破，把飞机由以往的空中交通工具变成空中休闲享受工具，使乘飞机像搭乘豪华游轮一样舒适。该型飞机被空客公司视为 21 世纪的“旗舰”产品。空客公司从飞机设计之初就与主要的航空公司、机场和适航机构进行了密切的协作。A380 飞机融合了最新的技术和材料，采用了先进的系统和工艺，达到了最严格的国际适航审定要求。与最接近的竞争机型相比，A380 的

载客量多35%，乘客的个人空间也更大。A380经济舱的每一个座椅都比波音747-400宽1in(2.54cm)，且比波音747-400可以多带10%的手提行李。A380的效率和先进技术使其每客千米成本降低15%～20%，其航程也比其他大型飞机远10%。A380飞机采用的新一代发动机和先进的机翼和起落架设计，使其在起飞时的噪声降低很多，不仅符合目前的噪声限制标准，而且比其竞争机型更加安静。A380对环保的贡献还不仅仅限于噪声的降低，与竞争机型相比，其油耗低12%，并相应减少了排放。A380是首架每客百千米油耗不到3L的远程飞机，这一比例相当于一辆经济型家用汽车的油耗。

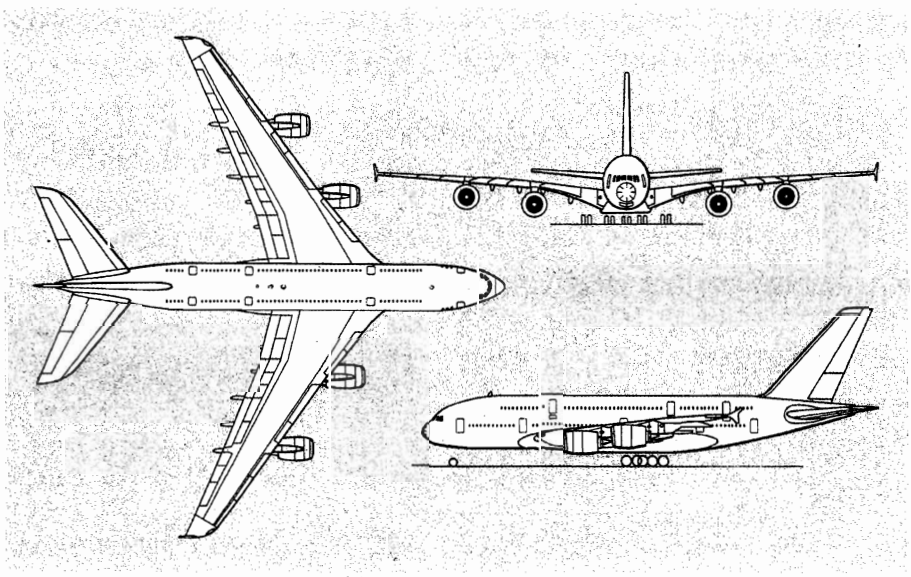
A380在机翼的设计中引入了更先进的层流技术，可以减小10%的机翼阻力，减小平尾和短舱4.7%的阻力，可以使飞机在轮挡飞行时间耗油量减少13%。A380在研制中引入了许多新的材料、系统和工艺技术，使用了创新的GLARE（玻璃纤维增强铝材料），与传统铝材料相比重量轻、强度高、抗疲劳性好，维修性和使用寿命也得到大大改善。空客公司首次在A380发动机挂架主要结构上使用全钛合金材料。A380也是空客公司首次采用与俄罗斯生产商合作开发的VST55531牌号新型钛合金材料的飞机。这种新型的钛合金材料具有超乎寻常的断裂韧性和高强度的组合特征，比较适合用于机翼和发动机挂架之间的连接装置。A380的地板梁、机翼桁条采用新型铝锂合金材料，铝锂合金作为减重措施之一今后也将广泛用于飞机上。A380翼梁和翼肋则采用7085新型铝合金材料，与制造超厚板材和大型锻件用的传统材料相比，7085强度更高，抗损伤性能更好，使A380的重量明显降低。A380的另一项减重的创新措施是采用工作压力为345×10^5Pa的液压系统，而常规飞机使用的液压系统的工作压力一般为207×10^5Pa，这意味着不仅可提供更大的压差，而且可以简化管道系统。

然而由于A380的体积超过目前任何一种机型，在购买A380的同时，需要重新设计机场，扩大跑道、滑行道、停机坪、机库、廊桥等配套设施。目前，全球60多个主要航空枢纽机场都能够起降这一超大机型。

技术数据

外形尺寸	
机长	72.8m
机高	24.1m
机身长	70.4m
机身最大宽度	7.14m
机身最大高度	8.41m
翼展	79.80m
展弦比	7.5
机翼面积	845.0m^2
主轮距	14.33m
前后轮距	33.58m
内部尺寸	
客舱（A380-800）	
长度	
主客舱	51.1m
上部客舱	47.2m
最大宽度	
主客舱	6.58m

上部客舱	5.92m
重量及载荷	
使用空重	
A380-800	270000kg
A380-800F	250000kg
最大起飞重量	
A380-800	560000kg
A380-800F（标准）	590000kg
A380-800F（可选）	600000kg
最大着陆重量	
A380-800	386000kg
A380-800F	427000kg
最大商载	
A380-800	90000kg
A380-800F	151000kg
最大零燃油重量	
A380-800	361000kg
A380-800F（标准）	402000kg
A380-800F（可选）	379000kg
最大燃油重量	
标准	247502kg
可选	284108kg
最大翼载	
A380-800	662.7kg/m^2
A380-800F	698.2kg/m^2
最大推力载荷	
A380-800	463kg/kN
A380-800F	433kg/kN
性能数据	
最大使用速度	*Ma*0.89
经济巡航速度	*Ma*0.82
初始巡航高度	10670m
实用升限	13100m
起飞场长（国际标准大气 +15℃）	
A380-800（遄达 970 发动机）	2987m
A380-800（GP7270 发动机）	3030m
A380-800F	3009m
着陆场长（国际标准大气 +15℃）	
A380-800	2103m
航程	
A380-800（载客 555 人）	14816km
A380-800F（商载 150000kg）	10371km



Boeing747（波音747）

美国波音公司

项目概况

波音747是美国波音公司研制生产的4发远程宽体运输机。20世纪60年代中期，客机生产厂商和各大航空公司对于民航的前景纷纷看好，预测民航客机年需求量的增长率在15%以上。为了适应这种变化，一些生产厂商相继推出各种大型运输机方案。1965年8月，由于波音公司投标美国空军大型远程运输机项目落选，转而决定利用投标方案中的高涵道比发动机，研制一种全新概念的大型宽体客机，以满足20世纪60年代末民航越洋飞行运量不断增长的需要。

1966年4月13日，波音公司宣布了波音747方案，立即得到了美国泛美航空公司的响应，同年7月25日获得了泛美航空公司的25架订单，价值5.5亿美元，这在当时是一笔空前的大交易，并带动了其他一些航空公司的订单，很快达到了波音公司预计的50架启动订单的目标。然而项目启动后，挑战也接踵而来，首先是资金问题，波音公司预计整个747项目投资为7.5亿美元，相当于公司同年全部资产的净值，为了筹措资金不得不变卖公司的一些其他业务。另一关键挑战是选择发动机，波音707发动机的推力是85kN左右，波音747所使用的高涵道比发动机至少要提供180～200kN的推力，而当时高涵道比发动机的技术还很不成熟，不少航空公司甚至对高涵道比发动机一无所知。承担747项目发动机研制的美国普惠公司也只是由于在竞标美国空军大型远程运输机项目中输给了美国通用电气公司，才匆匆接受了这项任务。结果随着飞机在设计过程中的不断超重，对发动机推力的要求不断增加。普惠公司提出将发动机交付时间推迟3年，遭到波音公司和泛美航空公司的拒绝，普惠公司只有一味地提高发动机的工作温度来增加推力，结果经常导致发动机因温度过高而变形，反而使发动机的推力降低，油耗加大。

尽管遇到了发动机不能达到推力要求的困扰，第一架波音747还是于1968年9月30日出厂，1969年2月9日原型机首飞，同年12月30日获得美国联邦航空局型号合格证并交付使用，1970年1月21日首批交付泛美航空公

司的波音 747 正式投入运营，从此揭开了民航客机的宽体时代。

然而发动机的问题依然很严重，在波音 747 试飞过程中，共用了 87 台发动机，其中有 60 台完全报废，波音 747 交付泛美航空公司使用后，发动机也经常在空中停车，尽管没有发生重大事故，但是大大影响了使用效率，使运行成本大增。1971 年，泛美航空公司由波音 747 带来的亏损就达 5000 万美元。波音公司境况更糟，由于发动机的问题使波音 747 不能及时交付，资金缺口越来越大，不得不大肆举债，加上市场经济的衰退、民机市场的萎缩，公司自 1969 年之后的 3 年没再接到一笔波音 747 的订单，而这个期间又是波音 747 的生产高峰期，结果库存大量积压，仅 1970 年年初就有 30 多架波音 747 趴在停机坪上，公司离倒闭只剩一步之遥，不得不大幅裁员勉强度日。直到 1978 年后，民机市场出现了短期的回升，特别是普惠公司终于使其发动机达到了中等效率的性能，使波音 747 稳住了阵脚，随着发动机效率的不断提高和各航空公司为波音 747 配套的地面设备的不断完善，波音 747 逐渐成为航线中可靠、高效和安全的客机之一，在世界民机市场中的地位越来越牢固，成为波音公司独霸世界远程飞机市场的“摇钱树”。

在 A380 面世以前，波音 747 创造了载客量最多、飞行距离最长的定期航班等多项世界纪录，还被选为新的美国总统座机，替代了曾经为 8 位美国总统服务过的波音 707。

截至 2008 年 12 月 31 日，波音 747 各型飞机已经交付 1410 架。目前，波音 747 仍在生产的型号只有波音 747-400 系列和波音 747-8 系列。2008 年 6 月 2 日，波音公司宣布不再接受波音 747-400 系列的新订单，现有订单完成后，20 年内波音 747-400 系列将完全退出市场。按 2004 年币值计算，波音 747 的研制费用约为 37 亿美元。

在 1983 年时，每架波音 747 的价格仅为 6600 万～9000 万美元，而现在按 2007 年币值计算，波音 747-400 系列的单机价格为 2.32 亿～2.61 亿美元，波音 747-8 系列的单机价格为 2.85 亿～3.00 亿美元。

主要型别

波音 747-100 系列 基本型。典型 3 级客舱布局载客 366 人。1966 年 2 月首飞，1970 年

1月交付使用，1986年停产，共生产了205架。

波音747-200系列 波音747-100系列的改进型。主要通过更换发动机提高商载，增加航程，典型3级客舱布局载客366人。1971年6月投入使用，共生产了384架，1990年停产。

波音747-300系列 在波音747-200系列的基础上将上层客舱加长7.11m，并增设一舱门。波音公司发现适当延长机体上层结构有利于稳定气流，降低阻力，减少油耗。典型3级客舱布局载客366人。1980年6月12日项目启动，1983年4月开始交付，共生产了81架，1990年停产。

波音747-400系列 在波音747-300系列的基础上进行了更多改进，包括用彩色多功能显示器和数字式电子仪表取代传统仪表，飞行控制台仪表数量减少50%；飞行机组由3人减为两人，改善了飞机驾驶舱环境，节省了机组成本；翼尖加装翼梢小翼，减少阻力，增大航程3%；加装水平安定面油箱，增加燃油11356L；更换结构材料，机翼、起落架减重35000kg。该机最大起飞重量可达394000kg，运载412名乘客时的最大航程可达13500km。典型3级客舱布局载客416人。1985年10月22日启动波音747-400项目，1988年4月29日首飞，1989年2月9日开始交付使用。截至2008年6月，订单750架，已交付680架。

上述系列的基本型号如下表所列：

	标准型	D型	C型	F型	M型
波音747-100系列	✓	✓	✓	✓	
波音747-200系列	✓	✓	✓	✓	✓
波音747-300系列	✓		✓		
波音747-400系列	✓			✓	✓
备注	客运型	增程型	客货转换型	货运型	客货混合型

波音747-8系列 波音747的最新型号。包括客运型（波音747-8）和货运型（波音747-8F），直接与A380竞争。波音747-8系列项目于2005年11月14日启动，采用波音787已采用的多项新技术，重新设计机翼，选用通用电气公司的GEnx-2B67发动机，最大推力295kN，燃油效率较波音747-400提高了16%，飞机的运营经济性得到明显改善。波音747-8客运型机身加长了3.6m，典型3级客舱布局载客467人。货运型机身加长了5.6m，载货能力达到140000kg。截至2008年6月，客运型确认订单25架，意向订单20架；货运型确认订单69架，意向订单21架。目前，货运型的研制进度领先于客运型，计划在2009年第三季度开始交付使用。

波音747还有一些专用型号，可以分为两类：一类是针对个别国家需要而推出的专用型号，如针对日本推出的高密度型，简称D型，短程大容量型，简称SR型；针对澳大利亚推出的增程型，简称ER型；以及专门运载波音787组件的波音747LCF超大型部件载运货机等。另一类是针对美国军方的需要改装的军用型号，如E-4空中指挥机，航天飞机载机，机载激光武器（ABL）试验机等。

设计特征（波音747-400系列）

采用典型的波音707翼下吊舱式布局，机身截面近似圆形，最大直径约为6.1m（内径）。

机翼 波音公司专门翼型，翼根部相对厚度13.44%，中部7.8%，外翼8%，上反角7°，安装角2°，1/4弦线后掠角37°30′，铝合金双梁破损安全结构，碳纤维增强塑料制成

的翼梢小翼和主舱地板，外侧低速副翼、内侧高速副翼，3缝后缘襟翼，每侧机翼上表面有6块铝质蜂窝结构扰流片，每侧机翼前缘有10段前缘襟翼，机翼前缘靠翼根处有3段克鲁格襟翼。

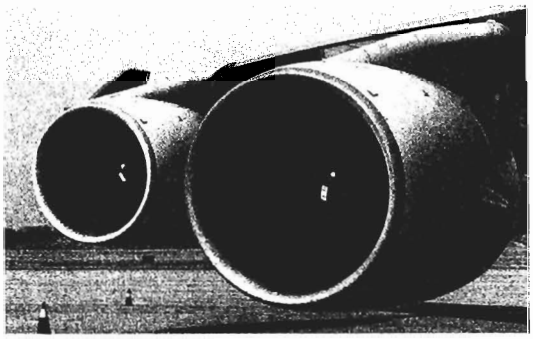
机身 普通半硬壳式结构。由铝合金蒙皮、纵向加强件和圆形隔框组成，破损安全结构采用铆接、螺接和胶结工艺。

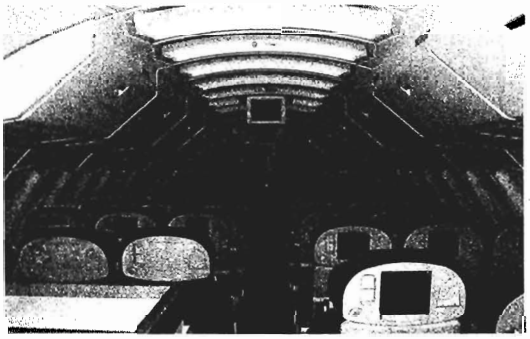
尾翼 悬臂式铝合金破损安全结构，全动平尾，无调整片，4段升降舵，2段方向舵，均由液压系统作动。

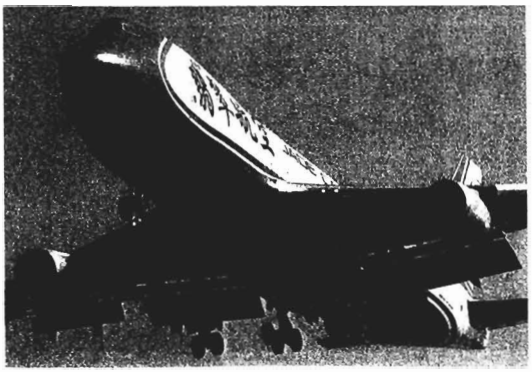
起落架 液压可收放起落架，两轮前起落架向前收起，机轮可转弯操纵，主起落架为4个4轮小车式，两个并列装在机身下靠机翼后缘处，向前收入机身，另两个装在机翼下面，向内侧收起，装有克利富兰风动工具公司制造的油气缓冲器，主轮规格为H49×19.0-20或者H49×19.0-22，主轮皆为圆盘式碳刹车，并装有防滑装置。

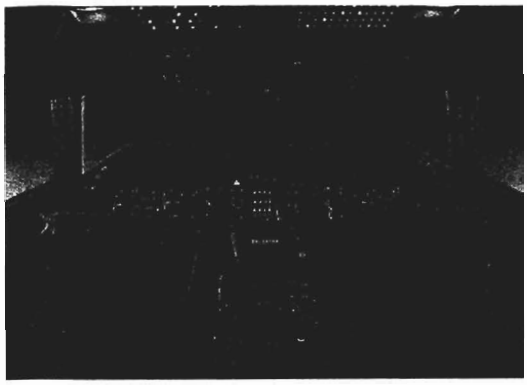
动力装置 可选装如下发动机：单台推力为252.4kN的美国普惠公司PW4056发动机；单台推力为252kN的美国通用电气公司CF6-80C2B1F；单台推力为274kN的CF6-80C2B1F1/CF6-80C2B7F；或选装单台推力为258kN的罗罗公司的RB211-524G，或单台推力为270kN的RB211-524H；也可选装单台推力为267kN的普惠公司的PW4060；或单台推力为276kN的PW4062。机翼内有4个主油箱，附加油箱位于中央翼段，备份油箱在外翼段，需要时平尾也可加一油箱，载油12492L，装普惠和罗罗公司发动机的载油量为204355L，装通用电气公司发动机的载油量为203523L。

座舱 共分上、中、下3层。上层为机身前上方凸出的驾驶舱及其后延伸部，延伸部设置为上层客舱，中层为主客舱，下层为货舱。驾驶舱后有通往中层客舱的楼梯。双人制驾驶舱，带两个观察员座椅。典型3级客舱布局载客421人，其中公务舱42名在上层客舱，头









等舱 24 名在主客舱前部，公务舱 29 名在中部，经济舱 326 名在后部；上层客舱全经济舱布局可载客 69 人。上层客舱两个卫生间，主客舱 14 个卫生间。厨房上层一个，主舱 7 个。地板下货舱：前舱可容纳 5 个 2.44m × 3.18m 货盘或 16 个 LD1 集装箱；后舱可容纳 14 个 LD1 集装箱和 23.6m^3 的散装货物或 16 个 LD1 集装箱和 13.9m^3 的散装货物。

系统 空气循环空调系统压差为 0.607×10^5Pa，4 套独立液压系统，工作压力 207×10^5Pa，每套系统都由一发动机驱动的液压泵供压，还有一备用交流电液压泵，4 台气冷式 60kV·A 交流发电机由发动机带动，为飞机供电。普惠加拿大公司的 PW901A 辅助动力装置，带 180kV·A 发电机，变流器可提供 28V 直流电，还有 24V、30A·h 镍镉蓄电池。

机载设备 基本上与波音 747-200 相似，6 屏幕电子飞行仪表系统，与以前的波音 747 相比减少各种灯、指示计和开关 600 个，使驾驶员的工作负荷减少到与波音 737/757/767 飞机相当。自 1993 年 1 月后，波音公司将新开发的飞行管理计算机软件装在现有的波音飞机上，1995 年期间波音公司又率先在波音 747-400 飞机上安装未来空中导航系统（FANS）。标准机载设备包括带有选叫系统的复式甚高频和高频无线电收发机，复式应答器，空对地机内通话设备（也可与美国国内通信卫星连接），彩色气象雷达，复式甚高频全向指向标，3 重余度仪表着陆系统接收机，复式无线电罗盘，复式测距仪，飞行管理计算机系统，自动飞行控制系统，数字式大气数据计算机。

使用特点

波音 747 能独霸越洋远程航线市场几十年，除了出色的性能以外，还归因于一些创新的设计理念和独具匠心的个性特色。例如，采用双层客舱结构以满足大载客量的越洋飞行要求。为了兼顾客、货运双重需求，解决大型货物的装卸问题，波音 747 项目团队采用了整体向上掀起的机头球锥结构，将驾驶舱移到了“机身之上”，形成了波音 747 特有的“驼峰”外形，不仅保持了主舱的畅通和完整，而

且也为客运型的客舱布局带来了便利。据统计，自投入运营以来，波音747货机承运了世界上近半数的空运货物，波音747客机运送旅客达35亿多人次，超过了世界人口总数的一半。

波音747的起落架设计也颇具特色。起落架是飞机重要的承载受力部件，每当飞机重大改型，机体载荷明显增加时，往往需要重新设计起落架，因此，如何兼顾当前型号设计与未来改型需要，为型号派生留有充分余地，是起落架设计的一大难点。波音747项目团队将余度概念融入起落架设计，提出了4支柱多轮主起落架方案，降低了对机场跑道的要求，提高了飞机的跑道适应能力，扩展了起落架对飞机改型的适应能力，保持了起落架设计的相对稳定性，同时又提高了飞机的安全裕度，避免因起落架损伤导致飞机受损。

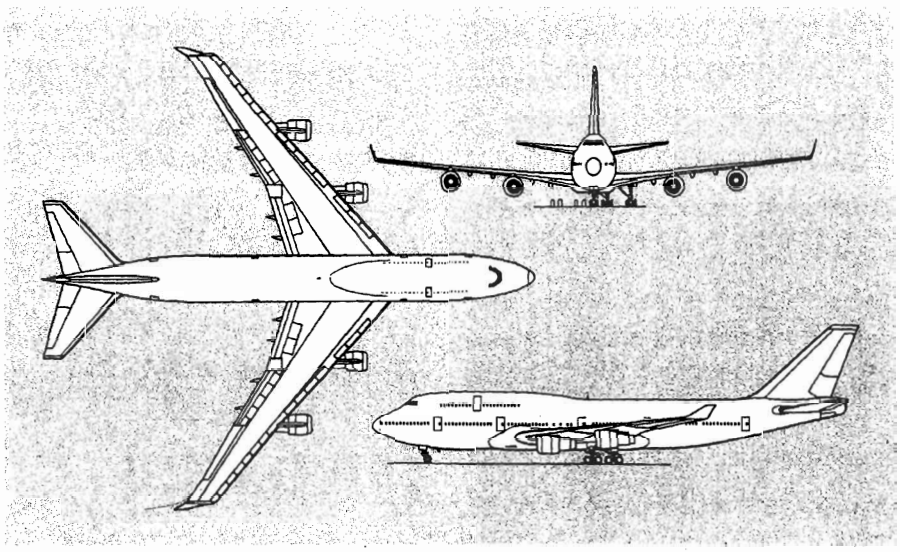
在波音747的研制过程中遇到的最大挑战是发动机迟迟不能达到推力目标要求，反映了一个新机型的开发，必须首先解决发动机的选型和研发。不论是现在正在进行的新一代支线飞机（如庞巴迪宇航集团的“C系列”），还是波音和空客公司正在酝酿中的下一代窄体客机，都把采用什么样的发动机作为确保项目成功的首要因素。波音747遇到的发动机困扰，很大一部分原因是由于在飞机设计过程中的“不断超重”而使发动机“不堪重负”，所以在飞机设计中，必须对“超重”问题给予充分的重视，要留有充分的余地。

波音747-8系列是波音公司专门为与空客公司最新研制的A380超大容量客机竞争而开发的机型，但由于项目启动时间较晚以及其他原因，市场反应远不如A380。这主要归因于，波音公司认为21世纪的航空市场主要追求快速、便捷而不是超运力，因此一直不看好550座级以上超大型飞机的市场，对空客公司的A380超大型运输机计划也一直没有给予充分的重视，然而A380投入市场后的客户反应多少有些出乎波音公司的意外，于是匆匆推出了波音747的加长改型计划——波音747-500X/600X——进行应战，波音公司原以为这项计划的研制风险小（研制费不到A380的一半）、进度快，使用和保障费用低，比A380更有竞争力，但是波音公司忽略了波音747毕竟是20世纪60年代的产品，波音747-500X/600X与A380存在的技术差距很难适应21世纪用户对新产品的追求，因而市场反应远不如波音公司的期望。于是波音公司不得不放弃波音747-500X/600X计划，重新启动了在波音787已采用的多项新技术基础上的波音747-8项目，但是毕竟是在波音747旧型飞机基础上进行的改进，很难对采用全新技术设计和制造的A380构成太大的威胁，很难扭转A380先声夺人的优势。

技术数据（波音747-400）

外形尺寸	
机长	70.66m
机身长	68.63m
机高	19.41m
翼展	64.44m
展弦比	7.7
机翼面积	541.16m^2
主轮距	11.00m
前后轮距	25.60m
客舱门	

高 × 宽	1.93m × 1.07m
离地高度	4.88m
行李舱门	
高 × 宽	1.68m × 2.64m
离地高度	2.64m
货舱门	
高 × 宽	3.05m × 3.40m
重量及载荷（A：装 PW4056，B：装 CF6-80C2B1F，C：装 RB211-524G/H）	
使用空重	
A	180985kg
B	180775kg
C	181775kg
最大起飞重量	362875kg
最大着陆重量	260360 ~ 285765kg
最大停机坪重量	364235kg
最大零燃油重量	242670kg
性能数据（最大起飞重量）	
典型巡航速度	Ma0.85
起始巡航高度	10000m
实用升限	13745m
起飞场长（海平面，国际标准大气）	
A、B	3352m
C	3383m
着陆场长（最大着陆重量 285765kg）	
	2072m
设计航程（3 级客舱布局，载客 420 人）	
A	13491km
B	13444km
C	13214km



Boeing777（波音777）

美国波音公司

项目概况

波音 777 是美国波音公司研制的双发远程宽体客机。早期称为波音 767-X。波音公司于 1989 年 12 月 8 日公布该型主要设计特点，美国联合航空公司作为启动用户于 1990 年 10 月 15 日确认订购 34 架，意向订购 34 架。1990 年 10 月 29 日波音 777 项目正式启动，1990 年 12 月 19 日另一个启动用户日本全日空航空公司确认订购 15 架，意向订购 10 架。第一架波音 777 于 1994 年 4 月 9 日出厂，1994 年 6 月 12 日首飞，1995 年 4 月 19 日获得欧洲航空安全局适航证和美国联邦航空局型号合格证，1995 年 5 月 30 日获得 180min 双发延程飞行认证，成为民用航空史上首架在投入运营之前即获准进行双发延程飞行的飞机。1995 年 5 月 15 日首架生产型飞机交付用户，1995 年 6 月 7 日投入航线运营。

1991 年 5 月 21 日波音公司与日本三菱、川崎和富士重工业公司签订了风险分担伙伴协议，日方承担波音 777 制造工作的 20%，其中包括在日本研制和生产波音 777 飞机的机身段和零部件。1996 年波音 777 的月生产率为 3.5 架，1997 年达到每月 7 架，1998 年降至每月 5 架。按 1990 年币值计，波音 777 的研制费用约为 40 亿美元。

截至 2008 年 12 月 31 日，波音 777 各型飞机共交付 748 架。按 2007 年币值计算，波音 777-200ER 的单价为 2 亿～2.25 亿美元，波音 777-200LR 的单价为 2.31 亿～2.655 亿美元，波音 777-300ER 的单价为 2.5 亿～2.79 亿美元。

主要型别

波音 777-200 基本型。最大起飞重量 229520kg，可选最大起飞重量 233600kg 或 247210kg，最大商载 55170kg。双通道，两级

客舱布局载客 375 ~ 400 人，3 级布局载客 305 ~ 328 人，全部经济舱布局载客 418 ~ 440 人，每排座位数不同，载客人数不一样。

波音 777-200ER 延程型。在中央翼段增加一个油箱，附加载油 53828L。1996 年 10 月 7 日首飞，1997 年 2 月 5 日获得美国联邦航空局和欧洲航空安全局双发延程飞行认证，次日即交付用户使用。

波音 777-200LR 远程型。安装两台 GE90-110B 发动机，每台推力 489kN，或者安装两台推力为 513kN 的 GE90-115B1 发动机，2000 年 2 月 29 日开始研制，2005 年 3 月 8 日首飞，加装了斜削式翼梢小翼。

波音 777-200LRXF 2004 年年初开始研制，货运能力达到 110000kg。

波音 777-200LRX 2002 年年底开始研制，载客量为 330 人的情况下航程为 13890km。

波音 777-300 机身加长 10.13m，机翼前加长 5.33m，机翼后加长 4.80m，载客量比波音 777-200 大，3 级客舱布局载客 368 ~ 394 人，两级客舱布局载客 400 ~ 479 人，单级客舱布局载客达 550 人。1997 年 10 月 16 日首飞，1998 年 5 月 4 日获得美国联邦航空局型号合格证，1998 年 5 月 29 日首次交付用户使用。

波音 777-300ER 延程型。对平尾翼面和垂尾翼面以及机翼翼面进行了结构加强，对起落架也进行了结构加强，加装斜削式翼梢小翼。2003 年 4 月 6 日首飞，并于 2003 年 10 月 15 日在一次 13h 的双发延程取证飞行中，完成了用一台发动机连续飞行 5.5h 的试验飞行，创下了双发延程时间之最，将双发远程飞机的优势发挥到了极致。首架飞机于 2004 年 4 月 29 日交付用户。

波音 777 货机 在波音 777-200LR 的基础上进行设计，发动机为 GE90-110B1L，最大起飞重量 347450kg，最大商载 103875kg，航程 9195km。2005 年 5 月 24 日启动项目。

■ 设计特征（基本型）

波音 777 是世界上第一种采用 100% 数字化设计及预装配的喷气客机，不仅无需制造费用昂贵的全尺寸样机，而且使飞机的设计、制造及安装精度获得明显提高。波音 777 采用了数字化的航空电子设备，使机载航电设备具有重量轻、体积小、可靠性高、维修方便和费用低的优点。在波音 777 的机体结构设计中，吸取“老龄”机队的经验教训，采用更厚的机体蒙皮，提高了疲劳寿命。改进机体结构的排水口，如用更厚的蒙皮代替止裂带，用单体隔框代替组合隔框，采用 Z 形截面桁条，使排水效果更好，减少了腐蚀，改善了系统的维修性。

波音 777 的客舱设计曾获得美国工业设计师协会颁发的 1992 年度“工业设计优秀奖”，这是该协会首次为飞机内饰授奖。

机翼 采用新技术机翼，1/4 弦线后掠角 31° 30′。较大的翼展用以提高飞机的起飞、商载 / 航程性能，较大的机翼面积用以提高巡航高度和降低进近速度。为减小停机面积，翼尖可折起。每侧机翼有 6 段前缘缝翼，中翼段有单缝后缘襟翼，内翼段有双缝后缘襟翼，并有扰流片。副翼、襟翼、发动机短舱整流罩

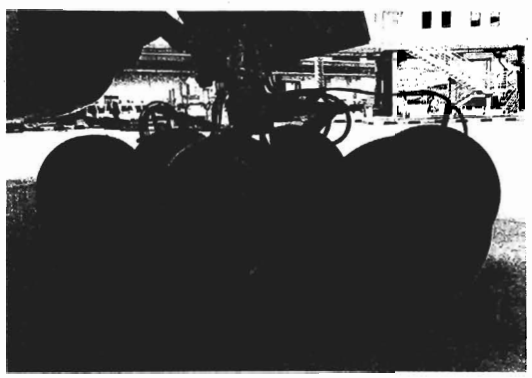
和起落架舱门、机翼前缘由碳纤维复合材料制成。

机身 为圆形截面，直径比波音767宽，采用单体隔框机体结构，复合材料的用量约占飞机结构重量的10%。

尾翼 平尾和垂尾扭矩盒的蒙皮采用碳纤维和钢化树脂制成。碳纤维复合材料的升降舵和方向舵由液压操纵，方向舵带有配平调整片。

起落架 可收放前三点式，主轮为6轮小车式，主轮后轴转向操纵能提供一个较小的转弯半径，以减少大角度转弯所需的推力，并能减小轮胎摩擦，当前轮转向操纵角超过13°时，它就自动开启。前轮为双轮式，主轮规格H49×19-22，前轮规格44×18-18，采用碳刹车，波音777的自动刹车装置类似于其他波音飞机，着陆滑跑很平稳，刹车很灵活，带有反推力装置，没有压气机喘振现象。

动力装置 波音777-200可选美国通用电气公司GE90-77B发动机，单台推力343kN；美国普惠公司PW4074发动机，单台推力331kN；PW4077发动机，单台推力343kN；英国罗罗公司遄达（Trent）875发动机，单台推力327kN；遄达877发动机，单台推力338kN。波音777-200ER可选通用电气公司GE90-85B发动机，单台推力377kN；GE90-90B发动机，单台推力400kN；GE90-94B发动机，单台推力417kN；或者普惠公司PW4084发动机，单台推力376kN；PW4090发动机，单台推力401kN；PW4098发动机，单台推力436kN；或者罗罗公司遄达884发动机，单台推力372kN；遄达892发动机，单台推力400kN；遄达895发动机，单台推力415kN。

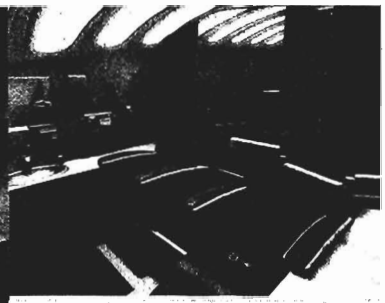


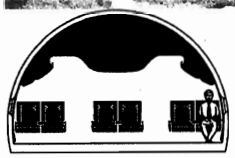
波音777-200LR可选通用电气公司GE90-110B发动机，单台推力489kN；GE90-115B1发动机，单台推力513kN。波音777-300可选用PW4090、PW4080、遄达884和遄达892发动机。波音777-300ER可选通用电气公司GE90-115B1发动机，单台推力512kN。

机载油箱包括机翼扭矩盒和中央翼段的整体油箱，并带有备用油箱、防荡盒（飞机燃油系统附件，用于减小油箱或管路中燃油的晃动）和燃油通气管和投放管（用于投弃副油箱）。波音777-200的总燃油量117348L，波音777-300和波音777-200ER的总燃油量171176L，波音777-200LR和波音777-300LR的载油量均为181283L。

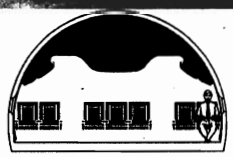
座舱 双人制驾驶舱，并以波音747-400的驾驶舱布局和波音757/767的系统界面为基础，具有高度的操作通用性，另外，驾驶舱设计充分考虑了人的因素，提供了宽敞的空间布局，改进了方向舵脚蹬设计以及头顶仪表板的可视性，并对驾驶舱的照明系统做了改进。客舱采用双通道，每排6～10座，客舱地板下的空间可装载LD1～LD6以及LD10和LD11集装箱，也可装2.44m×2.44m的货盘，前舱可装载18个LD3集装箱，后舱14个，或前舱6个货盘，后舱4个货盘，还可将1个货盘的空间布置成机组人员的休息舱。

系统 机载系统包括3轴数字式电传操纵飞行控制系统，采用了两种计算机，主要为模拟设备的作动器控制电子装置（ACE）和采用数字技术的主飞行计算机（PFC），ACE的功能是与驾驶员控制传感器接口，并模拟伺服回路

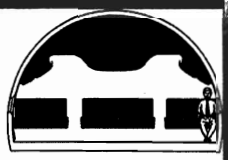




头等舱



公务舱



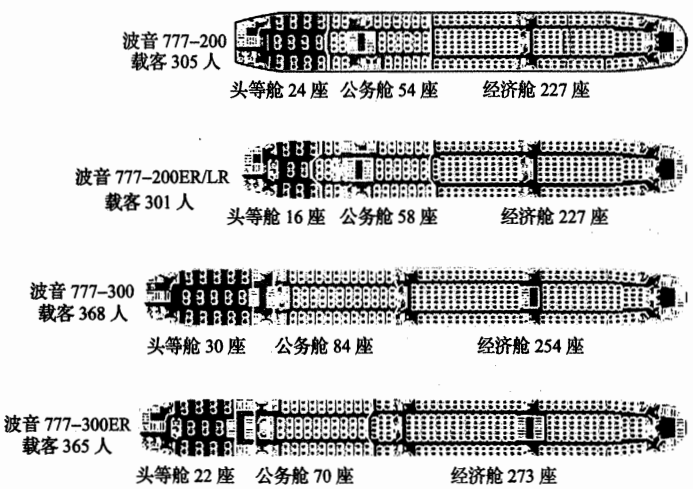
经济舱

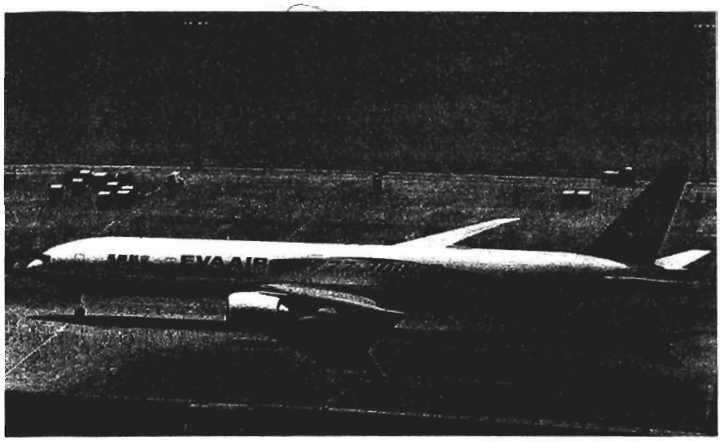
控制作动器，PFC 的作用是计算控制律，将驾驶员控制器的位置转换成舵面指令。变速、恒频交流电发电系统包括两台 120kV·A 的综合驱动发电机、一台辅助动力装置驱动的发电机，美国联信公司的冲压涡轮系统、GTCP331-500 辅助动力装置，英国史密斯工业公司的燃油测量系统。

机载设备 美国霍尼韦尔公司的飞机信息管理系统，将飞行管理、飞行和导航显示、机载维修、通信管理、发动机数据接口以及数据转换综合成一个系统，使之资源共享，这一飞机信息管理系统的重量比过去减轻 20%，功耗减少 30%，电子系统可更换部件的平均故障间隔时间延长 50%，平均非计划拆卸间隔时间延长 100%。采用 ARINC 629 数据总线，将所有电子设备连接在仅由两根导线拧在一起的总线上，使导线束从波音 767 的 600 个减至 400 个，导线接头从 4860 个减至 1580 个，导线长度从 114km 减至 48km，重量从 1179kg 减至 658kg，这不仅提高了数据传输速度和抗干扰性，也提高了可靠性和维修性。主导航系统是霍尼韦尔公司的大气数据惯性基准系统，备份导航系统是辅助姿态与惯性基准装置。联信公司的空中交通告警与防撞系统。一台 VHF 收发机，两台 HF 收发机，也可选用卫星通信（SATCOM）收发机。采用 6 个大显示屏，能显示出所有有关飞机性能、空中航行和发动机仪表的情况，还可显示出综合信息和发动机指示与机组告警系统的信息。采用液晶显示器，大大缓解了驾驶员的视力疲劳，减轻了驾驶员的负荷。

使用特点

波音公司在波音 777 上一反以往在新技术上相对比较保守的形象，大量引进了现代最新技术，使其具有许多新“特点”。其一，波音 777 是世界上第一种“无图样”设计和制造的客机，它所有的设计都是在计算机上完成的，并直接输入到数控机床加工完成，整个设计和

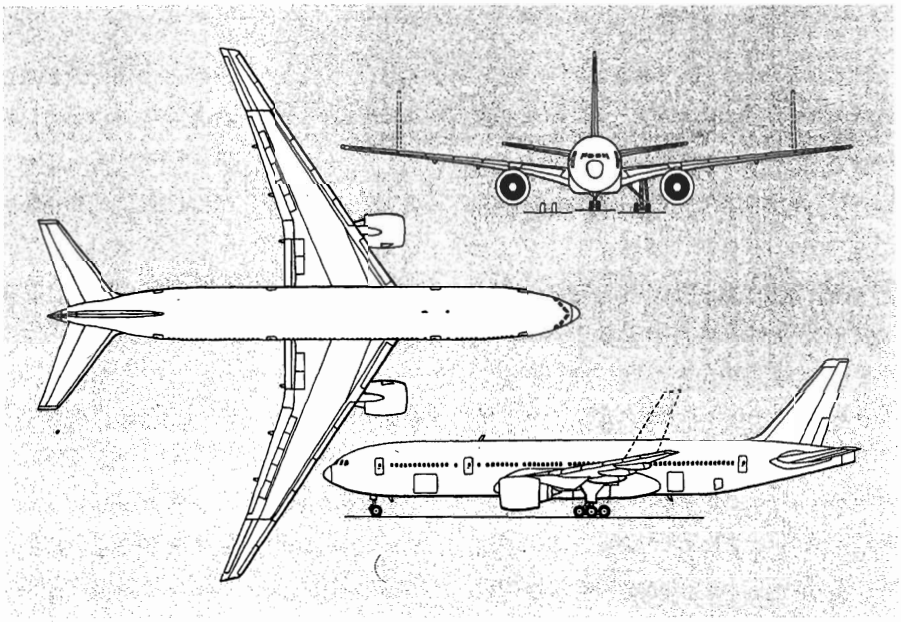




制造过程没有一张图样，大大缩短了总装时间。其二，波音777大量采用了重量轻、成本低的新型结构材料，因而减小了飞机的重量并提高了燃油效率。波音777的垂直尾翼和水平尾翼上采用了碳纤维增强型树脂材料，客舱的地板横梁也是由这些先进复合材料制成的，复合材料还被用于整流罩等辅助结构上。其三，波音777采用3轴数字式操纵系统，由模拟式电传操纵系统作为备份，操纵所有主、次操纵面及增升装置，由于取消了滑轮和钢索等机械装置，使机械/液压附件从95个减少到30个，电子设备舱内17个外场可更换件减少到7个。波音777上航空电子设备更进一步综合化，把飞行管理、飞行/导航显示发生器、通信管理等综合为一个飞机信息管理系统，使之资源共享，减重20%，消耗功率减少30%，电子系统外场可更换件的平均故障间隔时间延长50%，不定期拆卸平均间隔时间延长100%。其四，先进的机翼设计提高了波音777的巡航速度，增加了飞机的爬升能力和巡航高度，并使飞机在满载情况下能够在许多高海拔和炎热地区起降。特别是波音777-200LR和波音777-300ER的机翼加装了斜削式翼梢小翼，提高了机翼的整体气动性能，燃油效率提高了2%，而且有助于缩短起飞滑跑距离。其五，波音777飞机不但拥有最宽的客舱，而且其内部结构为航空公司提供了无与伦比的布局灵活性，按照航空公司的要求，设计者在舱内设计了灵活使用区，厨房和卫生间可以安置在这些区域的任何地方，乘客服务装置和位于头顶上方的行李舱可快速拆卸，而不影响舱顶、空间导管或者支撑结构。因此更换波音777的客舱布局仅需要72h，而在其他飞机上同样的变更可能需要2～3周，位于头顶上方的大行李舱为乘客提供了更大的储物空间，外侧和中部的行李舱设计成向下打开，以方便行李取放。

此外，波音777项目工程是以一种全新的工作方式，即“协同工作”贯彻实施。其做法包括两个方面：一方面是在波音777计划开始之时，就请波音777的用户和潜在用户、供货商、发动机制造商派代表共同参与波音777计划，从设计、制造一直到飞行试验，这种“群策群力”的结果是对波音777的原设计进行了1000多项改动，大到波音777机身宽度的最后确定，小到改善维修口盖的可达性。第二个方面就是在公司内部建立“一体化小组”，每个小组都包括了设计人员、制造代表、器材工程师、财会人员等全部有关人员，从设计到生产协同工作，将各种问题尽可能暴露于早期阶段，这样做不仅能将后期改动工作减至最少，并通过计算机联网系统，使波音777项目的每人不仅对自己的工作了如指掌，对别人的工作也一清二楚。“协同工作”不仅大大节省了飞机的制造成本和后期更改成本，也大大节省了用户的直接运营成本和维修成本。据美国联合航空公司统计，以往的客机投入使用后，因飞机机械故障造成的飞机延迟起飞占38%，波音777至少可下降到19%。如果说计算机辅助设计与制造技

术系统的全面应用从“硬件”上改变了生产观念，那么“协同工作”则是彻底变革了生产文化，其意义比“硬件”将更为深远。波音 777 项目的成功表明，比技术更重要的是理念的革新。



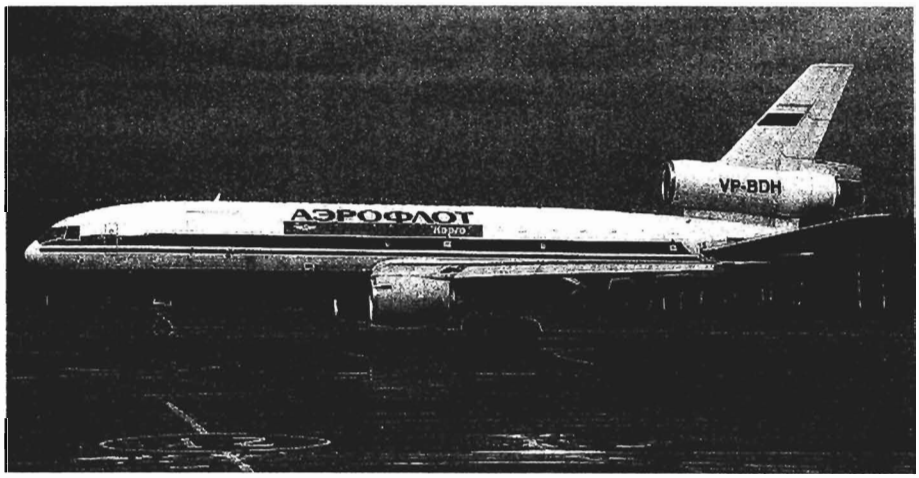
技术数据

外形尺寸	
机长	
波音 777-200	63.73m
波音 777-300/300ER	73.86m
机身长度	
波音 777-200	62.94m
波音 777-300	73.08m
机身最大直径	6.20m
机高	
波音 777-300	18.49m
翼展	
波音 777-200/200ER	60.93m
波音 777-200LR/300ER	64.80m
展弦比	8.7
机翼面积	427.8m^2
主轮距	10.97m
前后轮距	
波音 777-200	25.88m
波音 777-300	31.22m
客舱门	
高 × 宽	1.88m × 1.07m
前货舱门	
高 × 宽	1.70m × 2.69m

后货舱门	
高 × 宽	1.70m × 1.78m
内部尺寸	
客舱	
长度	
波音 777-200	49.10m
波音 777-300	59.21m
最大宽度	5.87m
地板面积	279.1m²
地板下货舱容积	
波音 777-200	160.2m³
波音 777-300	213.8m³
重量及载荷（波音 777-200 载客 305 人，2GB：GE90-77B 发动机，标准起飞重量；2PB：PW4074 发动机，标准起飞重量；2RB：遄达 875 发动机，标准起飞重量。波音 777-300 载客 368 人，3PB：PW4090 发动机，标准起飞重量；3RB：遄达 892 发动机，标准起飞重量）	
使用空重	
2GB	140660kg
2PB	138890kg
2RB	141205kg
3PB	158030kg
3RB	155540kg
最大起飞重量	
2GB，2PB，2RB	229575kg
3PB，3RB	263080kg
最大着陆重量	
波音 777-200	201845kg
波音 777-300	237680kg
最大零燃油重量	
波音 777-200	190510kg
波音 777-300	224525kg
最大翼载	
2GB，2PB，2RB	536.5kg/m²
3PB，3RB	614.9kg/m²
最大推力载荷	
2GB	335kg/kN
2PB	346kg/kN
2RB	351kg/kN
3PB，3RB	328kg/kN
性能数据	
巡航速度	*Ma*0.84
进近速度	
波音 777-200	252km/h
波音 777-300	276km/h
初始巡航高度（国际标准大气，10℃）	
2GB	12010m
2PB	11550m
2RB	11645m
3PB	10975m
3RB	11245m
起飞场长（30℃）	
2GB	2073m
2PB，2RB	2164m
3PB	2759m
3RB	2667m
着陆场长	
2GB	1570m
2PB，2RB	1555m
3PB，3RB	1844m
设计航程	
2GB	7380m
2PB	7324m
2RB	7593m
3PB	7185m
3RB	7500m
噪声特性（波音 777-200，PW4074 发动机）	
起飞噪声	85.2dB
进近噪声	98.9dB
侧向噪声	95.5dB

DC-10

美国麦克唐纳·道格拉斯公司



项目概况

DC-10是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997年并入波音公司）研制的3发中远程宽体客机。DC-10既可飞美国国内航线又可飞国际航线，载客量300～350人。原型机于1966年年中开始设计，1967年1月开始制造，1970年7月第一架原型机出厂，1970年8月29日首次试飞，1971年7月29日获美国联邦航空局型号合格证并交付美国航空公司使用。

20世纪80年代，双发宽体客机A300、A310和波音767陆续进入市场，同时美国联邦航空局放宽延长航程的限制，使双发飞机可以满足横跨大西洋航班的需求，而3发DC-10由于油耗大，逐渐丧失订单。

DC-10于1989年停产，1989年春交付完最后一架。各型DC-10飞机共获订单386架。由DC-10飞机改装的空中加油机KC-10，共获美国空军订单60架，1990年4月4日交付完毕。

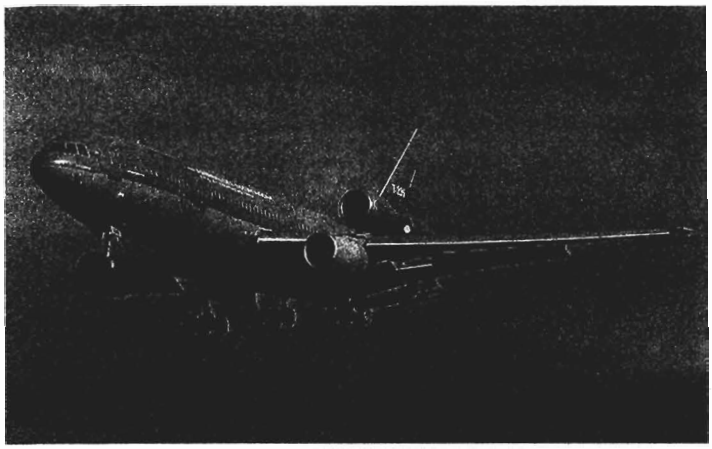
DC-10的加长改进型MD-11客机于1990年进入市场，但由于使用成本和综合性能不如新一代的A330、A340和波音777，于2001年停产，目前DC-10和MD-11飞机大都改装成货运飞机。

主要型别

DC-10-10 基本型。最大起飞重量186000kg，装3台美国通用电气公司CF6-6D涡扇发动机，单台推力182.4kN。1970年8月29日首飞，1971年7月29日获美国联邦航空局型号合格证，1971年8月5日投入航线使用。最大载客量345人。截止到1986年12月，该型共交付133架。

DC-10-15 与基本型大体相同，但换装3台大推力的涡扇发动机，单台推力207kN。1981年1月8日首飞，1981年6月12日获得型号合格证。共生产7架。

DC-10-30 远程型。翼展增加3.05m，增加燃油量，航程增加到11580km。主要用于远程国际航线。由于最大起飞重量增加，所以在



机身下主起落架之间增加一组起落架。装 3 台 CF6-50A 或 CF6-50C，或 CF6-50C1，CF6-50C2 或 CF6-50C2B 涡扇发动机。最大起飞重量 252000～263000kg。1972 年 6 月 21 日首次试飞，1972 年 11 月 21 日获美国联邦航空局型号合格证并交付民航使用。

DC-10-30CF 客货型。在 DC-10-30 的基础上改型，机身前部增开一个 3.56m×2.59m 的大型货舱门，并对机身结构进行了加强。载货 64000kg 可跨洋远程飞行，飞国内航线可载货 70600kg。装 3 台 CF6-50C1 涡扇发动机，单台推力 233.5kN。座椅可快速拆卸和安装。客运型载客 380 人，根据需要也可客货两用。货舱内可铺设装货滚珠、滚棒系统，装货导轨可调节。上层货舱可装运 30 个 LD3 标准集装箱，下层货舱可装 5 个标准集装箱和 16 个尺寸为 1/2 标准集装箱的小型集装箱。机舱尾部有厨房和卫生间。1973 年 2 月 28 日首飞，1973 年 4 月 17 日交付航线使用。至 1985 年 4 月 1 日，共交付 30 架该型机。

DC-10-30F 货运型。除了不能载客外，其他特点均同于 DC-10-30CF。主货舱可装载 23 个标准集装箱或 51 个 1.57m×2.24m 的小型集装箱，下层货舱可装 118m^3 的散装货物，机尾还有一容积 14m^3 的小型货舱。最大起飞重量 263000kg，最大商载航程 6080km。1986 年 1 月 24 日首次交付使用。

DC-10-30ER 增程型。在后货舱加装副油箱，采用 CF6-50C2B 发动机。瑞士航空公司于 1980 年 7 月订购两架，其他用户还有泰国航空公司和日本国内航空公司。

DC-10-40 远程型。原来称为 DC-10-20，由于它的使用晚于 DC-10-30，所以编号改为 DC-10-40。最初生产的 22 架配装美国普惠公司的 JT9D-20 涡扇发动机，单台推力 220kN，航程 11300km。1972 年 2 月 28 日首次试飞，同年 10 月获美国联邦航空局型号合格证，11 月 10 日开始交付给美国西北航空公司使用。后来给日本航空公司生产的飞机，换装 JT9D-59A 发动机，单台推力 236kN。

KC-10 空中加油机 / 货机型。1977 年 12 月，美国空军决定在波音 747 和 DC-10 中选择一种空中加油和货运机型，最后 DC-10 被选中，编号为 KC-10。最大起飞重量 267000kg，最大载重航程 6110km。第一架 KC-10 于 1980 年 7 月 12 日首飞，1981 年 3 月 17 日交付使用，至 1990 年 4 月 4 日最后一架 KC-10A 交付美国空军，KC-10 共生产 60 架。

设计特征

机翼 悬臂式下单翼，全金属结构，采用麦道公司设计的翼型。1/4 弦线后掠角 35°，机翼内段上反角 5° 14′，外段上反角 3° 2′，翼根弦长 10.7m，翼根处相对厚度 12.2%，逐步变化至翼尖的 8.4%。设计巡航马赫数 0.82～0.85。发动机吊舱安装在翼下半翼展处。每侧机翼前缘有全翼展缝翼，在发动机吊舱以内的机翼前缘分两段，在吊舱以外机翼前缘分 6 段。从翼根至 75% 半翼展处的后缘装有后退式双缝襟翼。横向操纵由外侧低速副翼、内侧全速副翼

和每侧机翼上的5块扰流片来完成。低速副翼只用于起飞和着陆。扰流片除用于横向操纵外，还用于减速和直接升力控制。

机身 铝合金半硬壳式破损安全结构，圆形截面。

尾翼 悬臂式全金属结构。平尾安装角可调。升降舵分为4段。由于垂尾根部安装了发动机，方向舵的效率受到影响，故采用双铰链后缘方向舵，方向舵的后缘有一可偏转的后缘铰接段，当舵面偏转时，舵面后缘铰接段还可相对于舵面偏转，增加舵面弯度，提高效率。平尾为铝合金多梁结构，垂尾为4梁多肋铝合金结构。各操纵面均为铝合金结构，只在后缘和翼尖处采用玻璃钢。DC-10-40的方向舵上段改为复合材料。

起落架 液压可收放前三点式。应急时靠重力自行放下。前起落架为双轮式，向前收入机身，前轮可转弯操纵，左右偏转68°。主起落架为4轮小车式，向里收入机身，机身中心线处还有一个两轮式主起落架，向前收入机身。全部采用油气缓冲器。前轮规格40×15.5-16，胎压12.41×10^{5}Pa，主轮规格52×20.5-23，两侧起落架胎压11.38×10^{5}Pa，中心线起落架胎压9.65×10^{5}Pa。装有独立的盘式刹车系统和防滑系统。

动力装置 3台涡扇发动机，带反推力装置。每侧机翼下各挂一台，垂尾根部装一台。发动机进气口装有吸声壁板。机翼上有4个整体油箱，还有一个辅助油箱，总燃油量138165L。4个标准压力加油口。

座舱 3人制驾驶舱，正、副驾驶员和飞行工程师，还有两个观察员座椅。两级布局载客255～270人，全经济舱布局载客380人。

系统 有3套完全独立的液压系统，压力为207×10^{5}Pa，其中两套系统为前轮转向提供动力，一套液压系统为作动起落架提供动力。有3套相同的空调系统。TSCP-700-4型辅助动力装置提供地面电源和冷气电源，还包括主发动机起动和提供飞行中的辅助电源。3台115/220V、400Hz、90kV·A交流发电机。直流电由28V、75A变压器供给，另有28V蓄电池组。

机载设备 除装有一般仪表、导航和通信设备外，还有中央大气数据计算机和气象雷达，自动着陆系统和一套复式自动着陆防护系统，可使飞机在Ⅲa类气象条件下自动进近和着陆。DC-10-30和DC-10-40上装有3套能满足ARINC 571技术标准的惯性导航系统，还可选装复式区域导航系统。

使用特点

20世纪60年代中期，西方航空运输市场对长航程航班的需求日益增加。1966年4月，美国几家主要航空公司提出70年代需要一种经济性好、航程在3000km以上、载客量300人左右的大型客机。麦道公司为了满足这一要求，开始DC-10方案的研究。DC-10的最初设计方案为双发翼下吊舱布局，后为确保在短

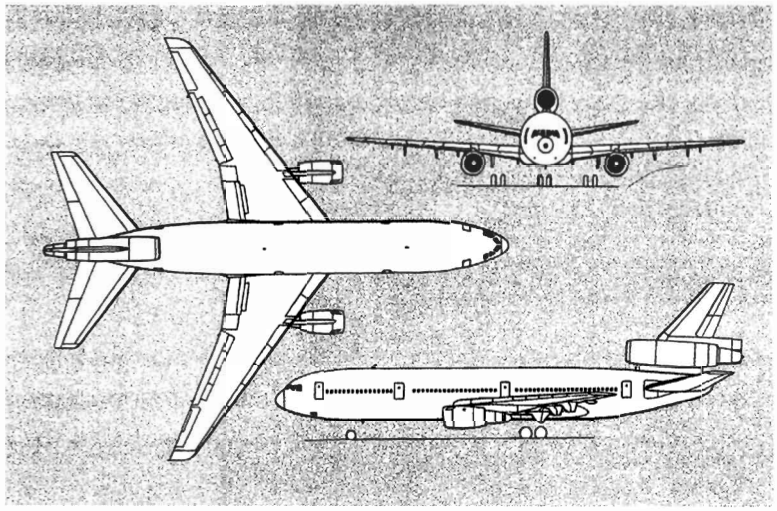
跑道上起降及应客户的要求而改为3发宽机身方案，在垂尾根部加上第三台发动机。DC-10属于第三代喷气式客机，采用高涵道比涡扇发动机，耗油率改善5%以上，并采用超临界翼型，减小机翼后掠角，加大展弦比，增大机翼相对厚度，从而改善了飞机巡航气动效率，采用新型铝合金材料减轻结构重量。通过这些措施有效降低了飞机的直接成本，提高了运营效率。

DC-10与原洛克希德公司同期研制的L-1011“三星”性能相近，面向同一市场，因此双方成为争夺有限客源的竞争对手。DC-10比L-1011“三星”更早投入运营，且DC-10在运营及维修成本方面占优势，最终DC-10在销售量上战胜竞争对手，从此洛克希德公司退出民用运输机市场，不过这场竞争也令麦道公司元气大伤。

20世纪70年代的石油危机导致3发客机的使用成本大幅上升。另外，美国根据国际民航组织的规定，允许双发动机飞机有90min转场时间，这使得欧洲空客公司当时研制的配备两台高涵道比涡扇发动机的A300宽体飞机开始显现出营运费用更低廉的优势，再加上大载客量波音747的热销，最终使DC-10被挤出市场。此外，DC-10在投入运营后就与著名空难结下不解之缘，灾难性事故率一度曾达到每千飞行小时两次，这也是导致DC-10最终被挤出市场的最重要原因之一。

设计缺陷和维修不良是导致DC-10事故率高的主要原因。例如，1974年3月3日，土耳其航空公司一架DC-10从巴黎飞往伦敦，由于门闩故障导致后舱门在飞行中脱落，致使飞机失去舱压，最后坠毁在法国的一片森林里，346人丧生。这次事故调查表明，飞机行李舱的舱门设计有误，原设计打算使用液压设备，为了简化设备，减轻重量，改用了电动门，致使飞机在飞行中由于门闩电路出现故障后舱门脱落导致飞机坠毁。又如，对1975年5月25日DC-10芝加哥空难事故的调查结果表明，因为维修不当，使发动机与飞机安装法兰盘连接不牢固出现松动缝隙，致使飞机起飞后不久，一台发动机在飞行中松动脱落，同时拉坏了飞机一些操纵系统导致一起重大空难事故。事故后对DC-10机队的检查中发现，许多DC-10飞机的发动机安装都不够牢固。DC-10虽然挤进了民机市场，但是投入运营后不久就事故不断，美国联邦航空局下令所有DC-10停飞，并吊销了DC-10的适航证，这是第二次世界大战以后美国联邦航空局采取的最为严厉的措施，为此，许多航空公司随之也取消了DC-10的订单。

DC-10空难事故的惨痛教训告诫世人，民用飞机的设计、制造、维修保养的质量和细节同样是决定乘客生命安全和飞机生存的生命线，不能有丝毫懈怠和疏忽。



技术数据

外形尺寸（除注明外，适用于各型）	
机长	
DC-10-10 系列	55.30m
DC-10-30/40 系列	55.50m
机高	17.70m
翼展	
DC-10-10 系列	47.34m
DC-10-30/40 系列	50.41m
展弦比	
DC-10-10 系列	6.8
DC-10-30/40 系列	7.5
机翼面积	
DC-10-10 系列	358.7m^2
DC-10-30/40 系列	367.7m^2
主轮距	10.67m
前后轮距	
DC-10-10/40 系列	22.7m
DC-10-30 系列	22.05m

内部尺寸	
客舱	
长度	41.45m
高度	2.41m
宽度	5.72m
前行李舱 / 货舱	
上舱容积	27.2m^3
下舱容积	38.9m^3
中行李舱 / 货舱	
上舱容积	36.2m^3
下舱容积	44.9m^3
后舱	
下舱容积	22.8m^3

重量及载荷	
使用空重	
DC-10-10 系列	107274kg
DC-10-30 系列	118590kg
DC-10-40 系列	120678kg
最大起飞重量	
DC-10-10 系列	199580kg
DC-10-30 系列	256280kg
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	251744kg
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	259450kg
最大着陆重量	
DC-10-10 系列	164880kg
DC-10-30/40 系列	182798kg

最大停机坪重量

DC-10-10 系列	200940kg
DC-10-30 系列	257640kg
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	253105kg
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	259450kg

最大商载

DC-10-10 系列	44678kg
DC-10-30 系列	48330kg
DC-10-40 系列	46234kg

最大零燃油重量

DC-10-10 系列	151953kg
DC-10-30/40 系列	166922kg

最大燃油重量

标准	111387kg
装副油箱	121467kg

最大翼载

DC-10-10 系列	605.4kg/m^2
DC-10-30 系列	756.3kg/m^2
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	743.1kg/m^2
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	765.6kg/m^2

性能数据

最大速度	*Ma*0.95

最大巡航速度（高度 9145m）

DC-10-10 系列	925km/h
DC-10-30 系列	908km/h
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	906km/h
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	922 km/h
正常巡航速度	*Ma*0.82

最大爬升率（海平面）

DC-10-10 系列	13.6m/s
DC-10-30 系列	14.7m/s
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	13.8m/s
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	12.7m/s

实用升限

DC-10-10 系列	10605m
DC-10-30 系列	10180m
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	9660m
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	9965m

起飞场长（至 10.7m 高度）

DC-10-10 系列	2987m
DC-10-30 系列	3840m
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	3734m
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	3261m

着陆场长（从 15m 高度）

DC-10-10 系列	1777m
DC-10-30 系列	1817m
DC-10-40 系列	1835m

最大燃油航程

DC-10-10 系列	9543km
DC-10-30 系列	11580km
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	10840km
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	11305km

最大商载航程

DC-10-10 系列	4355km
DC-10-30 系列	7413km
DC-10-40 系列（JT9D-20 发动机）	6485km
DC-10-40 系列（JT9D-59A 发动机）	7505km

L-1011 “Tristar”(L-1011 “三星”)

美国洛克希德·马丁公司(原洛克希德公司)

项目概况

L-1011 “三星”是美国洛克希德公司(现为洛克希德·马丁公司)在20世纪70年代中与波音747和DC-10竞争远程市场研制的3发宽体客机,是洛克希德公司研制的第一种亦是唯一一种宽体喷气式民航客机。该机于1966年开始设计,1969年3月开始制造,1970年11月16日首飞,1971年12月22日取得美国联邦航空局二级临时型号认证,准许向用户交付飞机进行航线验证试飞。1972年4月获美国联邦航空局型号合格证并开始交付使用。

L-1011 “三星”初始设计是采用两台发动机配置,后改为3发动力以满足当时美国民用运输的需求。

20世纪70年代后期,世界民航业进入萧条时期。由于L-1011 “三星”采用了主动控制等先进技术,使成本大幅上升,加之L-1011 “三星”投入市场晚于同属大型宽体客机的波音747和DC-10,特别是空客A300宽体飞机开始运营后,L-1011 “三星”在市场上更是受到冲击,最终难以摆脱财务困境,整个项目亏损达25亿美元,于1983年8月19日关闭生产线。洛克希德公司于1984年交付最后一架L-1011“三星”后便彻底退出了民用飞机市场,总产量250架。

主要型别

L-1011-1 基本型。1972年4月取得美国联邦航空局型号合格证并开始航线运营。

L-1011-100 延程型。外部构型与L-1011-1相同。可选用RB211-22B型发动机,单台推力187kN;RB211-22F型发动机,单台推力193kN。该型机由加拿大航空公司、卡塞太平洋公司、格尔夫航空公司和沙特阿拉伯航空公司订购。

L-1011-200 延程型。提高起飞着陆和爬升性能,在热带或高原地区运营具有特殊效益。外部构型与L-1011-1相同。配装RB211-524发动机,单台推力为213.5kN。沙特阿拉伯航空公司订购。

L-1011-250 远程型。通过加装中机身段油箱,最大起飞重量增加至224900kg,最大载油量为96000kg,外部构型与L-1011-1相同。增大了机翼、机身和尾翼前梁腹板的强度,装有新型前起落架,加强主起落架的强度,所有

起落架均采用大尺寸轮胎。

L-1011-500 延程型。机身缩短4.11m。客舱两级布局载客246人（头等舱每排6座载客24人，经济舱每排9座载客222人），全部经济舱载客300人。

此外，还有L-1011-400A中短程改进型，L-1011-40AMP和L-1011-600中短程改进型。

设计特征

L-1011“三星”采用下单翼、低平尾、翼下吊舱及后短舱组合式布局。两台发动机装在约45%翼展处，另一台发动机安装在尾部机身中心线上，进气道呈S形。

机翼 悬臂式，洛克希德专用翼型。内侧机翼后缘上反角7°31′，外侧机翼上反角5°30′。1/4弦线后掠角35°。机翼是常规破损安全金属结构，蒙皮、翼肋和梁为铝合金构件。副翼是常规双梁盒形结构，其后缘是铝合金蜂窝结构。后缘双缝富勒襟翼是铝和铝蜂窝结构。外部机翼后缘由发动机引气加热除冰。

机身 半硬壳式铝合金结构。

尾翼 平尾为双梁多肋式结构。升降舵、方向舵、副翼、双缝襟翼均为铝合金结构。无防冰设备。

起落架 液压可收放前三点式。主起落架为4轮小车式，向内收入机身，用无内胎高压轮胎，主轮规格为50×20-20，胎压12.41×10^5Pa。前起落架为双轮式，向前收至机身内，前轮规格为36×11-16，胎压为12.76×10^5Pa。所有起落架采用油气缓冲器。用带有单独调控侧滑轮的刹车系统取代常规的备选刹车系统。

动力装置（L-1011-500） 英国罗罗公司的RB211-524B4涡扇发动机，推力222.68kN。每侧机翼有两个整体油箱。总燃油容量为90140L。

座舱 客舱布局为混合舱载客256人，全经济舱最多载客400人。机身每侧有3个向上开启的乘客舱门。地板下面行李和货舱可容纳16个集装箱及散装货件。

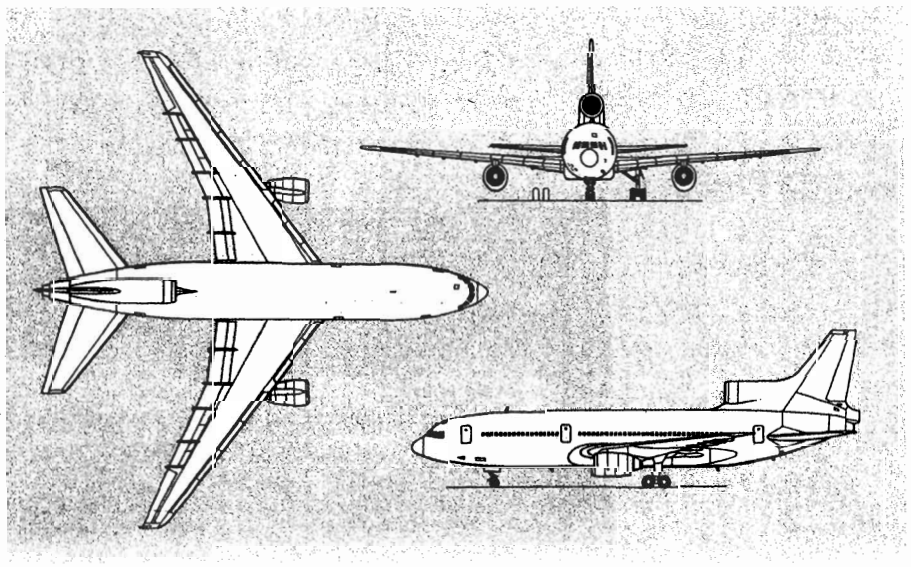
系统 装有由发动机引气或辅助动力装置空气与空气循环组合制冷的空调和增压系统，压差为0.582×10^5Pa。4个独立的压力为207×10^5Pa的液压系统为主飞行控制面、正常刹车、起落架收放和前轮转向提供动力。电源系统包括4套120/208V、400Hz的交流发电机——3台发动机各用一台发电机，另一台发电机用来驱动辅助动力装置。电子加热器用于风挡玻璃、空速管的防冰。

机载设备 标准设备包括两台ARINC 546 VHF无线电通信设备，两台ARINC 547 VHF导航系统，气象雷达系统，空中交通控制应答器，全自动飞行控制系统。

使用特点

从商业上看，L-1011“三星”不是成功之作，但在技术上L-1011“三星”则占据优势。L-1011“三星”采用了当时军用飞机上的先进技术，如主动控制系统和罗罗公司开发的先进RB211型3转子涡扇发动机。RB211发动机采用了更轻的碳纤维复合材料风扇叶片，减轻重量以增加效率，降低油耗。采用主动控制系统操纵飞机副翼保持飞机平衡。这种副翼不仅控制飞机的倾斜，同时可以增加或减小机翼升力，以此可以抵消传统机翼及机体上所承受额外的气动载荷，因此无须进一步强化飞机结构。

L-1011“三星”与DC-10性能相近，面向同一市场，尽管L-1011“三星”在技术方面占上风，但DC-10在运营及维修成本方面占优势，且DC-10比L-1011“三星”更早投入运营，因而最终L-1011“三星”在销售量上不如竞争对手DC-10。

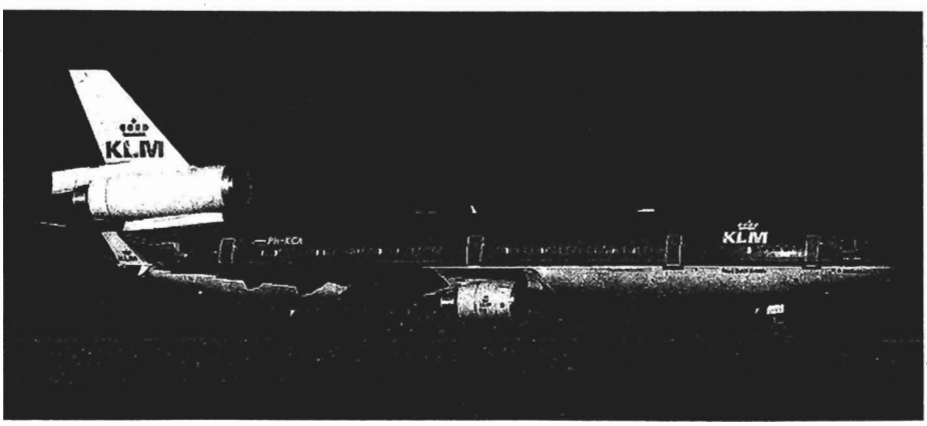


■ 技术数据（基本型）

外形尺寸	
机长	54.35m
机高	16.87m
翼展	47.34m
展弦比	6.95
机翼面积	320m^2
主轮距	10.97m
前后轮距	21.34m
内部尺寸	
客舱	
长度（不含驾驶舱）	41.28m
最大宽度	5.77m
最大高度	2.49m
地板面积	217.12m^2
容积	453m^3
行李舱容积	91.38m^3
重量及载荷	
使用空重	106265kg
最大起飞重量	195045kg
最大着陆重量	162380kg
最大商载	41150kg
最大零燃油重量	147415kg
性能数据	
最大巡航速度（高度 10670m）	*Ma*0.85
远程巡航速度（高度 10670m）	*Ma*0.82
海平面爬升率	14.2m/s
起飞场长	2371m
着陆场长	1762m
航程	
最大燃油（载重 18145kg，*Ma*0.85）	7189km
最大载重（载重 38203kg，*Ma*0.82）	4629km
噪声特性	
起飞噪声	97.8dB
进近噪声	102.3dB
侧向噪声	100.7dB

MD-11

美国波音公司（原美国麦克唐纳·道格拉斯公司）



项目概况

MD-11 是美国麦克唐纳·道格拉斯公司（麦道公司，1997 年并入波音公司）在 DC-10 宽体客机基础上研制的 3 发中远程运输机。1985 年确定设计方案，同年在法国巴黎航展上第一次透露设计细节。1986 年获得 12 家航空公司 92 架订单。1986 年 12 月 30 日决定上马，1987 年 8 月正式开工生产，1988 年 3 月开始总装第一架 MD-11，1989 年 1 月出厂，1990 年 1 月 10 日首飞，共有 5 架原型机进行试飞，其中 4 架安装美国通用电气公司的 CF6 发动机，1 架安装美国普惠公司的 PW4460 发动机，1990 年 11 月 8 日获型号合格证，1990 年 11 月 29 日交付给芬兰航空公司，并于同年 12 月 20 日投入航线运营，安装英国罗罗公司遄达 650 发动机的 MD-11，于 1993 年取得型号合格证。

MD-11 沿用 DC-10 的生产线，但经过改造进一步提高了自动化程度和生产率。MD-11 于 1990 年问世时，不仅比 DC-10 的航程远，而且燃油效率提高了 28%，费用降低了 18%。

MD-11 项目研制费约 7 亿美元，总计交付 200 架。MD-11 于 2001 年 2 月停产，最后一架出厂的 MD-11 货机于 2001 年 2 月 22 日交付给德国汉莎航空公司。按 1999 年币值计算，MD-11 单机价格 1.32 亿～ 1.475 亿美元。

主要型别

MD-11 标准型。

MD-11 客货混合型。可装载 4 ～ 10 个货盘、168 ～ 240 名乘客，航程 9593 ～ 12705km。主舱门位于飞机左侧后部，满足美国联邦航空局严格的 C 级货舱火焰和烟雾控制要求，1992 年 4 月取得合格证。

MD-11CF 客货互换型。1991 年 8 月开始生产，荷兰马丁航空公司确认订单 4 架和意向订单 1 架，1998 年交付。

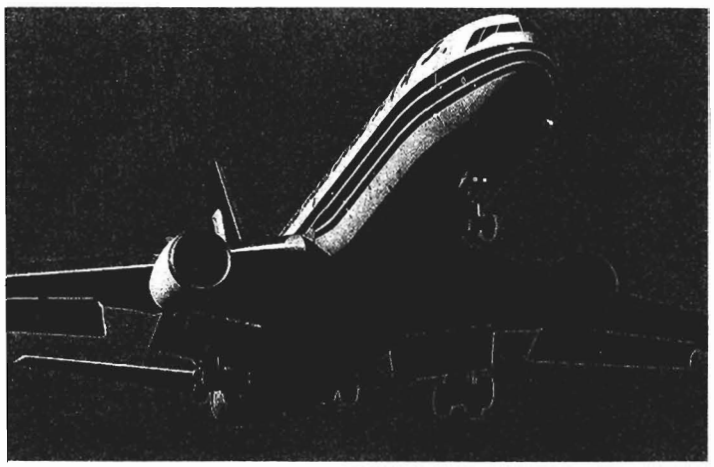
MD-11ER 增程型。1994 年年初开始生产，最大起飞重量增加到 286000kg，用辅助油箱可增加载油量 11583L，可使航程增加 889km 或多载 2721kg 的商载，辅助油箱装在前货舱，很像两个 LD3 行李集装箱，并且可在夜间安装和拆卸。MD-11ER 成本比波音 747-400 低 26%，载有 298 名乘客时航程为 13408km，比 MD-11 标准型增加 444km。1996 年 12 月开始交付使用。

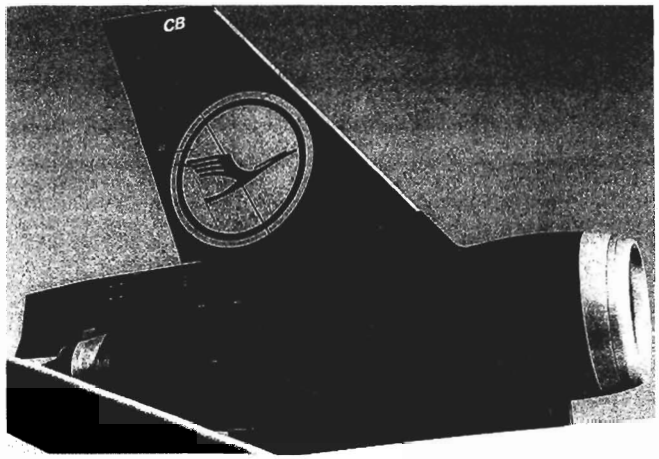
MD-11F 货机型。取消了舷窗，但设有观察窗，主货舱容积 413m^3，下层货舱容积 194m^3，货舱门高 2.6m，位于机身前部，商载 90787kg。

设计特征

MD-11 沿用了 DC-10 的下单翼、3 发低平尾布局。

机翼 悬臂式下单翼，采用原道格拉斯公司的翼型，1/4 弦线后掠角 35°，上反角 6°，翼根安装角 5° 51′。双梁盒形结构，蒙皮带展向加强筋。翼梢小翼上面部分由梁、肋和加强的铝合金蒙皮组成，后缘由碳纤维材料制成。内侧副翼为金属结构、复合材料蒙皮，外侧副翼

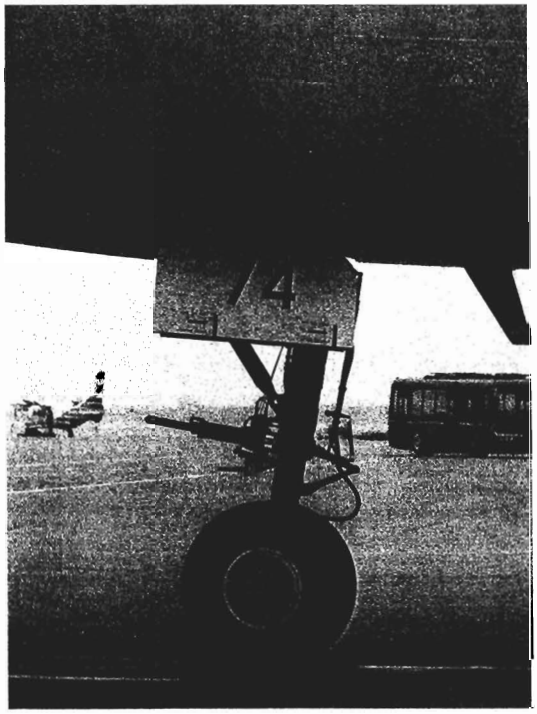




全由复合材料组成。内侧襟翼金属结构、复合材料蒙皮，外侧襟翼全为复合材料结构。铝合金扰流片。

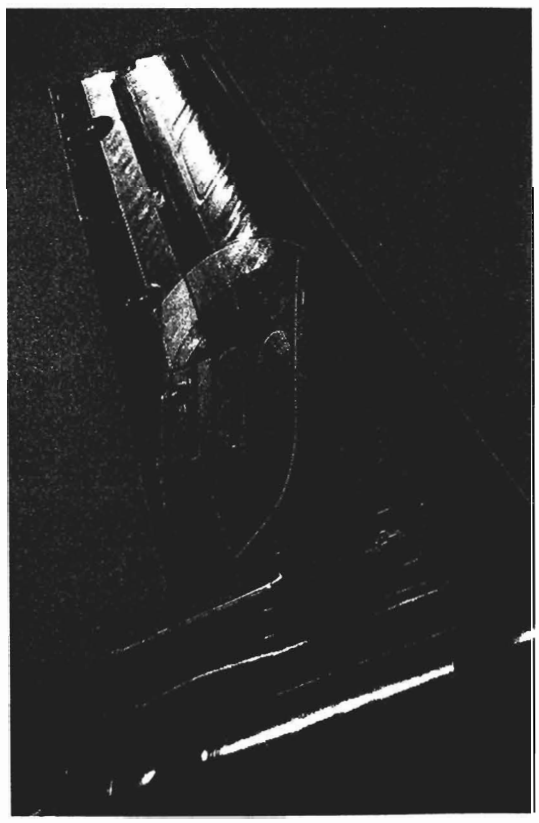
机身 在DC-10-30机身的基础上加长5.67m。

尾翼 常规水平尾翼采用先进的弯度翼型，后掠减小，装有7571L燃油用于配平，尾翼后缘和升降舵由碳纤维材料制成。



起落架 液压可收放前三点式，机身中心线处还有一个双轮主起落架。前轮和中心线主轮向前收起，两侧主轮向里收起。前轮可转弯操纵，左右偏转70°，主起落架为4轮小车式，带油气缓冲器。前轮规格40×15.5-16，胎压13.44×10^5Pa，主轮和中心线轮规格54×21-24，胎压13.79×10^5Pa。气冷式碳刹车，带防滑装置。

动力装置 可选用美国普惠公司的PW4460涡扇发动机，单台推力266.9kN；或PW4462发动机，单台推力276kN；美国通用电气公司的CF6-80C2D1F涡扇发动机，单台推力273.57kN；英国罗罗公司的遄达650系列涡扇发动机，单台推力289～311kN。发动机短舱内壁做了声学处理。



MD-11 标准型载油量 146174L，可增加一个或两个 7472L 的副油箱，加油口在每个机翼前缘。

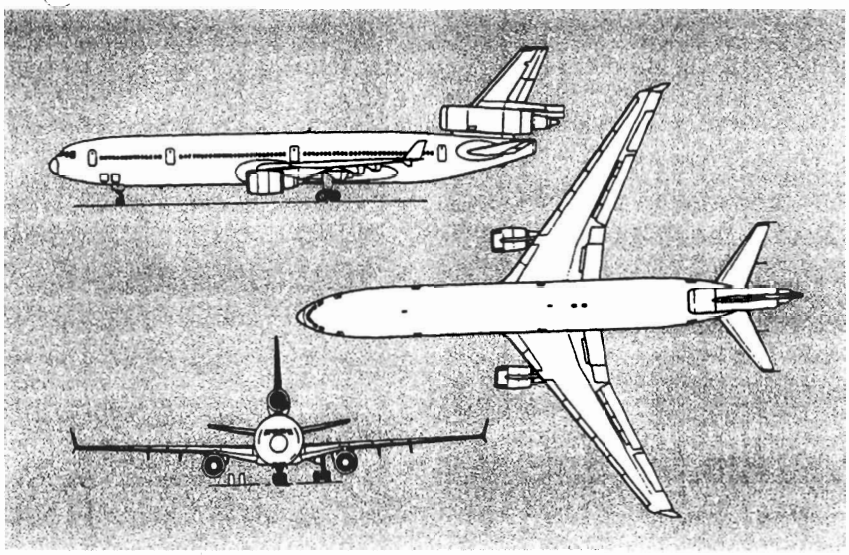
座舱 双人制驾驶舱，可增设两个观察员座位。标准 3 级布局载客 298 人，两级布局载客 323 人，全部经济舱载客 410 人，客货混合型载客 214 人。机身两侧各有一个机组舱门和 3 个客舱门，对于客货混合型布局，机身后部两个客舱门封闭，客舱下面机翼前后各有一个货舱，后机身有一个货舱，前货舱加热并通风，后货舱仅加热。

系统 空调系统包括 3 套美国联信公司的空气循环系统和两个数字式自动压力控制器以及手动 - 电动备份控制装置，座舱最大压差 0.59×10^5Pa。3 套独立的液压系统用于操纵和刹车，电机和泵都有内部接头，使得一个系统可向另一个系统供压。电气系统包括发动机驱动的 3 台 100/120kV·A、400Hz 发电机，辅助动力装置驱动的一台 90kV·A 发电机，50A·h 蓄电池，4 个变压整流器和一台 25kV·A 冲压空气驱动的应急发电机。冷气系统最大控制压力为 3.17×10^5Pa，用于空调、防冰等。

机载设备 驾驶舱系统包括飞机系统控制器，自动控制液压、电气、环境和燃油系统，一套中央故障显示系统。电子仪表系统采用 6 个 200mm×200mm 彩色阴极射线管，自动飞行系统具有在Ⅲb 类气象条件下自动着陆的能力，风切变探测系统和导引计算机，全时限纵向增稳系统，激光惯性基准系统和大气数据计算机。

使用特点

虽然 MD-11 在 DC-10-30 的基础上提高了燃油效率，降低了使用费用，加大了头顶行李舱的空间，机上的厨房和真空卫生间设计为可以移动，方便航空公司对客舱进行灵活布局，发动机短舱内壁也做了声学处理，能进一步降低噪声，然而运营成本及整体性能仍然不敌空客 A330、A340 及波音 777。麦道公司原先预计可销售 300 多架 MD-11，但最后只制造了 200 架，并且大多数 DC-10 及 MD-11 后来都改装成了全货机。



技术数据

外形尺寸	
机长	61.21m
机高	17.60m
翼展	51.66m
展弦比	7.9
机翼面积	338.9m^2
主轮距	10.57m
前后轮距	24.61m
驾驶舱门	
高 × 宽	1.93m × 0.81m
客舱门	
高 × 宽	1.93m × 1.07m
前货舱门	
高 × 宽	1.68m × 2.64m
中货舱门	
高 × 宽	1.68m × 1.78m
货舱门（混合型）	
高 × 宽	2.59m × 4.06m
内部尺寸	
客舱	
长度	46.51m
最大宽度	5.71m
最大高度	2.41m
地板面积	244.7m^2
机舱容积	599.3m^3
行李舱容积	
前（集装）	80.5m^3
中（集装）	62.6m^3
后（散装）	14.4m^3
重量及载荷（A：MD-11；B：MD-11F；C：MD-11 混合型；D：MD-11CF 客机型）	
使用空重	
A	130165kg
B	113920kg
C	131035kg
D	131525kg
最大起飞重量	273314kg
最大着陆重量	
A	195040kg
B，D	213870kg
C	207745kg
最大零燃油重量	
A	181435kg
B，D	204700kg

C	195040kg
最大商载	
A	51272kg
B	90787kg
C	64009kg
D	73180kg
最大燃油重量	117525kg
性能数据	
最大平飞速度（高度 9450m）	945km/h
最大巡航速度（高度 9150m）	
A，C	932km/h
经济巡航速度（高度 10670m）	876km/h
失速速度（最大起飞重量）	
襟翼放下 10°	274km/h
襟翼放下 25°	263km/h
最大爬升率（海平面，最大起飞重量）	14.1m/s
单发爬升率（海平面）	6.9m/s
实用升限	9935m
单发升限	6310m
起飞场长	2926m
着陆场长（最大着陆重量）	
A	2118m
B，D	2323m
C	2234m
设计航程	
A（3 级布局，载客 298 人）	12633km
B（最大商载）	7242km
C（3 级布局，载客 183 人加 6 个货盘）	12392km
D（载客 298 人）	12585km

Tu-304/306（图-304/306）

俄罗斯图波列夫开放式股份公司（原苏联图波列夫实验设计局）

项目概况

图-304/306 是苏联图波列夫实验设计局（现为俄罗斯图波列夫开放式股份公司，简称图波列夫公司）正在研制的双发 400 座客机。1998 年年底前开始原型机结构制造，由俄罗斯政府提供资金。原计划于 2000 年首飞。

几年来，图波列夫公司对图-304 飞机做了一系列设计工作，建立了局部机身模型，研究了原型机机身布局安排。如果按正常研制进度发展及稳定经费投入，在 2010 年前图-304 将开始进入试验阶段。目前该项目已冻结。

主要型别

图-304 常规燃油型。在图-204 基础上改进。

图-306 低温燃油型。在机身中央上方设有一大油箱，可载 60000kg 的液化天然气。航程 9000km。

设计特征

图-304 飞机采用层流翼型，机翼后掠角 33° 3′，普通铝合金结构，全机有 15% 采用复合材料，单级客舱布局载客 400 人，两级和 3

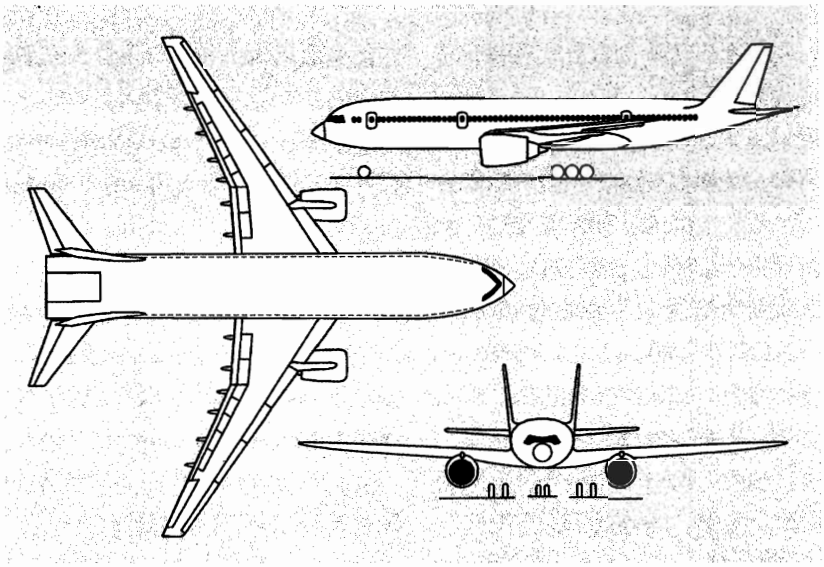
级客舱布局载客 312 人以上。

两台发动机安装在机翼下吊舱内。候选发动机包括萨玛拉库兹涅佐夫科技联合体股份公司的 NK-44 发动机，起飞推力为 392.3kN。另一种是英国罗罗公司的遄达 884 涡扇发动机，起飞推力为 392.3kN。

机载设备都遵照国际民航组织Ⅲa 标准选用。

使用特点

20 世纪 90 年代初，图波列夫公司对远程长航时、大载客量客机进行了广泛的研究，其中图-304 大型客机是该研究项目之一。在设计该飞机时完全遵照国际民航标准，充分考虑了飞机使用的多功能性，设计最大载客量为 500 人，航程 10000km，具有 245000kg 最大起飞重量。图-304 飞机设计有低温燃油改型，可提高飞机的可靠性和经济性。



技术数据（图-304，设计值）

外形尺寸	
机长	62.0m
机高	19.0m
翼展	57.0m
展弦比	9.6
机翼面积	340m^2
重量及载荷	
最大起飞重量	245000kg
最大商载	55000kg
最大燃油重量	88000kg
性能数据	
巡航速度	*Ma*0.85
巡航高度	11000m
额定航程（载客 400 人）	10200km

附录1 名词解释

本附录对手册中所涉及的一些专业术语、专业名词进行了相应的解释。收录的名词包括飞机类型及布局、飞机部件及结构、机载设备及性能指标等。

飞机类型

● **干线客机**（trunk liner）：用于大城市间航线上的客机。目前多使用中、远程的高亚声速喷气客机，载客量在100人以上，大体可以分为150座、200座、300～500座几种座级，正在发展载客量更多的客机。干线客机在安全性上符合政府颁布的适航规章，飞机气动和结构设计可靠，机载设备完善，经济性良好，乘坐舒适，装有两台以上大推力高涵道比涡扇发动机。飞机上有完善的通信、导航和其他监测管理设备，在机场导航设施的引导下具有不同程度的自动着陆能力，在复杂气象条件下和夜间都能安全起降。机身地板以上除驾驶舱外大部分为旅客舱，舱内一般有一个旅客过道，宽机身客机上有两个过道。地板以下为行李舱或者货舱。客舱内除增压、空调系统外，还备有厨房、卫生间等生活服务设施，以及电视音响设备，供旅客娱乐之用。干线客机在设备完善的大型机场起降。

● **支线客机**（regional airliner）：航行于小城市之间或中心城市与小城市之间的小型旅客运输机。20世纪70年代后期以来，支线运输有了很大的发展，出现了多种专为支线运输研制的支线客机。80年代使用的支线客机大部分采用涡桨发动机。近十年来，由于支线航空公司开辟了中小城市之间的直接通航业务，使航段长度增加，旅行时间延长，所以越来越多地采用了100座左右的喷气式支线客机。

飞机布局

● **气动布局**（aerodynamic configuration）：为满足对飞机提出的技术要求和使用要求，对飞机主要部件，包括主气动升力面（机翼）、机身、辅助气动升力面（平尾和垂尾）、发动机和进气道等的数目、外形、尺寸和相互位置的选择及其布置。不同的选择或布置将衍生出许多气动力布局形式。

● **上单翼**（high-wing）：根据机翼安装在机身上的部位把飞机分为上（中、下）单翼飞机，机翼安装在机身上部（背部）为上单翼。

● **下单翼**（low-wing）：根据机翼安装在机身上的部位把飞机分为上（中、下）单翼飞机，机翼安装在机身下部为下单翼。

● **展弦比**（aspect ratio）：机翼展长与平均几何弦长之比，展弦比是机翼纵向细长程度的量度，展弦比越小，表示机翼沿纵向越细长。展弦比的大小，对机翼的气动特性具有重要影响。对于速度较低、升力系数较大的飞机（如运输机），要求有良好的续航性能，机翼的升阻比要大，故常采用大展弦比机翼。增大展弦比，可以改善飞机的上升性能，提高静升限。现代亚声速运输机的展弦比达11左右，跨声速运输机和轰炸机的展弦比在7左右，超声速战斗机的展弦比常在3以下。

● **上反角**（dihedral angle）：翼梢相对翼根往上翘时，机翼基准面与垂直于机翼对称面之平面的夹角。机翼的上反角有提供横向稳定性的效应。当飞机受扰突然倾斜时，侧滑速度在下倾一侧机翼上有一向上的垂直于翼面的相对速度分量，使该机翼的有效迎角增大，升力增大；而另一侧机翼的有效迎角减小，升力也减小，两者形成一与倾斜方向相反的滚转力矩，此力矩有使飞机恢复受扰前姿态的趋势。上反

角一般不超过10°。

● **下反角**（cathedral angle）：负的上反角。与上反角相反，下反角是翼梢相对翼根向下垂。机翼的下反角有减小飞机横向稳定性的效应。后掠机翼在做有迎角的侧滑时，是横向静稳定的，它所提供的横向静稳定性的大小，与后掠角和迎角成正比。当大后掠角机翼提供的横向静稳定性过大时，常采用机翼下反来抵消。

● **安装角**（wing setting angle, incidence）：机翼根弦与机身轴线之间的夹角。安装角的大小视飞机的设计点而定。运输机一般要求巡航状态下机身轴线与气流方向一致，以减少机身的阻力，其机翼安装角通常在2°～6°之间；高速飞机的机翼安装角通常为0°。

● **后掠角**（sweepback angle）：机翼上有代表性的等百分比弦线同垂直于对称面的轴线之间的夹角。有前缘后掠角、1/4弦线后掠角、中弦线后掠角、后缘后掠角。一般常用1/4弦线后掠角作为机翼的后掠角。后掠角表示机翼各截面在纵向的相对位置，也表示机翼向后倾斜的程度。

● **翼型**（airfoil profile , airfoil section）：又称翼剖面。平行于飞机（或机翼）对称面或垂直于机翼前缘（或机翼1/4弦长点连线等）的机翼截面外形。翼型按使用的速度范围不同，可以分为低速翼型、亚声速翼型、跨声速翼型和超声速翼型。典型的低速翼型有NACA四位和五位数字翼型。最著名的层流翼型有NACA六系列翼型。

● **尖峰翼型**（peaky airfoil profile）：一种跨声速翼型。其压力分布在上表面前部具有明显的负压峰，故名尖峰翼型。

● **超临界翼型**（supercritical airfoil profile）：一种适用于超临界马赫数飞行器的跨声速翼型。一般翼型在超临界状态下，翼表面的超声速流将形成激波，随着马赫数增加，激波的尺寸和强度猛增，损失加大。激波后的压力陡增引起边界层分离，增加气流湍流度，使阻力剧增，升力骤降，力矩猛烈波动，并发生抖振现象。超临界翼型的形状为翼型头部比较丰满，消除了前缘的负压峰，使气流不致过早达到声速。上表面中部比较平坦，有利于减小激波强度，后部向下弯曲，有利于缓和激波诱导的边界层分离。为了弥补上表面平坦而引起的升力不足，下表面后部有一个向里凹进去的反曲段，使后部升力增加，称为后部加载。后缘上下表面相切，可缓和上表面的压力恢复。在跨声速飞行时，这种翼型上虽有激波，但强度不大，甚至接近无激波状态。

● **NACA翼型系列**（NACA airfoil profiles）：美国NACA（NASA前身）在20世纪30～40年代提出的各类翼型的统称。包括四位、五位数字翼型和后来的一及六至八系列翼型等。给定弦长以后，它们按统一的构造原则系统地改变弯度和厚度，形成一系列翼型。常见的NACA翼型大多经过详尽的风洞试验，其几何坐标和气动特性可从有关资料中查得。

飞机部件

● **机翼**（wing）：飞机上用来产生升力的主要部件。一般分为左右两个翼面，对称地分布在机身两边。机翼的一些部位（主要是前缘和后缘）可以活动。驾驶员操纵这些部分可以改变机翼的形状，控制机翼升力或者阻力的分布，以达到增加升力或者改变飞机姿态的目的。机翼上常用的活动翼面有各种前后缘增升装置、副翼、扰流片、减速板、升降副翼等。机翼内部经常用来放置燃油。在机翼厚度允许的情况下，飞机主起落架也经常是全部或者部分地收在机翼内。此外，许多飞机的发动机或是直接固定在机翼上，或是吊挂在机翼下面。

● **机身**（fuselage）：飞机上用来装载人员、燃料、货物和各种设备，连接机翼、尾翼和起落架等部件，平衡飞机各部分载荷的主体。机

身外形呈流线型，常见的有纺锤形、雪茄形和蜂腰形。机身内部按不同用途分为若干舱段。有些飞机因使用、维护的需要，将机身分成在地面可以分离的几部分，如前机身、后机身等。机身结构常由纵向构件（如桁条、桁梁），横向构件（如隔框）及蒙皮组成。其形式有桁架式、桁梁式、桁条式及无桁条式等。

● **水平尾翼**（horizontal tail）：简称平尾，飞机尾翼的一部分。其作用是保证飞机纵向平衡、稳定，并操纵飞机在飞行中的俯仰姿态。水平尾翼通常由固定的水平安定面和可操纵的升降舵组成。水平尾翼对飞机的纵向操纵是通过上下偏转升降舵（或全动平尾）实现的。

● **垂直尾翼**（vertical tail）：简称垂尾，又称主尾，尾翼的一部分。一般在飞机尾部上方顺气流方向垂直安装。其主要作用是保持飞机的航向平衡与稳定，实现航向操纵。垂尾前面的固定部分称为垂直安定面，铰接在后面的活动部分称为方向舵。也有二者合为一个整体的，称为“全动垂直尾翼”。垂尾对飞机的航向操纵是通过左右偏转方向舵实现的。

● **副翼**（aileron）：装在机翼外侧后缘，用于控制飞机绕机身纵轴滚转的操纵面。在外形上，它是机翼后缘的一部分。左右副翼对称地装在左右机翼上，其偏转由驾驶员控制。右副翼上偏时、左副翼向下，使左右升力不相等而组成一个使飞机右滚转的力矩。反之，产生使飞机左滚转的力矩。在有些具有大展弦比后掠翼的飞机上，在机翼内侧增设一对副翼。低速时用外侧副翼，高速时用内侧副翼。由于内侧副翼所在部位机翼扭转刚度较大，在高速时仍能保持足够的效率。内侧副翼常称为全速副翼。副翼骨架由一根梁和若干肋组成，骨架外为蒙皮。副翼通过两个以上悬挂接头连接在机翼后梁上。为使副翼重心尽量靠近转轴，副翼前缘处还装有配重。

● **增升装置**（high lift device）：机翼上用来改善气流状况，以增加升力的活动面。通过增加机翼弯度、增大机翼面积和延迟气流分离的方法增加机翼升力。具有能够改善飞机起飞、着陆或机动飞行性能的作用。飞机的增升装置主要由各种机翼的前、后缘襟翼组成。包括简单襟翼、开裂式襟翼（襟片）、开缝襟翼（单、双和多缝襟翼）、富勒襟翼、前缘襟翼（简单前缘襟翼和克鲁格襟翼）、前缘缝翼、边界层吹除或吸入襟翼（吹气襟翼包括前缘边界层吹除和后缘边界层吹除）等。

● **克鲁格襟翼**（Krueger flap）：前缘襟翼的一种。位于机翼前缘下表面的板状结构。在闭合位置时为机翼前缘的组成部分，打开时向前下方翻转，开度常大于 110°。它既增加机翼截面的弯度，又增大了机翼面积，增升效果较好，一般常和后缘襟翼配合使用。

● **后缘襟翼**（trailing-edge flap）：简称襟翼，安装于机翼后缘内侧，主要起增加升力作用的可操纵翼面。在收起位置时，是机翼后缘的组成部分，当其向下偏转或同时向后退时，可增加机翼剖面弯度或同时又增加机翼面积，从而增加机翼的升力系数。按其构造和运动形式的不同，后缘襟翼可分为简单襟翼、开裂式襟翼、开缝襟翼和富勒襟翼等。

● **开缝襟翼**（slotted flap）：是后缘襟翼的一种，当襟翼处于放下位置时，除增大了机翼截面弯度外，其头部和主翼面之间形成一条收敛型缝隙，使下翼面压力较高的气流通过缝隙，加速流向上翼面，给上翼面的边界层补充能量，延缓或防止上翼面气流分离。由于能获得较大的升力系数，使用较广泛。

● **富勒襟翼**（Fowler flap）：又称后退开缝式襟翼，位于机翼后缘的下表面，打开时向后滑动一段距离，同时又向下偏转，并与机翼后缘形成一条缝隙的襟翼。

● **扰流片**（spoiler）：安装在机翼上表面（或下表面），能阻扰气流、减少（或增加）升力的

板状操纵面。是飞机的横向辅助操纵装置。当向上打开时，使机翼上表面近后缘处的气流发生分离，造成升力减小。当一边副翼上偏时，扰流片也向上打开（通常与副翼联动，即副翼偏到一定角度后，扰流片打开），引起了升力进一步减小，而另一边机翼上的扰流片不打开。两边机翼上产生了附加的升力差，加大了滚转力矩。

● **翼梢小翼**（winglet）：装在飞机机翼翼梢部用以减小机翼诱导阻力的一组直立的小翼面。有单上小翼、上下小翼等多种形式翼梢小翼。其中单上小翼由于结构简单而使用较广泛。在翼梢简单地加装垂直端板也能减小诱导阻力，但效果不理想。

● **方向舵**（rudder）：铰链在垂直安定面后部，可以左右偏转的活动翼面。是垂直尾翼的一部分。给飞机提供偏航力矩以实现航向操纵的操纵面。如驾驶员以右脚踩脚蹬，则方向舵向右偏转，作用在垂直尾面上的气动力对飞机重心产生一绕垂直轴转动的偏航力矩，使飞机向右转弯。反之，以左脚踩脚蹬，则飞机向左转弯。

● **升降舵**（elevator）：用铰链连接在水平安定面后部，可以上下偏转的活动翼面。通过对升降舵的操纵可以使飞机保持水平飞行或进入爬升、下滑状态，实现飞机的纵向操纵。升降舵可使飞机抬头或低头，也可用在增速或减速时保持飞机平飞。着陆前飞机拉平时，升降舵处于最大上偏位置。

● **背鳍**（dorsal fin）：是一种改善飞机航向稳定性的装置。在现代高速飞机的机身上部和垂直安定面连接处装有背鳍。为了便于对内部系统和设备进行维护，背鳍与机身常采用可卸连接。

● **腹鳍**（ventral fin）：伸出在机身尾部下表面，改善飞机航向稳定性的鳍形构件。由于增加了后机身的侧面积，又可对机身下部的气流整流，能起航向稳定性的辅助作用，特别在大迎角产生侧滑时，效果更为显著。

● **锯齿**（dog tooth，leading-edge discontinuity）：又称“犬齿”、“前缘突齿”。在后掠翼或三角翼上，外翼相对于内翼向前凸出的前缘。锯齿的作用同旋涡发生器相似，从前缘凸出处产生一旋涡流过翼面，给边界层补充能量，同时还可阻止后掠翼边界层气流向翼梢流动，以防止翼梢气流分离。

● **整流罩**（fairing，cowling）：使机体外表面光滑以减小飞行阻力的流线整形构件。一般位于机体各部分交界处或凸出机体外形的构件处，起减少气流相互干扰作用，遮蔽连接间隙。对特定部位和功用的整流罩又有不同名称，如机头整流罩、机尾整流罩等。在机身与机翼连接处的整形件俗称整流包皮。

飞机结构

● **半硬壳式结构**（semimonocoque structure）：以桁梁或桁条和蒙皮作为纵向主要受力构件的机体结构。半硬壳式结构又可分为桁梁式和桁条式两大类。桁梁式结构是以强的桁梁作为纵向主要受力构件的机身结构。桁梁式结构的特点是便于在桁梁之间开较大的舱口，而开孔补强增重较少。一般用于开口较多的军用飞机前机身。桁条式结构是以桁条和蒙皮组成的加筋板作为纵向主要受力构件的机身结构。桁条式结构的主要特点是明显提高了机身的扭转刚度和蒙皮的局部刚度，能较好地保持所要求的空气动力外形，生存力较强。但由于缺少粗大的桁梁，不宜开较大舱口，开口部位增重较多，一般用于开口不多的中、后机身结构。

● **蜂窝结构**（honeycomb structure）：又称蜂窝夹层结构。由上下面板和蜂窝状芯子制成的一种夹层结构。它具有弯曲刚度大、结构阻尼大以及隔热、隔声好等优点。与铆接结构相比，结构效率有明显提高。蜂窝结构常用于飞

机的翼面、舱盖、地板、雷达罩、减速板、背腹鳍、燃油箱等部位。

● **桁条**（stringer）：又称“长桁”，机身纵向或翼面展向承受轴向力的构件。除能加强蒙皮、提高其刚度和稳定性外，并与蒙皮组成壁板承受载荷。材料为铝合金、镁合金及钛合金的挤压型材或板弯型材。

● **翼肋**（wing rib）：简称“肋”。翼面横向（弦向）维持机翼外形的构件。分为普通翼肋和加强翼肋。前者主要为维持机翼截面形状，并将蒙皮上的气动载荷传递到纵向承力构件上；后者除有普通翼肋的功用之外，还作为机翼结构的局部加强件，用来承受传递较大的集中载荷，如承受起落架、发动机及活动面等产生的集中载荷和传递对接面上的载荷。

● **梁**（beam）：包括纵梁和横梁，是沿机身纵向和横向布置的局部承力构件。纵梁在客机或货机上，常与横梁组成骨架支持地板，并作座椅的纵向导轨或承受装载重量。

● **隔框**（bulk head, frame, ring）：又称“框”。用于维持机身外形，支持纵向构件及承受载荷的横向构件。分普通框和加强框两类。普通框主要维持机身外形，支持长桁和蒙皮。加强框又称受力框或承力框，承受框平面内的集中载荷。

螺旋桨

● **可逆桨距螺旋桨**（reversible-pitch propeller）：把桨距改成负的（称反距），发动机还是按原方向旋转，桨就会产生反拉力，即阻碍飞行的力。此时称为反距桨。反拉力有许多用处：缩短着陆滑跑距离，最多可减少 60%；加大着陆前的下滑角；多发飞机转弯时，内侧用反距可以缩小转弯半径。

● **顺桨距螺旋桨**（propeller feathering）：当发动机在空中停车后，为了减小桨叶的阻力，也为了防止螺旋桨自转而进一步损坏发动机，须把桨叶角加大到使截面弦线几乎与飞行方向平行的位置，这就称为顺桨。实现顺桨的方式包括自动顺桨、人工顺桨、应急顺桨等。

● **恒速螺旋桨**（constant-speed propeller）：能够随时调整桨叶角使发动机保持恒定转速的螺旋桨。这种桨上装有一个调速器，调速器控制发动机的旋转。

起落架

● **前三点式起落架**（tricycle landing gear）：主起落架在飞机重心之后，飞机头部有前轮的布局形式。广泛用于民机上。由于两主轮在飞机重心之后，可强烈刹车，消除了翻转的危险，缩短滑跑距离；飞机着陆易操纵；滑跑时方向稳定性好，不会产生自发转弯。但前起落架承受载荷大，结构较重；前轮需要有防摆振措施等。

● **主轮距**（wheel track）：飞机在停机状态及机轮和缓冲器未压缩情况下，两主轮接地点之间的距离。小车式起落架的主轮距以两侧小车轮架的几何中心点间距离确定。有两组主起落架的飞机（如波音 747），以外侧两主起落架的几何中心点间距离确定。确定主轮距大小的前提是，保证飞机在地面运动时有良好的稳定性和机动性。主轮距大，飞机滑跑时横向稳定性较好，不易左右倾斜；而在飞机重心较高的情况下，主轮距过小时，飞机在滑跑中有侧翻的可能性。此外，主轮距的大小也往往受主起落架在飞机上有无恰当的收藏空间以及起落架重量的限制。

● **前后轮距**（wheel base）：前三点起落架飞机在停机状态，机轮和缓冲器未压缩情况下，飞机侧视图中前轮和主轮接地点之间的距离。对于小车式起落架，接地点按前、后轮接地点的中点确定。有两组主起落架的飞机（如波音 747）按外侧两主起落架的几何中心点确定。

● **轮胎规格**（wheel type size）：指轮胎类型尺寸，一般为轮胎的外径 × 宽度，或轮胎的外径 × 宽度 - 结合径，手册中未标单位的尺寸单位为英寸。文中的主轮规格是指主起落架机轮的轮胎规格，前轮规格指前起落架机轮的轮胎规格。

■ 发动机

● **涡轮风扇发动机**（turbofan engine, bypass engine）：简称涡扇发动机。在压气机前装有一级或多级风扇，流经外涵的气体工质由内涵涡轮驱动的风扇压缩，由喷管排出燃气和风扇排出空气共同产生反作用推力并由内、外两个涵道构成的发动机。它由压气机、燃烧室和带动压气机的高压涡轮组成的核心机与风扇以及带动风扇的低压涡轮组成。由于有内外两个涵道，涡扇发动机又称内外涵发动机。内、外涵气流可分别排出，也可在排气系统内混合排出。外涵与内涵空气流量之比称为涵道比或流量比。高涵道比的涡扇发动机排气速度低，推进效率高，经济性好，适用于大型旅客机和运输机。

● **涡轮螺旋桨发动机**（turboprop engine）：简称涡桨发动机。利用输出轴上的机械能传动螺旋桨的燃气涡轮发动机。这种发动机中涡轮发出的功率大于压气机所需的功率，多余的功率通过减速器驱动螺旋桨。涡桨发动机由压气机、燃烧室、燃气涡轮、喷管和减速器组成。

● **桨扇发动机**（propfan engine, unducted fan engine）：又称无涵道风扇发动机。燃气通过动力涡轮输出轴功率传动桨扇的燃气涡轮发动机。它既可看作带先进高速螺旋桨的涡桨发动机，又可看作除去外涵道的超高涵道比涡扇发动机，结合了涡桨发动机耗油率低和涡扇发动机飞行速度高的优点，其有效涵道比为 25 ～ 60。

● **涵道比**（bypass ratio）：又称流量比。涡扇发动机内通过外涵道和内涵道的空气流量之比。是涡扇发动机重要设计参数，对发动机的耗油率、单位推力均有很大影响。一般远程运输机和客机使用的涡扇发动机的涵道比为 4 ～ 8。

● **反推力装置**（thrust reverser）：能使发动机排气向前折转，从而使推力反向的装置。可以缩短飞机着陆时的滑跑距离。它比降落伞、着陆钩和阻力板等的减速效果好，安全可靠，且不受风向和地面机场条件的限制。反推力装置从结构上可分为两大类：①格栅式反推力装置：在喷管出口前实现气流转向，反推力工作时用挡流板阻断主气流向后流动，同时打开转向气流通道，经过格栅引导气流逆向排出。②靶式反推力装置（又称折流板式）：在发动机喷管后面装有向外张开的两块或多块靶壳，它将发动机的喷流挡住并折向逆喷，从而产生反推力。

● **全权数字式发动机控制**（full authority digital electronic control, FADEC）**系统**：全部控制运算功能都由微处理机为核心的数字电路完成的发动机控制系统。这种控制系统通过接口电路把传感器输出的信号全部转换成二进制数字信号，微处理机以数字形式进行运算，再经过数模转换和功率放大等接口电路驱动各种执行机构工作，以实现对发动机的控制。其优点是：逻辑功能强、运算能力强、精度高；而且各种复杂的控制规律都可以通过程序以数字运算的形式加以实现，增加或改变控制规律只需改变运算程序（应用软件），因而通用性强；此外在体积、重量、可靠性、使用寿命、与飞机其他系统进行数据交换等方面都具有优点。

■ 机载设备

● **电传操纵系统**（fly-by-wire control system）：把驾驶员的操纵指令变换为电信号，并与来自飞机运动传感器的信号相综合，通过电缆直接控制气动操纵面作动器，对飞机进行

全权限操纵的一种闭环飞行控制系统。通常由侧杆控制器、传感器、飞控计算机、伺服舵机以及助力器等部件组成。

● **仪表着陆系统（伏尔）**（VHF omnidirectional range, VOR）：又称甚高频全向信标。为民航飞机提供相对于地面台方位的无线电导航系统，是国际民航组织的标准航空导航系统。可用于航路导航，也可在机场作为非精密进近引导。伏尔通常与测距仪配合使用，合装在一起叫做伏尔/测距仪，同时为飞机提供相对于地面台的方位和距离信息。

● **塔康系统**（TACAN system）："战术空中导航系统"的简称，是一种近程无线电极坐标导航系统。它由机上设备和地面台组成，能同时完成测距和测向任务，自动而连续地给驾驶员提供飞机与地面台之间的磁方位和飞机至地面台的斜距。其测距原理与测距仪相同，测向原理与伏尔相似。该系统利用一个射频通道同时传递距离与方位信息，简化了机上设备和占用的频段；采用多瓣技术，使用频率高，受场地影响小，测向精度比伏尔高；因系点源系统，地面台可以机动使用，为在复杂地形和战时布台提供很大方便。本系统在使用上受顶空盲区和低空盲区的限制。

● **罗兰导航系统**（LORAN）："罗兰"一词是远程导航（Long Range Navigation）英文字头缩写（LORAN）的译音。是一种双曲线无线电导航定位系统，先后研制了A、B、C、D四种类型。

● **欧米伽导航系统**（Omega system）：一种甚低频、连续波、相位双曲线无线电导航系统。其工作频段是10～14kHz，在全球范围内的导航精度可达到1.852～3.704km（1～2 n mile）。甚低频发射台的辐射功率为10kW左右时，作用距离可达到1万多千米。所以，从导航几何学精度着眼，只需在地球之两极和赤道上4个等分点处各配置一个欧米伽发射台，这样6个台组成的系统便可覆盖全球。

● **空速**（airspeed）：飞行速度矢量的模。在飞行性能计算和飞行试验中，要区别几种不同的空速：真实空速（TAS）、当量空速（EAS）、校准空速（CAS）、指示空速（IAS）。这几种空速的关系是：①指示空速（表速）经延迟误差、仪表误差和位置误差修正之后，就成为校准空速；②校准空速修正海平面压缩性影响与实际周围压缩性影响之后，就成为当量空速；③当量空速修正海平面密度与实际周围密度之后，就成为真实空速。

重量与性能

● **使用空重**（operational empty weight, OEW）：使用空机重量，指基本空重或机队空重加上使用项目的重量，或者说是飞机无商载、无可用燃料时的重量。

● **最大起飞重量**（maximum take-off weight, MTOW）：飞机起飞重量术语之一，有最大设计起飞重量和最大允许起飞重量之分，前者指飞机起飞滑跑开始时的最大重量，后者指承制方确定、经适航部门同意并记录在数据表和说明书中的最大飞机重量。

● **最大着陆重量**（maximum landing weight, MLW）：飞机着陆重量的术语之一，有最大设计着陆重量和最大允许着陆重量之分。最大设计着陆重量，指由飞机强度和适航要求限制的主轮接地时的最大重量。最大允许着陆重量是由制造商确定、经适航部门同意，并写入数据表和使用说明书的飞机重量。

● **起飞滑跑距离**（take-off distance on runway）：飞机从起飞线开始加速滑跑到离地点所经过的水平距离。

● **着陆滑跑距离**（landing distance on runway）：飞机从接地后减速至完全停止所经过的水平距离。

● **起飞场长**（take-off distance）：又称起飞

距离。飞机从起飞线开始，一直到飞越安全高度所经过的地面水平距离。所谓安全高度，英、美等西方国家规定为 10.7m 或 15.2m，俄罗斯规定为25m。起飞距离随飞机构型、发动机状态、机场环境（海拔高度、跑道质量和气象条件等）的变化而不同。

● **着陆场长**（landing length）：又称着陆距离。即飞机从安全高度开始下滑、接地、地面滑跑，直至完全停止所经过的水平距离。民用飞机定义为着陆滑跑距离的 1.667 倍（干跑道）和 1.917 倍（湿跑道）。

● **实用升限**（ceiling）：飞机在规定条件下所能达到的最大飞行高度。升限有理论升限和实用升限两个概念。理论升限，是飞机能维持等速平飞的最大高度，在此高度上飞机的爬升率为零。但实际上飞机达不到这个高度，实用上往往规定飞机的爬升率略大于零的某一定值所对应的高度为实用升限。而爬升率这一定值，不同机种和不同国家有不同规定，喷气飞机通常取 5m/s。

● **爬升率**（rate of climb）：单位时间内爬升的高度，单位为 m/s。在一定高度上以最大推力状态爬升时所能获得的爬升率最大值称为最大爬升率。爬升率主要与飞机的推重比和升阻比有关。推重比增加，能显著增大爬升率。提高飞机的升阻比可减小阻力，从而增加用于爬升的剩余推力。爬升率与飞行高度有关。随高度增大，发动机可用推力下降，故最大爬升率减小。接近升限时，爬升率接近于零。

● **飞行包线**（flight envelope）：以飞行速度（或马赫数）、高度和过载等飞行参数为坐标，以不同飞行限制条件（如最大速度、最小速度、最大过载）、升限、最大动压等为边界画出的封闭几何图形。不同类型飞机所受的飞行限制条件不同，飞行包线也就不同。同一类型的飞机由于要完成的任务不同也会有不同的飞行包线。

● **巡航**（cruising）：飞机选择经济性较好的飞行状态，进行长距离、长时间的飞行。飞机巡航能力是衡量飞机性能好坏的标准之一。巡航飞行速度包括对应于千米耗油量最小的飞行速度，即远航速度和对应于小时耗油量最小的飞行速度，即为久航速度。飞机按远航速度飞行，航程最长，按久航速度飞行，续航时间最长。

● **马赫数**（Mach number，Ma）：流场中某点的速度和该点的当地声速之比，用符号 Ma 表示。飞机的“飞行马赫数”指飞机的空速和包围飞机的未受扰动大气中的声速之比。马赫数是流体压缩性对流动影响的一个度量。马赫数小于 1、在 1 附近和大于 1 的流动分别称为亚声速、跨声速和超声速流动。

● **功率载荷**（power loading）：螺旋桨飞机的重量与发动机功率之比。通常所说的功率载荷是指起飞功率载荷，即飞机起飞重量与发动机起飞静功率之比。起飞静功率，涡桨发动机是指海平面标准大气条件下的起飞当量功率。功率载荷是螺旋桨飞机设计的重要参数之一，关系着飞机的飞行性能和机动性。

● **推力载荷**（thrust loading）：涡喷或涡扇发动机飞机的重量与发动机功率之比。

● **机翼载荷**（wing loading）：简称翼载。飞机重量与机翼面积之比。通常所说的翼载是指起飞翼载，即飞机起飞重量与机翼面积之比。翼载是飞机设计的重要参数之一，关系着飞机的起降性能、爬升性能、机动性能、最大航程和升限等。通常，要求机动性好、起飞着陆速度小的飞机，采用小翼载；而追求速度高的飞机，多采用大翼载。

附录 2　国外相关公司名录

本附录以列表形式介绍民用飞机主要制造商及民用飞机机体、发动机和机载设备生产厂商。包括公司所属国家、中英文名称对照，其中国家按英语名称首字母排列，相同国家按公司英文名称首字母排列。

制造商	澳大利亚	霍克·德·哈维兰公司	Hawker de Havilland
	巴西	巴西航空工业公司	Embraer-Empresa Brasileira de Aeronautica S.A.
	加拿大	庞巴迪宇航集团	Bombardier Aerospace
	印度	印度斯坦航空公司	Hindustan Aeronautics Ltd. (HAL)
	国际合作	空中客车公司	Airbus SAS
		欧洲航空防务与航天公司	European Aeronautic Defence and Space Company
	意大利	阿莱尼亚航空公司	Alenia Aeronautica S.p.A.
	俄罗斯	伊留申航空联合体股份公司	Ilyushin Aviation Complex
		伊尔库特科学生产集团	Irkut Corporation
		米格飞机制造集团	Russian Aircraft Corporation MIG
		图波列夫开放式股份公司	Tupolev Public Stock Company (PSC)
		雅克福列夫实验设计局	Yakovlev Design Bureau
	瑞典	萨伯公司	SAAB AB
	乌克兰	安东诺夫航空科学技术联合体	Antonov Aeronautical Scientific-Technical Complex
		哈尔科夫国营飞机制造公司	Kharkov State Aircraft Manufacturing Company
	英国	肖特兄弟公司	Short Brothers PLC
	美国	波音公司	Boeing Company
		通用动力公司	General Dynamics Corporation
机体分包商	加拿大	波音加拿大公司	Boeing Canada
		布里斯托宇航公司	Bristol Aerospace Limited
		加空公司	Canadair
		道蒂宇航加拿大公司	Dowty Aerospace Canada
		赫罗克斯·德威泰克公司	Heroux-Devtek Inc.
	法国	梅西埃－伊斯帕诺－比加蒂公司	Messier-Hispano-Bugatti

续表

机体分包商	印度	印度斯坦航空公司	Hindustan Aeronautics Ltd.
	国际合作	费尔柴尔德·多尼尔公司	Fairchild Dornier
	日本	富士重工业公司	Fuji Heavy Industries
		日本飞机制造有限公司	Japan Aircraft Manufacturing Co.，Ltd.
		川崎重工业公司	Kawasaki Heavy Industries
		三菱重工业公司	Mitsubishi Heavy Industries
	韩国	大韩航空公司	Korean Air
	西班牙	空客西班牙公司	Airbus Spain
		西班牙航空制造公司	CASA
	瑞士	利勃海尔宇航技术公司	Liebherr Aero-Technik
	英国	BAE 系统公司	BAE Systems
		道蒂公司	Dowty
		GKN 宇航公司	GKN Aerospace
		于雷尔－杜布瓦公司	Hurel-Dubois
		卢卡斯宇航公司	Lucas Aerospace
	美国	道蒂宇航洛杉矶公司	Dowty Aerospace Los Angeles
		杜康姆公司	Ducommun
		古德里奇公司	Goodrich Corporation
		海克斯塞尔公司	Hexcel
		霍尼韦尔宇航分部	Honeywell Aerospace
		LMI 宇航公司	LMI Aerospace
		沃特飞机公司	Vought Aircraft
发动机承包商	法国	伊斯帕诺－西扎公司	Hispano-Suiza Corporation
		赛峰集团	SAFRAN Group
		斯奈克玛公司	Snecma
		透博梅卡公司	Turbomeca
	德国	MTU 航空发动机公司	MTU Aero Engines Holding AG
	国际合作	CFM 国际公司	CFM International
		国际航空发动机公司	International Aero Engines（IAE）
	俄罗斯	留里卡－土星科研生产联合体	NPO-Saturn
		彼尔姆航空发动机公司	Perm Motors Group

续表

发动机承包商	瑞典	沃尔沃航空公司	Volvo Aero Corporation
	英国	罗罗公司	Rolls-Royce PLC
	美国	通用电气公司	General Electric Company
		古德里奇公司	Goodrich Corporation
		汉胜公司	Hamilton Sundstrand
		哈尔科公司	Harco Laboratories
		普惠公司	Pratt & Whitney
航电系统	比利时	阿斯科工业公司	Asco Industries
		巴可公司	Barco
	加拿大	埃夫科尔普公司	Avcorp Industries Inc.
	法国	埃尔赛勒公司	Aircelle
		拉泰科埃尔集团	Latecoere Group
		利奇宇航公司	LISI Aerospace
		梅西埃－道蒂公司	Messier-Dowty Ltd.
		米其林公司	Michelin
		泰雷兹公司	Thales
	德国	迪尔宇航公司	Diehl Aerospace GmbH
	荷兰	斯托克宇航公司	Stork Aerospace Group
	英国	飞行设备工程公司	Flight Equipment and Engineering
		梅吉特航空电子公司	Meggitt Avionics
		佩吉集团	Page Group
		史密斯宇航公司	Smiths Aerospace
		超级电子公司	Ultra Electronics Holdings PLC
	美国	空中巡航者公司	Air Cruisers Company
		航空内饰公司	Aviation Interior Corporation
		伊顿宇航公司	Eaton Aerospace Corporation
		埃尔德克公司	Eldec Corporation
		古德里奇航电公司	Goodrich Avionics
		霍尼韦尔国际公司	Honeywell International Inc.
		诺斯罗普·格鲁门公司	Northrop Grumman

续表

航电系统	美国	普瑞特恩－班尼特公司	Puritan-Bennett
		罗克韦尔·柯林斯公司	Rockwell Collins
		施内勒尔公司	Schneller
		特里达茵技术公司	Teledyne Technologies Inc.

附录3 拉丁文索引

A

A300 322
A310 328
A318 200
A319 203
A320 207
A321 216
A330 362
A340 367
A350 333
A380 373
AE-100 220
An-32 2
An-38 6
An-72 10
An-74 14
An-140 17
An-148 20
An-180 221
An-218 337
ARJ21 24
ATP/Jetstream 61 32
ATR42 35
ATR72 40

B

BAe.146 43
BAe Super 748 48
Boeing707 225
Boeing717 230
Boeing727 234
Boeing737 238
Boeing747 379
Boeing757 249
Boeing767 339
Boeing777 386
Boeing787 345
Boeing7J7 223

C

C Series 254
CN-235 52
Concorde 258
CRJ100/200 56
CRJ700 60
CRJ900 63
CRJ1000 263

D

Dash7 66
Dash8-100/200 70
Dash8-300 74
Dash8-400 77
DC-8 266
DC-9 82
DC-10 394
Do.328 86
Do.328JET 89
Do.728JET 93

E

EMB-120 95
EMBRAER 170/175 100
EMBRAER 190/195 105

ERJ-145/135/140 109

F

F.28 Fellowship 115
Fokker 50 119
Fokker 100 271

I

IL-62 275
IL-86 351
IL-96 355
IL-112 124
IL-114 127
IRTA-21 132

J

Jetstream 41 134

L

L-1011 "Tristar" 400
L-610 138

M

MA60/600/700 142
MD-11 403
MD-80 279
MD-90 284
MIG-110 147
MPC-75 150
MRJ 152

N

N-250 155
N-2130 287

R

RJ70/85/100 159

S

SAAB 340 164
SAAB 2000 170
Shorts 330 175
Shorts 360 179
SSJ-100 183
Su-80 187

T

Trident 290
Tu-144 294
Tu-154/156 297
Tu-204/214 302
Tu-304/306 408
Tu-324/414 191
Tu-334/336 307

Y

Y7 194
Y10 312
Yak-42 316

附录4 国家（或地区）索引

巴西

EMB-120 95
EMBRAER 170/175（ERJ-170/175） 100
EMBRAER 190/195（ERJ-190/195） 105
ERJ-145/135/140 109

加拿大

CRJ100/200 56
CRJ700 60
CRJ900 63
CRJ1000 263
C Series（“C 系列”） 254
Dash7（“冲锋”7） 66
Dash8-100/200（“冲锋”8-100/200） 70
Dash8-300（“冲锋”8-300） 74
Dash8-400（“冲锋”8-400） 77

中国

AE-100 220
ARJ21 24
MA60/600/700（新舟 60/600/700） 142
MPC-75 150
Y7（运 7） 194
Y10（运 10） 312

捷克

L-610 138

荷兰

F.28 Fellowship（F.28“伙伴”） 115
Fokker 50（福克 50） 119
Fokker 100（福克 100） 271

印度尼西亚

N-250 155
N-2130 287

国际合作

A300 322
A310 328
A318 200
A319 203
A320 207
A321 216
A330 362
A340 367
A350 333
A380 373
ATR42 35
ATR72 40
CN-235 52
Concorde（“协和”） 258
IRTA-21（伊尔-214） 132

日本

MRJ 152

俄罗斯

IL-62（伊尔-62） 275
IL-86（伊尔-86） 351
IL-96（伊尔-96） 355
IL-112（伊尔-112） 124
IL-114（伊尔-114） 127
MIG-110（米格-110） 147
SSJ-100（“超级喷气”100） 183

Su-80（苏-80） 187
Tu-144（图-144） 294
Tu-154/156（图-154/156） 297
Tu-204/214（图-204/214） 302
Tu-304/306（图-304/306） 408
Tu-324/414（图-324/414） 191
Tu-334/336（图-334/336） 307
Yak-42（雅克-42） 316

瑞典

SAAB 340（萨伯 340） 164
SAAB 2000（萨伯 2000） 170

乌克兰

An-32（安-32） 2
An-38（安-38） 6
An-72（安-72） 10
An-74（安-74） 14
An-140（安-140） 17
An-148（安-148） 20
An-180（安-180） 221
An-218（安-218） 337

英国

BAe.146 43
BAe Super 748（BAe 超 748） 48
RJ70/85/100 159
Jetstream 41（“喷气流”41） 134
ATP/Jetstream 61（ATP/“喷气流”61） 32
Shorts 330（肖特 330） 175
Shorts 360（肖特 360） 179
Trident（“三叉戟”） 290

美国

Boeing707（波音 707） 225
Boeing717（波音 717） 230
Boeing727（波音 727） 234
Boeing737（波音 737） 238
Boeing747（波音 747） 379
Boeing757（波音 757） 249
Boeing767（波音 767） 339
Boeing777（波音 777） 386
Boeing787（波音 787） 345
Boeing7J7（波音 7J7） 223
DC-8 266
DC-9 82
DC-10 394
Do.328（多尼尔 328） 86
Do.328JET（多尼尔 328JET） 89
Do.728JET（多尼尔 728JET） 93
L-1011“Tristar”（L-1011“三星”） 400
MD-11 403
MD-80 279
MD-90 284

附录 5　座位数索引

座位数	型号 / 型别	页码
25 ~ 30	安-38	6
29	“喷气流”41	134
30	多尼尔 328	86
	EMB-120	95
	肖特 330	175
	苏-80	187
30 ~ 36	萨伯 340	164
32	多尼尔 328JET	89
36	“冲锋”8-100/200	70
	肖特 360	179
40	伊尔-112	124
	L-610	138
40/44	CN-235	52
40 ~ 58	BAe 超 748	48
42	ATR 42	35
48	运 7	194
	米格-110	147
50	安 -32	2
	安 -72	10
	安 -140	17
	CRJ100/200	56
	“冲锋”7	66
	ERJ-145/135/140	109
	福克 50	119
	萨伯 2000	170
50 ~ 56	“冲锋”8-300	74
50 ~ 60	N-250	155
52	安-74	14
56	新舟 60/600/700	142
64	伊尔-114	127
65	F.28“伙伴”	115
68 ~ 78	“冲锋”8-400	77
70	ATP/“喷气流”61	32
	CRJ700	60
	EMBRAER 170/175	100
	图-324/414	191
70 ~ 90	多尼尔 728JET	93
	MPC-75	150

座位数	型号 / 型别	页码
70 ~ 90	MRJ	152
70 ~ 82	RJ70/85/100	159
72	ATR 72	40
75	“超级喷气”100	183
78	ARJ21	24
80	安-148	20
82 ~ 93	BAe.146	43
86	CRJ900	63
90 ~ 139	DC-9	82
94 ~ 104	IRTA-21	132
98	EMBRAER 190/195	105
100	AE-100	220
	波音 717	230
	CRJ1000	263
	福克 100	271
	N-2130	287
102	图-334/336	307
103	“三叉戟”	290
105 ~ 172	MD-80	279
107	A318	200
110/130	“C 系列”	254
110 ~ 180	波音 737	238
114 ~ 186	伊尔-62	275
120	雅克-42	316
124	A319	203
124 ~ 178	运 10	312
128	“协和”	258
130 ~ 180	波音 707	225
131	波音 727	234
140	图-144	294
150	A320	207
	波音 7J7	223
150 ~ 175	安 -180	221
153	MD-90	284
176 ~ 259	DC-8	266
178 ~ 239	波音 757	249
180	图-154/156	297
184	图-204/214	302

续表

座位数	型号 / 型别	页码
185	A321	216
210	安-218	337
210 ~ 250	波音 787	345
	A310	328
224	波音 767	339
234	伊尔-86	351
235	伊尔-96	355
250	A300	322
255 ~ 380	DC-10	394

座位数	型号 / 型别	页码
256 ~ 400	L-1011“三星”	400
276 ~ 315	A350	333
295 ~ 440	A330	362
298 ~ 410	MD-11	403
366	波音 747	379
368 ~ 400	波音 777	386
375	A340	367
400	图-304/306	408
555 ~ 840	A380	373

附录 6　项目启动时间索引

项目启动时间	型号 / 型别	首飞时间	首架交付时间	备　注	页码
2008 年 7 月	“C 系列”			在研	254
2008 年 3 月	MRJ			在研	152
2007 年 2 月	CRJ1000	2008 年 9 月		在研	263
2006 年 12 月	A350			在研	333
2004 年 4 月	波音 787			在研	345
2002 年 4 月	ARJ21	2008 年 11 月	预计 2010 年 5 月	在研	24
2001 年 9 月	安-148	2004 年 12 月			20
2001 年 4 月	“超级喷气” 100	2008 年 5 月		在研	183
2000 年 7 月	CRJ900	2001 年 2 月	2003 年 1 月		63
2000 年 6 月	A380	2005 年 4 月	2007 年 10 月		373
1999 年 6 月	EMBRAER 170/175	2002 年 2 月	2004 年 3 月		100
1999 年 6 月	EMBRAER 190/195	2004 年 3 月	2005 年 9 月		105
1999 年 4 月	A318	2002 年 1 月	2003 年 6 月		200
1999 年 1 月	新舟 60/600/700	2000 年 3 月	1998 年 5 月		142
1999 年	IRTA-21			在研	132
1998 年 4 月	多尼尔 728JET			在研	93
1998 年	图-304/306			项目被冻结	408
1997 年 6 月	多尼尔 328JET	1998 年 1 月	1999 年 7 月		89
1997 年 5 月	AE-100			项目被取消	220
1997 年 1 月	CRJ700	1999 年 5 月	2001 年 1 月		60
1995 年 6 月	“冲锋” 8-400	1998 年 1 月	2002 年		77
1995 年	图-324/414			在研	191
1994 年 10 月	N-2130			终止于初步设计阶段	287
1994 年	伊尔-112			在研	124
1993 年	A319	1995 年 8 月	1996 年 4 月		203
1993 年	安-140	1997 年 9 月	2002 年 3 月		17
1992 年 2 月	米格-110			在研	147
1991 年 9 月开始设计	波音 717	1999 年	1999 年 6 月	2006 年停产	230
1991 年	安-180			项目被取消	221
1991 年	安-218			项目被取消	337
1990 年 10 月	波音 777	1994 年 6 月	1995 年 5 月		386
1989 年 11 月	A321	1993 年 3 月	1994 年 1 月		216

续表

项目启动时间	型号 / 型别	首飞时间	首架交付时间	备　注	页码
1989 年 6 月	ERJ-145/135/140	1995 年 8 月	1997 年 4 月		109
1989 年 5 月	“喷气流”41	1991 年 9 月	1993 年 5 月		134
1989 年 5 月	萨伯 2000	1992 年 3 月	1994 年 8 月	1999 年停产	170
1989 年 3 月	CRJ100/200	1991 年 5 月	1992 年 10 月		56
1989 年	MD-90	1993 年	1995 年 2 月		284
1989 年	苏-80	2001 年 9 月		在研	187
1987 年 6 月	A340	1991 年 10 月	1993 年 1 月		367
1987 年 6 月	A330	1992 年 11 月	1993 年 12 月		362
1987 年 5 月	多尼尔 328	1991 年 12 月	1993 年 8 月	1999 年最后一架交付	86
1987 年 1 月	N-250	1995 年 8 月		在研	155
1986 年 12 月	MD-11	1990 年 1 月	1990 年		403
1986 年 3 月	“冲锋”8-300	1987 年 5 月	1989 年 2 月		74
1986 年 1 月	ATR 72	1988 年 10 月	1989 年 10 月		40
1986 年	图-334/336	1999 年 2 月		在研	307
1986 年	伊尔-96	1988 年	1993 年 7 月		355
1985 年 10 月	MPC-75			项目被取消	150
1985 年	L-610	1988 年 12 月	1988 年		138
1984 年 2 月	安-74	1989 年 12 月	无		14
1983 年 12 月	A320	1987 年 2 月	1988 年 2 月		207
1983 年 11 月	福克 100	1986 年 11 月	1988 年 2 月		271
1983 年 11 月	福克 50	1985 年 12 月	1987 年		119
1983 年	图-204/214	1989 年	1993 年 5 月		302
1982 年 8 月	伊尔-114	1990 年	1992 年 6 月		127
1982 年 2 月	ATR 42	1985 年 4 月	1985 年 12 月		35
1982 年	波音 7J7			1988 年停止研制	223
1980 年	“冲锋”8-100/200	1983 年 6 月	1984 年 1 月		70
1980 年 1 月	萨伯 340	1983 年 1 月	1984 年 6 月	1999 年 9 月停产	164
1979 年 10 月	CN-235	1983 年 11 月	1986 年 8 月		52
1978 年 7 月	A310	1982 年 4 月	1983 年 3 月		328
1978 年 2 月	波音 767	1981 年 9 月	1982 年 8 月		339
1978 年	波音 757	1982 年 2 月	1983 年 1 月		249
1978 年	BAe.146	1982 年	1983 年 5 月	1993 年停产	43
1978 年	EMB-120	1983 年 7 月	1985 年 8 月		95
1977 年 8 月 31 日开始制造	安-72	1977 年			10
1977 年	MD-80	1979 年	1980 年 9 月		279

续表

项目启动时间	型号 / 型别	首飞时间	首架交付时间	备　注	页码
1972 年	“冲锋”7	1975 年 3 月	1977 年	1988 年停产	66
1970 年 8 月	运 10	1980 年 9 月		项目被取消	312
1969 年	伊尔-86	1976 年	1979 年	1994 年停产	351
1968 年 12 月	A300	1972 年 10 月	1974 年 5 月	2007 年 7 月停产	322
1966 年 7 月	波音 747	1969 年 2 月	1970 年		379
1966 年 4 月	运 7	1970 年 12 月	1984 年 2 月		194
1966 年	DC-10	1970 年	1971 年	1989 年春最后一架交付完毕	394
1966 年	L-1011“三星”	1970 年	1972 月 4 月	1983 年关闭生产线	400
1966 年春	图-154/156	1968 年 10 月	1972 年 2 月		297
1964 年 5 月	波音 737	1967 年 4 月	1967 年		238
1964 年	F.28“伙伴”	1967 年 5 月	1969 年 2 月	1987 年 8 月交付最后一架	115
1962 年 11 月	“协和”	1969 年 3 月	1976 年 1 月		258
1962 年	DC-9	1965 年 2 月	1965 年	1982 年停产	82
1962 年	图-144	1968 年	1975 年		294
1962 年	伊尔-62	1963 年	1967 年 3 月	1996 年正式停产	275
1960 年 12 月	波音 727	1963 年	1964 年	1984 年停产	234
1957 年	“三叉戟”	1962 年 1 月		1975 年停产	290
1955 年	DC-8	1958 年 5 月	1958 年 9 月	1972 年停产	266
	波音 707	1954 年 7 月	1958 年 8 月	1982 年停产	225
	ATP/“喷气流”61	1994 年 5 月	1994 年 5 月		32
	安-38	1994 年	1995 年		6
	RJ70/85/100	1992 年 3 月	1993 年 4 月	2001 年停产	159
	BAe 超 748	1984 年 7 月	1984 年 12 月		48
	安-32	1976 年	1984 年 7 月		2
	雅克-42	1975 年 3 月	1980 年 9 月		316
	肖特 330	1974 年 8 月	1976 年 6 月	1992 年停产	175
	肖特 360		1982 年 12 月		179