



民用航空器维修人员执照培训教材

(第1册)

航空概论

(第一次修订)

本教材由中国民航维修协会推荐。版权所有

序 言

为支持行业规范按照中国民航局规章《民用航空器维修人员执照管理规则》（CCAR-66 部）开展民用航空器维修人员执照培训和考试工作，受中国民航局飞行标准司委托，中国民航维修协会（CAMAC）组织编写了民用航空器维修基础知识培训系列教材，作为开展航空器维修基础知识培训参考的通用教材，并由飞行标准司以此为基础建立考试题库。本系列教材共分为 6 本，分别对应航空器维修基础知识培训模块如下：

《航空概论》对应模块 M1；

《航空器维修》对应模块 M2；

《飞机结构和系统》对应模块 M3；

《直升机结构和系统》对应模块 M4；

《航空涡轮发动机》对应模块 M5；

《航空活塞发动机》对应模块 M6。

以上系列教材的初版由中国民用航空维修协会组织下设的 CCAR-147 委员会编制，力求通俗易懂，图文并茂，突出实际应用。2021 年，中国民用航空维修协会组织部分航空院校专家成立了维修人员执照专业委员会，于 2023 年 4 月开始对初版教材进行了全面修订（第一次修订），以强化概念清晰、理论正确、知识点全面，并全面优化了引用图表。在此，对 CCAR-147 委员会、维修人员执照专业委员会各单位和专家（具体详见协会官方网站 <http://www.camac.org.cn/>）一并表示感谢，并特别鸣谢中国商飞、航空工业相关单位的大力支持。

尽管组织大量行业内专家合力编写和修订，但由于涉及知识面广及时间有限，难免存在诸多不足，敬请各位专家和读者及时指出，以便再版时加以改进。

中国民用航空维修协会

2024 年 12 月 5 日

目 录

序 言.....	I
第 1 章 总论	1
1.1 交通运输业概述.....	1
1.1.1 交通运输概念	2
1.1.2 交通运输方式	3
1.1.3 综合交通运输体系	6
1.2 航空业概述.....	8
1.2.1 航空制造业	8
1.2.2 军事航空	9
1.2.3 民用航空	9
1.2.4 民用航空系统的组成部分	10
1.3 民航发展史	12
1.3.1 世界民航发展史	12
1.3.2 中国民航发展史	18
第 2 章 航空器的概念与分类	23
2.1 航空器的定义与分类	23
2.1.1 航空器的定义和分类	23
2.1.2 轻于空气的航空器	24
2.1.3 重于空气的航空器	25
2.2 民用飞机的分类和基本组成	27
2.2.1 民用飞机的分类	27
2.2.2 民用飞机的基本组成	30
2.3 旋翼航空器的分类和基本组成	38
2.3.1 旋翼航空器的分类	38

2.3.2 旋翼航空器的基本组成	43
2.3.3 无人遥控驾驶航空器	46
第3章 空气动力学基础	48
3.1 大气环境	48
3.1.1 大气的组成	48
3.1.2 大气层的结构	48
3.1.3 大气的重要物理参数	50
3.1.4 国际标准大气 (ISA)	54
3.2 空气动力学基本原理	57
3.2.1 流体基本概念	57
3.2.2 相对性原理	58
3.2.3 连续性方程	58
3.2.4 伯努利定理	59
3.2.5 伯努利定理的应用	61
3.3 作用在飞机上的空气动力	62
3.3.1 升力的产生	62
3.3.2 阻力的产生和分类	64
3.3.3 升力和阻力的影响因素	70
3.3.4 机翼的压力中心和焦点	73
3.3.5 机翼表面结冰的影响	74
3.4 高速飞行基本特点	74
3.4.1 飞行马赫数, 高速飞行气流的加速、减速特性	74
3.4.2 马赫锥、激波	76
3.4.3 临界马赫数和临界速度的基本概念	76
3.4.4 音障和热障	77
第4章 飞行原理	79

4.1 飞机运动基础	79
4.1.1 飞机运动参数	79
4.1.2 载荷平衡与载荷系数	81
4.1.3 巡航飞行、起飞和着陆	83
4.1.4 等速爬升和等速下滑	85
4.1.5 水平转弯和侧滑	87
4.1.6 增升原理和增升装置	89
4.2 飞机的稳定性	92
4.2.1 稳定性的概念和分类	92
4.2.2 飞机的平衡	94
4.2.3 飞机的稳定性	96
4.3 飞机的操纵性	100
4.3.1 操纵性的概念	100
4.3.2 俯仰/纵向操纵性	101
4.3.3 滚转/横侧向操纵性	102
4.3.4 偏航/方向操纵性	104
4.3.5 飞机主操纵面上的附设装置	106
4.4 旋翼航空器基本飞行原理	110
4.4.1 旋翼升力的产生和反作用扭矩	110
4.4.2 旋翼桨叶运动的基本原理	112
4.4.3 旋翼航空器的操纵	114
第5章 航空动力装置	118
5.1 航空活塞式发动机概述	119
5.1.1 航空活塞式发动机	119
5.1.2 螺旋桨	121
5.2 航空燃气涡轮发动机概述	123

5.2.1 喷气式发动机的工作原理和基本组成	123
5.2.2 喷气式发动机的主要附件系统	127
5.2.3 喷气式发动机的安装布局	128
第 6 章 航空仪表和机载设备	130
6.1 航空仪表概述	130
6.1.1 航空仪表的分类	130
6.1.2 航空仪表的发展历程与布局	131
6.1.3 显示数据的基本 T 型格式	133
6.2 机载电子设备概述	134
6.2.1 机载通信系统	134
6.2.2 机载导航系统	136
6.2.3 机载监视系统	139
6.2.4 自动飞行系统	141
6.2.5 飞行管理系统	141
6.2.6 记录系统	141
6.3 其它机载系统概述	142
6.3.1 座舱环境控制系统	142
6.3.2 电气系统	143
6.3.3 燃油系统	144
6.3.4 液压系统	145
6.3.5 防冰排雨系统	146
6.3.6 防火系统	146
6.3.7 客、货舱设备	146
第 7 章 空中交通管理和机场	148
7.1 空中交通管理概述	148
7.1.1 空中交通管理的发展历程	148

7.1.2 空中交通管理的概念和任务	149
7.1.3 空中交通服务	150
7.1.4 航空气象服务	152
7.2 机场概述	154
7.2.1 机场发展历史与机场分类	154
7.2.2 机场功能分区	156
7.2.3 机场的运行	157
参考文献	160

第1章 总论

人类很早就有在空中像鸟类一样飞行的理想，世界上最早的飞行器是中国发明的风筝。15世纪，意大利的达·芬奇也曾设计过飞行器。飞行器是指任何由人工制造、能飞离地面，在空间进行由人来控制的飞行的物体。航空器是飞行器的一种，航空器是指在大气层内飞行的飞行器，如气球、滑翔机、飞艇、飞机、直升机等。

人类在大气层中的所有活动统称为航空活动，航空活动产生了航空产业，即航空业。目前，航空业由三个相对独立而又紧密联系的行业组成，它们是航空器制造业、军事航空和民用航空。

航空器制造业也称为航空制造业，是整个航空业的基础。没有航空器的制造，所有的航空活动，不论是军事的或民用的都无法进行。军事航空是为了保卫国家以及维护国家内部安定而进行的军事性质的航空活动。军事航空的主要组成部分是空军，空军执行着保卫国家领空、歼灭入侵之敌，及国家的其他军事任务。军事航空是国防的重要组成部分。民用航空则使用航空器从事民间性质的活动，它是交通运输业的一个重要组成部分，对国民经济发展有着巨大贡献。

民航运输业是航空业和交通运输业的一个交叉行业，主要承载着远距、高速运输业务的职能。现代民航运输业经过百年发展，已经形成一个由制造、运输、保障、监管等在内的完整产业链和运行保障体系。各部门既各司其职又相互协作、关联，确保民航运输业安全、有序、高效运行。本章主要阐明民航运输业在交通运输业和航空业中的地位、功能，民用航空系统的组成及其相互关系。

1.1 交通运输业概述

交通运输业属于国民经济的第三产业，即服务业的范畴，是衡量区域经济社会发展的重要组成部分，是社会生产、分配、交换的纽带，也是经济社会发展的产业基础和先决条件。交通运输业包括铁路、公路、水路、航空和管道五种运输方式，各自具有不同的技术经济特

征与使用范围。航空运输在几大运输方式中出现较晚，但发展最快，其快速、舒适、不受地形限制的特点使其成为交通运输系统中不可或缺的一环。

1.1.1 交通运输概念

运输是人和物的载运和输送，而交通是运输工具在运输网络上的流动。交通运输是指借助于运输工具，实现人和物在空间上的位移，其作用为：

- (1) 是社会生产的必要条件；
- (2) 是社会流通的重要手段；
- (3) 是城镇形成和发展的重要条件；
- (4) 推动和保障了国土资源的开发（发展经济、采矿、推动其他产业等）；
- (5) 满足人们工作，探亲，旅游等日常出行需求；
- (6) 是实现国家统一、巩固国防的重要手段。

交通运输的特点包括：

- (1) 在流通过程中进行生产（不是在加工中产生）；
- (2) 不创新产品，只改变运输对象的空间位置；
- (3) 运输生产的产品不具有物质实体，无法储备，会在生产过程中被消耗掉；
- (4) 需要一个综合运输网，往往要通过多种方式才能完成；
- (5) 各种运输方式生产同一产品，而工农业生产的产品不同，其产品差异很大。

构成交通运输的基本要素主要包括以下四个方面：

(1) 运输线路：是供运输工具定向移动的通道，是运输工具赖以运行的物质基础，有陆上运输线路（铁路、公路、地铁、轻轨等）、水上运输线路（水运航线）、空中运输线路（民航航线、航路等）、管道等方式。

(2) 载运工具：指在交通线路上或在具有与交通线路相似性能的几何体上，可用于装载旅客或货物，并使它们发生水平或垂直位移的各种设备，如轮船、飞机、汽车、火车、传送带、缆车、管道等。

(3) 运输场站：指位于运输线路中的结点，是旅客和货物的集散地、各种运输工具的衔接点、办理客货运输业务和运输工具作业的场所，是运输企业对运输工具进行保养、修理的

技术基础，是交通运输网络的重要组成部分，如火车站、汽车站、地铁站、轻轨站、民航机场等。

（4）组织与管理部门：为了确保交通运输安全有序运行所建立的安全监管、运输组织、运行保障等机构。以民航运输业为例，组织与管理部门主要包括民航局、民航地区管理局、航空公司、空中交通管理机构、航空油料保障机构等。

从世界范围内交通运输业发展的侧重点和起主导作用的角度考虑，可以将交通运输业的发展划分为以下四个阶段：

- （1）1825 年之前，水运阶段；
- （2）1825-1930 年，铁路阶段；
- （3）20 世纪 30-50 年代，铁路、公路、航空、管道竞争阶段；
- （4）20 世纪 50 年代至今，综合运输阶段。

20 世纪 50 年代以后，由于社会分工越来越细致，对交通的需求日益多样化，5 种运输方式之间的相互协调、竞争和制约越来越明显。用现代信息技术来改造和提升现有产业，一方面有助于打破各交通运输部门之间的行业壁垒，促进统筹规划、优势互补，形成综合交通运输系统协同运行的格局，另一方面通过信息化促进智能化，形成智能交通运输系统，最终能够从根本上提升运输的效率和服务质量，降低运输成本，确保现代交通运输业绿色、和谐和可持续发展。

1.1.2 交通运输方式

现代社会的运输方式主要有 5 种：铁路、公路、水运、航空、管道。

1.1.2.1 铁路运输

铁路交通运输是客货运列车在固定的重型或轻型钢轨上行驶的运输方式，是现代运输主要方式之一，铁路运输设施主要包括铁路线路、站场和附属设施三部分。铁路交通运输在整个运输领域中占有重要的地位，并发挥着愈来愈重要的作用。

铁路运输不仅在大宗、大流量的中长以上距离的客货运输方面具有绝对优势，而且在大流量、高密度的城际、中短途旅客运输方面具有很强的竞争优势。截止到 2022 年底，全国铁路运营里程达到 15.5 万公里，其中高铁运营里程 4.2 万公里。2016 年 7 月，国务院通过的《中

长期铁路网规划》提出：到 2025 年高铁要达 3.8 万千米；贯通特大城市的高铁时速可达 350 千米 / 小时；构建“八纵八横”主通道。在我国这样一个幅员辽阔、人口众多、资源丰富的大国，铁路运输不论在目前还是在可以预见的未来，都是综合交通运输网络中的主体，在我国国民经济中起着核心和支柱作用。

1.1.2.2 公路运输

公路运输是在公路上运送旅客和货物的运输方式，是交通运输系统的组成部分之一，主要承担陆上中短途客货运输。

公路运输在中短途运输中效果最为突出，尤其是“门到门”的运输更具有优越性，可以补充和衔接其他运输方式，如负担铁路、水路运输达不到的接力运输。在地势崎岖、人烟稀少、铁路和水运不发达的边远和经济落后地区，公路为主要运输方式。

公路因其机动灵活、自组织运行等特征，能够适应最为广泛的运输需求。截至 2022 年底，全国公路总里程 535.48 万公里，其中高速公路里程 17.73 万公里，为我国经济持续高速发展提供了重要的交通保障。在当今世界，公路交通的现代化程度已经成为衡量一个国家交通发展水平的重要标志。

1.1.2.3 水路运输

水路运输是以船舶为主要运输工具，以港口或港站为运输基地，以水域包括海洋、河流和湖泊为运输活动范围的一种运输方式。水路运输是货物运输中一个重要组成部分。水路运输可分为内河运输和海洋运输两大类。内河运输是指使用船舶通过国内江湖河川等天然或人工水道，运送货物和旅客的一种运输方式。海洋运输是指使用船舶通过海上航道在不同国家和地区港口之间运送货物的一种方式，是国际物流中最主要的运输方式。水路运输特别适合于大宗货物的长途运输，尤其是远洋运输，不仅是国际贸易的主要运输方式，也是国民经济的重要组成部分。但水路运输受自然条件限制大，如河流走向，海洋的季风、水域等，速度慢。

国际贸易的繁忙必须依靠水上运输能力，这是因为国民经济贸易发展必然需要运输大量的原材料、成品和半成品。在人类历史进入 21 世纪的今天，在航空仍不能解决大批量货物运输的现实情况下，量大、价廉、便捷的海上运输仍将是联系全球性经济贸易的主要方式，承

担着全球性、区域间的货物运输，成为世界经济全球一体化和区域化服务的运输纽带。

1.1.2.4 航空运输

航空运输是使用航空器运送人员、货物、邮件的一种运输方式，具有快速、机动特点。航空运输是现代旅客运输，尤其是现代远程旅客运输、贵重物品、鲜活货物和精密仪器运输的重要方式。

航空运输具有以下优点：（1）速度快。这是航空运输的最大特点和优势。现代喷气式客机，巡航速度（真空速）为 800~900 千米 / 小时，比汽车、火车快 3~10 倍，比轮船快 20~30 倍；（2）机动性大。飞机在空中飞行，受地域、地形条件限制的程度比汽车、火车、轮船小得多。它可以将地面上任何距离的两个地方连接起来，可以定期或不定期通行；（3）舒适、安全。喷气式客机的巡航高度一般在 10000 米左右，飞行不受低空气流的影响，平稳舒适。现代民航客机的客舱宽敞，噪声小，机内有供膳、视听等设施，旅客乘坐的舒适程度较高。由于科学技术的进步和对民航客机适航性严格的要求，航空运输事故的发生率很低；（4）基本建设周期短、投资少。要发展航空运输，只需添置飞机和修建机场。这与修建铁路和公路相比，其建设周期短、占地少、投资省、收效快。

航空运输具有以下缺点：飞机机舱容积和载重量都比较小，运输成本比其他运输方式高，而且在一定程度上受气象条件的限制，有时会发生航班延误。

航空运输比较适宜于 1000 千米以上的长途客运，以及时间性强的鲜活易腐和价值高的货物的中长途运输。

新中国成立以来，特别是改革开放以来，我国航空运输业快速发展。党的十八大以来，在以习近平同志为核心的党中央领导下，党和国家事业取得历史性成就、发生历史性变革。伴随着这一伟大历史进程，民航发展取得显著成就。2012-2022 年，我国民航旅客运输量从 3.19 亿人次上升至高峰时的 6.6 亿人次，在综合交通体系中的占比由 15%提升到 33.1%。十年来，我国民航加大基础设施投资力度，固定资产投资规模累计超过 8000 亿，截至 2022 年底，我国拥有运输飞机 4165 架、通用航空器 3186 架，运输机场总数达到 254 个，通用机场 399 个。十年来，民航始终把习近平总书记关于民航安全工作的重要指示批示精神作为根本遵循，进一步健全责任体系，完善法规体系，提高人员资质能力，增强安全保障能力。民航

亿客公里死亡人数、运输航空百万小时重大事故率十年滚动值分别为0.0017、0.011，分别比2012年下降40.8%、78.6%，仅为世界平均水平的32.4%、9.9%。航空运输已成为我国交通运输体系的重要组成部分，成为我国实现现代化和加快国际化进程的开路先锋。在经济全球化环境下，航空运输不再仅仅是一种交通运输方式，而是区域经济融入全球经济的最佳通道。党的二十大强调“增强国内大循环内生动力和可靠性、提升国际循环质量和水平”，这是新形势新条件下对构建新发展格局提出的新的重大要求。进入新发展阶段，民航要进一步完善与国民经济社会发展、国土空间开发格局、重大生产力布局相适应的现代机场体系和航线网络，助力加快构建全国统一大市场；要进一步优化海外市场布局，扩大全球覆盖范围，服务我国更加深度参与全球产业分工与合作。

1.1.2.5 管道运输

管道运输是用管道作为运输工具的一种长距离输送液体和气体的运输方式，是一种专门由生产地向市场输送石油、煤和化学产品的运输方式，是综合运输网中干线运输的特殊组成部分。有时候，气动管也可以做到类似工作，以压缩气体输送固体舱，固体舱中装着货物。管道运输石油产品比水运的费用高，但仍然比铁路运输便宜。大部分管道都是被其所有者用来运输自有产品。

管道运输运输量大，可以连续运行；运费低，能耗少；安全可靠，占地面积小，对环境污染小；不受气候环境影响，能够长期稳定运行。但由于管道运输属于专用运输，输送产品单一且线路灵活性差。

管道运输由于具有连续性强、运输量大以及适应性强、建设周期短、资金回收快、永久性、占地少等一系列优点，在五种运输方式中占有一定的重要地位。它不仅是干线运输的特殊组成部分，是最适宜于输送液体、气体的运输方式，而且还可以减轻其他运输方式的压力。

1.1.3 综合交通运输体系

综合交通运输体系，是各种运输方式在社会化的运输范围内和统一的运输过程中，按其技术经济特点组成分工协作、有机结合、连接贯通、布局合理的交通运输综合体。首先，综合交通运输体系是在五种运输方式的基础上组建起来的。随着经济和社会的发展、科学技术的进步，运输过程由单一方式向多样化发展，运输工具由简陋向现代化发展，而人流和物流

移动的全过程往往要使用多种运输工具才能实现。因此，运输生产社会化要求把多种运输方式组织起来，形成统一的运输过程。所以，综合交通运输体系是运输生产力发展到一定阶段的产物。其次，综合交通运输体系把各种运输方式通过运输过程本身的要求联系起来。综合交通运输体系大致由以下三个系统组成：

（1）具有一定技术装备的综合运输网及其结合部系统。不同运输网络不仅自身是完善的，还要求彼此之间通过结合部实现交通网络拓扑、交通运输方式的顺畅衔接，这是实现综合运输的硬件基础。

（2）综合运输生产系统。即各种运输方式的联合运输系统，其目的是将运输需求在不同运输方式之间进行科学调度，以确保生产任务能够顺利实施。

（3）综合运输组织、管理和协调系统。是根据综合运输生产系统的调度方案，组织、协调各运输环节和中转环节，执行运输任务。

21 世纪初，我国高速铁路异军突起，其在价格、舒适性和便捷性方面的优势对民航运输业造成了很大冲击。统计数据表明，在高速铁路运行 3 小时以内的市场，高速铁路占据 50% 以上的市场份额，而且距离越短，高速铁路市场份额越大。反之，在高速铁路运行 3 小时以上的市场，航空运输则占据着 50% 以上市场。900~1200 千米是高速铁路与航空运输竞争市场份额优势的临界距离。人们在这个区间上选择高铁出行还有个重要理由：高铁的运营效率比航空公司高，因为航空公司必须面对安全检查、行李受限、空域限制、天气限制等各种问题，而这些恰恰是高铁运输的优势所在。此外，随着电子商务的发展，冷链运输日益成为生鲜货物的主要运输方式。航空运输和公路运输结合构成的综合冷链运输方式，是实现远距、门到门快速生鲜运输的最主要形式。

随着我国高速铁路、高速公路、城市轨道交通网络和民航运输网络的不断完善，信息化和智能化程度不断提升，打破部门壁垒，结合民航机场群的建设，开展以空铁联运、冷链运输为基础的综合交通运输体系的研究、规划和建设，将有效促进各种交通运输资源整合，构建国家大交通体系，实现高效、绿色和智慧交通。

1.2 航空业概述

航空业是指飞行器在地球大气层（空气空间）中的飞行（航行）活动，以及与此相关的科研教育、工业制造、公共运输、专业作业、航空运动、国防军事、政府管理等众多领域。航空领域包括航空制造业、军事航空和民用航空三个部分。

1.2.1 航空制造业

航空制造业研究和使用的最新技术，制造适用于各种目的和使用条件的航空器以及配套的设备。航空制造业是知识、技术和资金密集型工业，是现代科技成果的综合，更是整个航空业的基础，反映一个国家科技和工业的发展水平。航空制造业中的典型产品都是复杂的庞大系统，涉及飞行器设计、飞行器结构设计、航空材料、航空动力、航空电气工程、航空推进系统、人机与环境工程、应急救援等专业航空技术，被称为“制造业之花”，是制造强国的重要标志。

波音和空中客车公司是当今世界上最大的两家民用飞机制造商，其百年竞争史形成了世界航空史上最为波澜壮阔的场景。普惠、通用和罗·罗则几乎瓜分了现代航空发动机的主要市场份额。我国航空制造业也经历了起步阶段的自主研发——国际转包机型零部件生产——国家工程型号任务研制，可谓从零开始，一步一个脚印，经过近60年的不懈努力，飞机关键零部件的制造、装配技术水平、质量不断提升，基本实现了自主化，完全具备了从“支线机”到“大飞机”研制生产的技术条件。2022年12月9日，国产大飞机C919交付全球首家用户中国东方航空集团有限公司。2023年5月28日，东航C919飞机执飞上海虹桥-北京首都的商业航线，这标志着中国民机产业在历经半个世纪曲折后的跃起腾飞。在历经几代人的努力后，我国民航运输市场首次拥有了中国自主研发的喷气式干线飞机，大飞机事业已经迈入规模化、系列化发展新征程。我国民航规模大，能够为国产民机提供广阔市场空间，但目前国产飞机在我国民航机队中仅占2.8%。民航要与航空制造业深度融合，充分发挥客户需求的引导作用，推动工业方充分理解把握用户需求，持续改进产品质量和性能，不断提升售后服务水平，促进我国航空工业发展壮大。

1.2.2 军事航空

军事航空是为了保卫国家以及维护国家内部安定由国家武装力量执行的战争性质和非战争性质的航空活动，如空军执行战斗飞行和训练飞行，武警执行的反恐、消防飞行，海军执行的搜救飞行等。公安部门使用国家航空器执行城市巡逻、海警局使用国家航空器进行海上维权执法等航空活动，属于政府公共管理范畴，一般不被视为军事航空活动。用于军队、警察和海上执法部门的航空器被认为是国家航空器。

军事航空的飞行目的、特点与民用航空有很大区别，因而其飞行规则也不同于民用航空。

《芝加哥公约》将航空器分为“民用航空器”和“国家航空器”两类。公约只适用于民用航空器，不适用于国家航空器。

1.2.3 民用航空

民用航空，是指使用航空器从事除了国防、警察和海关等国家航空活动以外的航空活动，民用航空活动是航空活动的一部分。在第二次世界大战以后，民用航空快速发展成为一个庞大的行业，它是交通运输业的一个重要组成部分，对国民经济发展有着巨大的贡献。

民用航空包括运输航空和通用航空两个部分。

1.2.3.1 运输航空

运输航空是使用民用航空器进行经营性质的客、货、邮等航空运输活动。运输航空首先是一种公共航空运输活动，面向公众提供运输服务，因而安全性和准时性是其基本要求。其次，运输航空还是一种商业活动，以盈利为目的，因而又称为商业航空，运输的效率和效益是运输航空组织管理的重要目标。

1.2.3.2 通用航空

世界各国对通用航空的定义不尽相同。根据《中华人民共和国民用航空法》，通用航空是指使用民用航空器从事公共运输航空以外的民用航空活动，包括从事工业、农业、林业、渔业和建筑业的作业飞行以及医疗卫生、抢险救灾、气象探测、海洋监测、科学实验、教育训练、文化体育等方面的飞行活动。

国际民用航空组织(International Civil Aviation Organization, ICAO)对通用航空的定义为：

“定期航班和用于取酬的或租用合同下进行的不定期航空运输以外的任何民用航空活动”。也

就是说,国际民航组织将那些对社会公众开放的、定期或不定期以外的任何民用航空活动统称为通用航空。通用航空划分为航空作业和其他类通用航空两个部分。有些国家把航空作业单独作为一类航空,其他通用航空称之为通用航空。美国和英国则将定期航班之外的其他民用航空活动归入通用航空范畴。总之,通用航空是比运输航空广泛得多的航空活动,其面临的管理难题也最多。特别是近年来,随着私人航空、无人机和通勤航空的兴起,原有通用航空的定义已不足以应对航空管理领域面临的诸多难题,需要重新对通用航空进行科学定义和分类。

1.2.4 民用航空系统的组成部分

从组织结构看,民用航空由政府部门、参与航空运输的各类企业、民航机场,以及参与通用航空各种活动的个人和企事业单位四大部分组成。

1.2.4.1 政府部门

民用航空业对安全的要求高,必须进行严格管理,涉及国家主权和交往的事务多,要求迅速的协调和统一的调度,因而几乎各个国家都设立独立的政府机构来管理民航事务,我国是由中国民用航空局来负责管理。中国民用航空局的主要职责是:

(1) 研究并提出民航事业发展的方针、政策和战略;拟定民航法律、法规草案,经批准后监督执行;推进和指导民航行业体制改革和企业改革工作。

(2) 编制民航行业中长期发展规划;对行业实施宏观管理;负责全行业综合统计和信息化工作。

(3) 制定保障民用航空安全的方针政策和规章制度,依法监督管理民航行业的飞行安全和地面安全;制定航空器飞行事故和事故征候标准,按规定调查处理航空器飞行事故。

(4) 制定民用航空飞行标准及管理规章制度,对民用航空器运营人实施运行合格审定和持续监督检查,负责民用航空飞行人员、飞行签派人员的资格管理;审批机场飞行程序和运行最低标准;管理民用航空卫生工作。

(5) 制定民用航空器适航管理标准和规章制度,负责民用航空器型号合格审定、生产许可审定、适航审查、国籍登记、维修许可审定和维修人员资格管理并持续监督检查。

(6) 制定民用航空空中交通管理标准和规章制度,编制民用航空空域规划,负责民航航

路的建设和管理，对民用航空器实施空中交通管理，负责空中交通管制人员的资格管理；管理民航导航通信、航行情报和航空气象工作。

(7) 制定民用机场建设和安全运行标准及规章制度，监督管理机场建设和安全运行；审批机场总体规划，对民用机场实行使用许可管理；实施对民用机场飞行区适用性、环境保护和土地使用的行业管理。

(8) 制定民航安全保卫管理标准和规章，管理民航空防安全；监督检查防范和处置劫机、炸机预案，指导和处理非法干扰民航安全的重大事件；管理和指导机场安检、治安及消防救援工作。

(9) 制定航空运输、通用航空政策和规章制度，管理航空运输和通用航空市场；对民航企业实行经营许可管理；组织协调重要运输任务。

(10) 研究并提出民航行业价格政策及经济调节办法，监测民航行业经济效益，管理有关预算资金；审核、报批企业购买和租赁民用飞机的申请；研究并提出民航行业劳动工资政策，管理和指导直属单位劳动工资工作。

(11) 领导民航地区、省、自治区、直辖市管理局和管理民航直属院校等事业单位；按规定范围管理干部；组织和指导培训教育工作。

(12) 代表国家处理涉外民航事务，负责对外航空谈判、签约并监督实施，维护国家航空权益；参加国际民航组织活动及涉民航事务的政府间国际组织和多边活动；处理涉香港特别行政区及澳门、台湾地区民航事务。

(13) 负责民航党群工作和思想政治工作。

(14) 承办国务院交办的其他事项。

1.2.4.2 参与航空运输的各类企业

指从事和民航业有关的各类企业，其中最主要的是航空运输企业，即航空公司，它们掌握航空器从事生产运输，是民航业生产收入的主要来源。其他类型的航空企业如油料、航材、销售等，都是围绕着运输企业开展活动的。航空公司的业务主要分为两个部分：一是航空器的使用（飞行）维修和管理，另一部分是公司的经营和销售。航空公司必须安全飞行和占有市场才能获得利润。

1.2.4.3 民用机场

机场是民用航空和整个社会的结合点，也是一个地区的公众服务设施。因此，机场既带有营利的企业性质，同时也带有为地区公众服务的事业性质，因而世界上大多数机场是地方政府管辖下的半企业性质的机构。主要为航空运输服务的机场称为航空港或简称空港，使用空港的一般是较大的运输飞机，空港要有为旅客服务的地区建筑（候机楼）、相应设施（跑道）和空中交通管理系统。

1.2.4.4 参与通用航空各种活动的个人和企事业单位

包括飞行学校、通用航空公司、为通用航空服务的各类企业、航空研究单位、航空体育活动单位以及拥有飞机的个人和企事业单位。这是一个庞杂的群体，其活动形式多样，满足人们对航空活动的多种需要。

民用航空是一个庞大复杂的系统，其中有事业性的政府机构，有企业性质的航空公司，有半企业性质的空港以及大量的参与通用航空各种活动的个人和企事业单位，只有这四个部分协调运行才能保证民用航空事业的迅速前进。

1.3 民航发展史

1.3.1 世界民航发展史

1.3.1.1 航空业的出现和民航的开始

人类的飞行梦想从远古就开始了，在这些梦想中，把飞行作为旅行的方式始终是重要部分。早在1505年，意大利的达·芬奇完成了《论鸟的飞行》论文，并设计了扑翼机、螺旋桨和旋翼机的草图，只是他的研究在当时未被重视而被束之高阁。人类真正飞上天空开始于1783年法国的蒙哥尔菲（Montgolfier）兄弟制造的热气球载人升空，随后德国人就用气球运送邮件和旅客，这是民用航空的开始。1784年，法国罗伯特兄弟制造了一艘人力飞艇，艇上装上了桨，通过划桨为飞艇提供动力。整个19世纪是气球、飞艇这些轻于空气的航空器主宰航空的时代。

航空事业的真正开拓是在飞机这种重于空气的航空器出现以后，重于空气的航空器的设想出现得比轻于空气的航空器还要早，但直到19世纪中叶在法兰西科学院中还在争论重于空

气的飞行机器是否可能飞起来的问题。与此同时，英国科学家凯利（G.Cayley）和德国科学家李林塔尔（O.Lilienthal）对滑翔机作了大量的研究和实践，李林塔尔为此献出了他的生命。他们和其他一些科学家在空气动力的理论研究、飞机的构造和操纵的实践上为飞机的出现奠定了基础。

1903年美国的莱特兄弟制造的飞机（如图1-1所示）在北卡罗来纳州腾空而起，尽管只在空中停留了将近1分钟，但这被认为是航空新纪元的开始，飞机从此诞生了。飞机诞生的最初10年，主要是发展和研究阶段，许多科研机构、企业、个人悬赏创造新的飞行纪录，最著名的要算竞争首先飞越40千米宽的英吉利海峡。1909年法国人布莱里奥（LouisBleriot）成功飞越英吉利海峡，开创了历史上第一次国际航行。在随后的10年中，飞机很快发展了军事用途，1914-1918年的第一次世界大战，极大地推动了航空技术的发展，这一阶段飞机几乎没有用于非军事用途。战争结束后，欧洲各强国政府极力支持民用航空的发展，在1919年的巴黎和会上，法国政府就建议草拟一个航空公约作为《巴黎和约》的一部分，后来有38个国家签署这一条约，该条约被称为《巴黎公约》，这是世界上第一部国家间的航空法。1919年初德国首先开始了国内的民航运输，同年8月英法开通了定期的空中客运，民用航空的历史正式揭开。随后欧洲的几个航空公司组建了国际航空运输协会（International Air Transport Association, IA-TA），这个协会的目的是促进国际航空的发展和使旅客感到方便。不久就在欧洲建立起联系各国的航空网，1919年是民用航空正式开始的一年。

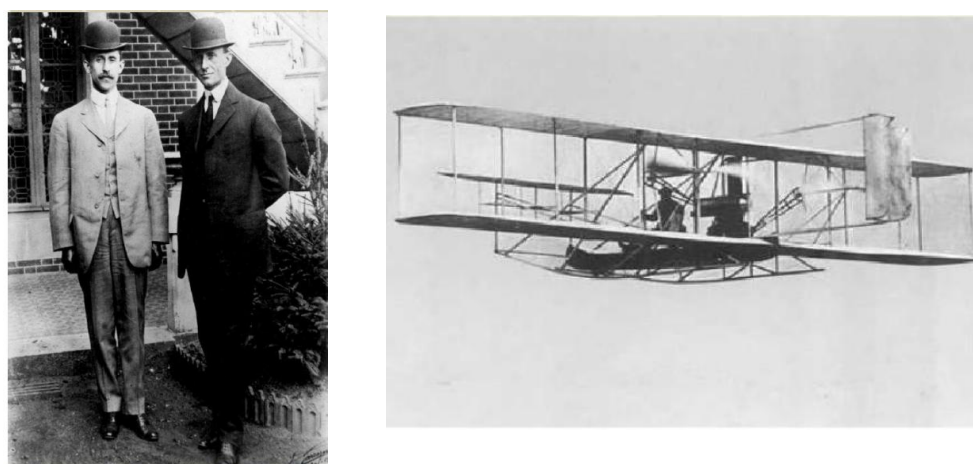


图 1-1 莱特兄弟和他们制造的飞机

从1919年到1939年这20年间是民用航空初创并发展的年代，民用航空迅速从欧洲发展到北美，然后普及到亚、非、拉美各洲，并迅速扩展到全球各地，中国也在1920年开始建立了第一条航线。1933年美国人林德伯格（C. A. Lindberg）横越大西洋飞行成功，把航空由洲内飞行扩展到了洲际飞行。这个年代最具代表性的民航客机是美国的DC-3，可载客30人，航程2420千米，速度290千米/小时。

1939年第二次世界大战的爆发，中断了民航发展的正常进程，战争是生死攸关的大事，对航空的推动力远比民航获取商业利润的推动力大，在6年的战争中，航空技术取得了飞跃发展，从某种意义上说，航空是战争胜负的决定因素之一，特别是战争后期喷气飞机的出现，飞机在战争中大量的使用，为日后民航的大发展奠定了基础。



图 1-2 DC-3 飞机



图 1-3 波音 707 飞机

1.3.1.2 民用航空的大发展时期

从1945年第二次世界大战结束后到1958年，民用航空经历了恢复和大发展时期，这一时期内民用航空的主要发展表现在以下几个方面：

（1）国际航空迅速发展，1944年在美国芝加哥有54个国家参加的会议上，签署了《国际民用航空公约》（《芝加哥公约》），这个公约成为现在世界国际航空法的基础，根据公约的规定在1947年成立了国际民用航空组织。从此在世界范围内有了统一的民用航空管理和协调机构，各个国家随即建立起相应的民航主管当局，代表政府参加这一国际组织，民用航空从此变成了有统一规章制度的世界范围的行业。在此基础上，国际航空业务迅速发展起来，到2019年4月全世界有193个国家参加了这一组织。

（2）机场和航路网等基础设施大量兴建，使民用航空由过去的点线结构向面上发展，逐步形成了一个全球范围的航空网。

(3) 直升机进入民航服务,成为民航的又一种主要航空器,开辟了民航的新领域。

(4) 喷气民用飞机的研制进入了实用阶段,为民航第二个阶段的发展准备了条件。

喷气飞机的使用,是由于其发动机重量轻,功率大,可以使飞机造得更大,飞得更快更远,为民用航空大发展提供了技术手段。从1956年开始,喷气民用飞机投入服务,开始了民用航空的一个新阶段。1950年世界上第一架涡轮螺旋桨喷气客机-英国“子爵号”投入使用,但是“子爵号”的使用并没有开启喷气时代。因为涡轮螺旋桨飞机主要的推力来自螺旋桨,其速度的提高相对于活塞式飞机并不是太大,喷气飞机在民航的优越性并没有充分显示出来。1952年装配4发涡轮喷气发动机的英国“彗星号”客机在航线上开始使用,但在随后的两年内“彗星号”连续三次空中解体,使喷气飞机在民航的应用受到了挫折,但喷气民用飞机的优越性已经显示出来。在接受了“彗星号”失败的教训后,人们终于找到了导致“彗星号”失事的原因-“疲劳断裂”,并找出了解决的方法。1956年苏联的图104投入航线,1958年美国的波音707和DC-8进入航线,标志着喷气航空的新时代开始了。作为喷气航空的代表机种,波音707的速度为900~1000千米/小时,航程可达12000千米,载运旅客158人。这就使得民用航空由一个国家或一个大陆内的少量人使用的运输手段,成为一个全球性的大众化的运输行业,极大促进了全球的交通发展,也使航空运输成为国际客运的主要部分和国内运输的重要成分。

1.3.1.3 民用航空的全球化、大众化时期

1958年,喷气飞机被大量使用使整个民航系统发生了变化。对于航空公司来说,由于民用喷气飞机的出现,使得远程、大众化和廉价的航空运输成为可能,在巨大的需求和利润驱使下,航空公司积极开拓市场,参加国际竞争。在发达国家出现了大量航空公司,并最后形成了数十个大型航空公司。发展中国家也把参与国际航空市场作为国家尊严和地位的象征,全力支持国家航空公司的发展,使民航事业一片繁荣。对于机场系统而言,由于喷气飞机的尺寸、重量、噪声带来的问题,旧机场已不适合使用,于是,改造旧机场适应喷气飞机,兴建新机场满足不断增大的客流、货流,成为一个不间断的过程。对于航行管理系统的各部分而言,从空中交通管制到航路建设、航行情报,都要跟上喷气时代的速度和容量,因而整个系统都进行着改造和更新。总之,从1958年开始的民用喷气时代是民航发展的一个新阶段,

它标志着民航进入了全球的大众化运输的新时代。

20 世纪 70 年代之后，民航继续朝着大型化和高速度的方向发展。1970 年波音 747 宽体客机投入航线是大型化的一个重要标志，而 1969 年底英、法合制的超音速客机“协和号”投入使用则是民航提高速度在经济上和环境问题上不太成功的一次尝试。但这两方面都是 21 世纪民航运输发展的方向。在航空运输的管理上，美国于 1978 年实行的航空公司放松管制法起了重要作用。由于航空运输牵涉到国家的安全和旅客的安全，因而在 1978 年以前，各个国家对于航空公司的经营实行严格的控制，主要是对票价和市场进入的控制，很多国家不允许私人企业经营航空公司，只有国营的航空公司，有的甚至把航空企业作为国家机构或军队的一个部分。随着航空运输的迅速发展，人们终于认识到尽管航空运输业有它特殊的安全需要，并且技术密集，风险较大，但仍可以通过一系列的安全法规使之按市场经济的法则展开竞争，这样可以促使航空运输企业合理配置资源，降低成本，促进航空运输业更迅速有效地发展。由美国开始的“放松管制”的最初几年中出现了不少问题，一度引起了美国航空运输的混乱，如 1979 年在芝加哥出现的 DC-10 空难死亡人数近 300 人，这促使美国联邦航空局（Federal Aviation Administration, FAA）加强了对民航飞机的适航性管理。放松管制的趋势扩展到了西欧、日本等地区，这使得民航市场迅速全球化。放松管制初期的中、小航空公司由于规模效益低，或倒闭，或被大公司兼并。世界范围内，大航空公司跨国联合组成集团，通过代码共享、开放天空来争夺世界市场中更大份额。民航已经发展成为一个巨大的国际性行业，对世界经济或一个国家经济的发展有着举足轻重的影响，各国政府和企业都对民航进行了大量投资，把它作为一个有巨大潜力行业来开拓发展。



图 1-4 波音 747 飞机



图 1-5 “协和号”超音速客机

进入 21 世纪，世界经济的发展达到了全球一体化的程度，人类经济活动方式产生了重

大变化，生产资源（人员、物资）要在世界范围内自由、快速地流动，对民航业提出了自由化、多样化的要求；与此同时，为了经济持续发展须保护地球环境，这也对民航提出了严格的环保要求，民航业的发展出现了新的变化，体现在以下几个方面。

（1）全世界大部分国家实行或部分实行了开放天空的政策，各个国家对国际航空运输企业的限制逐步减少，在一定条件下开放国内机场、航路；放松航行权限制，允许国外航空运输企业按市场规律自由竞争，大大减少了政府对空运市场的干预，从而促使了空运市场的竞争加剧，企业重组，也促使民航业迅速发展。

（2）客货流量的加大和需求多样化要求民航运输的多样化和航空器市场的多样化，其中的代表为：空客公司生产了超大型的空客 380 飞机（现已停产），一次最多可运载 850 名旅客或 150 吨货物，适应大流量的运输；波音则打造了高速高性能的波音 787 客机，其载客量为 200 人，是一款远程飞机，满足远距离点对点航线的直飞要求。航空器制造业生产从小型到大型各种系列的飞机，以适应各类航线的需求。2013 年 6 月 14 日，首架空客新一代 350XWB 宽体飞机在法国图卢兹布拉尼亚克机场首飞，并于 2014 年 12 月 22 日交付卡塔尔航空投入使用。



图 1-6 空客 380 飞机



图 1-7 波音 787 飞机

与此同时，我国也开始着手研制具有自主知识产权的中型民航运输机，中国商用飞机有限责任公司于 2008 年开始研制一型 160 座级、航程 4000~5000 千米的民用运输机，代号 C919，已于 2017 年 5 月 5 日成功首飞。2022 年 12 月 9 日，中国商飞 C919 飞机交付全球首家用户中国东方航空集团有限公司；2023 年 5 月 28 日，东航 C919 飞机执飞上海虹桥-北京首都的商业航线，这标志着中国民机产业在历经半个世纪曲折后的跃起腾飞。

（3）21 世纪，环保要求已经成为人类社会活动的一个重要发展目标，也对民航业提出了更高更严格的节能和降低污染指标。航空业在降低噪声、降低能耗、减少有害气体排放、

使用生物燃油、改进航线安排、机场管理等方面全面采取节能减排措施，确保达到国际组织和各国政府提出的环保要求。



图 1-8 空客 350 飞机



图 1-9 中国商飞 C919 飞机

1.3.2 中国民航发展史

1.3.2.1 1949 年前

轻于空气的航空器传入中国是在 19 世纪的最后几年，比气球的出现晚了近一个世纪，而且没有什么用途，但在飞机出现 6 年之后的 1909 年，旅美华侨冯如就制成一架飞机并成功试飞，1910 年在北京南苑也试制成了一架飞机，由此掀开了中国航空事业的篇章。1911 年辛亥革命爆发之后，南方的革命政府、北京政府和其他地方势力都积极发展航空，在北京、广东、东北组建空军，把航空用于军事目的。

1918 年北洋政府设立航空事务处，这是中国第一个主管民航事务的正式管理机构。1920 年开通的北京—天津航线是我国的第一条航线，中国民航由此拉开了序幕，这条航线最远延伸到济南，在经营了几年后停业。1927 年北伐成功后，国家实现了形式上的统一。1928 年国民政府开始筹办民用航空，1929 年成立沪蓉航空管理处，当年开通了上海—南京航线，随后与外国合资组建航空公司，与美商合资组建中国航空公司（1930 年），与德国汉莎航空公司组建了欧亚航空公司（1931 年），西南五省的地方势力和商界合作组建了西南航空公司（1933 年）。直到抗日战争爆发前的七八年间，中国民航取得了较大发展，开通了沪平（北平，今北京）、沪粤（广州）、沪蓉（成都）、上海——兰州——迪化（今乌鲁木齐）、北平——广州、兰州——包头、西安——昆明、迪化——塔城、广州——海口、广州——南宁等航线，初步建成了国内（除东北）主要城市间的航空线，1936 年开通了广州到河内的航线，这是我国第一条国际航线，到 1936 年底全国共有航线里程超过两万千米。

抗日战争的爆发中断了中国民航在全国范围内的发展，但是民航却成为了中国和当时支持中国抗战国家之间的主要联系通道。1939年成立的中苏航空公司开辟了重庆到莫斯科的航线，为苏联支援中国抗日提供的人员、物资交通开辟了通道。中国航空公司和中央航空公司（1941年因为欧亚航空公司的合资方德国作为日本的盟国，并承认南京的汪伪政权，被中国收回股权，1943年公司改组为中央航空公司）在抗战期间，执行了从印度飞经喜马拉雅山到昆明进而至重庆的运输飞行任务，这条航线在当时的条件下，由于海拔高，气象条件恶劣，又要遭到日本空军的袭击而困难重重，民航人员排除了种种困难，运送了大批盟国支援的作战物资和人员，有上千名飞行员和机务人员用生命和鲜血保证了中国抗日战争的物资源源不断送到前线。这条被称为“驼峰航线”的空中运输线，成为航空史的一个奇迹，中国的民航人员在其中做出了重大贡献。抗日战争结束后，有大量剩余的运输飞机，中国民用航空有了一定程度的恢复和发展，到1949年10月，以中国航空公司和中央航空公司为代表的中国民航业有从业人员6000多人，国内外航线52条，连接着40多个城市，航线总长度近8万千米。美国人陈纳德在1946年利用他在战时与中国政府合作的关系和战后剩余的军事运输机，成立陈纳德空运队，开展民航业务，后改称为交通部的民航空运队，在全国进行民航经营，但这个运输队的部分力量用来支援国民党政府进行内战。

1.3.2.2 1949-1978年

1949年10月中华人民共和国成立，开始了中国历史新篇章。11月9日，当时总部迁到香港的中国航空公司和中央航空公司的总经理刘敬宜和陈卓林宣布两个航空公司4000余名员工起义，服从中央人民政府领导，并率领12架飞机飞回祖国大陆，这就是奠定新中国民航事业基础的著名的“两航”起义。

1949年到1978年是新中国民航事业发展的第一个时期，1949年11月中央军委民航局成立，统管全国的民航事务，1954年民航局归国务院领导并更名为中国民用航空局，中国依照苏联的经济体制建立起自己的民航体系。民用航空作为政府的一个部门，对民航的机场、飞机、经管、航路等各方面进行统一的垂直领导，在业务上民航局仍然从属于空军的领导，是一个半军事化的行业，主要服务于各项政治和军事目的，航空运输和通用航空的发展受到很大制约。1949年到1965年随着国家经济建设的发展，我国的民航事业也取得了一些进展，

购进了新的飞机，扩建和新建了一批机场，开辟了新航线，建立起了以北京为辐射中心的单线式的航空网路。由于当时的国内国际形势和计划经济的体制，这一时期内国内航空业发展的重点是航空制造业和空军，民用航空是军事航空的从属单位，它的首要任务是保障政府和军事人员的交通与国际交往的需要以及一些紧急事态的处理，而客货运输任务则放在第二位，只能做恢复性和保持性的发展。到1965年我国的航线里程和总周转量虽比1949年的水平有很大增长，但整个旅客周转量还达不到我国历史上的最高水平，和我国国民经济的发展极不相称，在这一阶段我国的民用航空还不足以真正成为国民经济中的一个重要组成部分。1965年到1976年的10年是“文化大革命”的动乱时期，我国的民航业受到严重的干扰和损害，处于停滞状态。

1.3.2.3 1978-1997年

我国在联合国席位的恢复（1972年）使我国的民航事业得到了生机，有了一定发展。而真正的大转变则开始于1978年，这一年党的十一届三中全会召开，使党和国家的工作重点放到了国民经济的建设和发展上，并提出了改革开放的政策，从此民航开始了从计划经济到市场经济的根本性转变。经过1978、1979年的酝酿，1980年民航正式从军队领导转为由政府领导，成为一个从事经济发展的业务部门，民航管理开始走上现代化的道路，过程是分步骤的，渐进的。

第一阶段（1978-1987），改革军事化的集中指挥体系，开始进行经济核算，工作的重点放在发展生产上，使得我国民航业有了巨大的发展。国内航线大大增加，并建立了通向世界各大洲的国际航线网，在这10年间民航运输的总周转量由1978年的2.9亿吨公里增加到1987年的20亿吨公里，在世界上的排名由第37位上升到第17位，年平均增长率为22%。但是计划经济时期政企合一的体制越来越不适应于市场经济，出现了诸多矛盾，于是开始了第二阶段的改革。

第二阶段（1987-1997），从1987年起民航局决定把航空公司、机场和行政管理当局按照其自身性质分离，分别进行经营和管理。航空公司作为企业，按照盈利的目的独立进行经营，同时也允许地方办航空公司，形成竞争的局面。机场逐步下放到地方，进行带有公众服务性质的半企业化管理。民航主管单位作为政府的主管机构集中力量制定法规，加强对整个行业

的管理。经过一段时间的工作,我国民航有了和其他实行市场经济国家大体相当的体制。随着我国经济建设的迅速发展,我国的民航事业继续以超常规的速度发展,到1997年民航运输的总周转量达到86亿吨公里,比10年前增长了4.3倍,年均增长率在16%以上,在国际上的排位进一步上升到第10位,成为了世界上的航空大国。

1.3.2.4 1997年至今

经过前20年的改革开放后,我国进入经济高速发展时期。我国民航作为交通运输的一环,其发展以每年19%的速度递增,为国民经济的高速前进做出了贡献,但随着国民经济的发展从速度型向效益型的转化和进一步融入国际经济体系,民航要保证持续发展就面临着进一步的体制转变和开放改革。我国在1996年3月颁布并实行了《中华人民共和国民用航空法》,标志着我国民航正式迈向依法治理的阶段,在随后的几年里,依据这部航空法制定了一系列的民航法规和条例,初步建立了我国民航的基本法律体系,在体制上把不适应市场的机构和企业进一步改造以适合于市场经济。首先是行政机构的精简,把民航总局的管理机构由总局——地区局——省市区局改为总局——地区局两级,精简了大量机构和人员,把不属于行政管理的职能从行政机构分离出去;航空运输企业与政府机关脱钩,成为按市场规律独立经营的企业;机场除北京首都国际机场和西藏等地的机场外,全部下放给当地政府管理。

2001年我国加入世界贸易组织后,我国经济就完全置身于经济全球化的浪潮之中,民用航空作为世界贸易的重要组成部分必须和世界经济接轨,进一步改革开放,参与国际竞争,这都是我国民用航空业顺应国际航空业的发展潮流,为民航业的持续健康发展所做的努力。

在上述有利政策和措施下,到2002年我国的民航运输总周转量达到165亿吨公里,上升到世界第五位,我国成为了一个航空大国。但不论从人均周转量、人均航空旅行次数还是飞机保有量看,我国和世界航空强国仍有相当距离。为此,2002年中国民航总局确定了用20年时间把我国由一个航空大国转变为航空强国,以适应我国全面建设小康社会的目标。具体的措施有:在国内进一步开放市场,允许民营资本经办航空企业、航空培训机构,加大机场建设力度,加强支线航空、通用航空的建设。对外要参与国际航空开放天空的自由化、全球化竞争,改变支线航空、通用航空落后的局面,使机场密度大幅提高,建设数个世界排名靠前的机场,建成现代化空中交通管理系统,大幅提高航空运输企业的国际竞争力。根据中

国民用航空局发布《2022 年民航行业发展统计公报》中的数据，截至 2022 底，我国共有定期航班航线 4670 条，境内运输机场 254 个，通用机场 399 个，注册的运输飞机 4165 架，通用航空器 3186 架，其中教学训练用飞机 1157 架。在运输总周转量方面，考虑到自 2020 年疫情以来民航运输量下滑，这里采用 2019 年的数据：截至 2019 年底，民航全行业完成运输总周转量 1293.25 亿吨公里，旅客总周转量 11705.30 亿人公里。

中国作为一个人口超过 13 亿的大国，不仅是世界上的工业、贸易大国，而且是世界上尚未完全开发的、潜在的最大航空市场。我国的民航事业在正确的方针指引下，一定会在 21 世纪中腾飞，在 20 年内实现由民航大国变为民航强国的宏伟目标。为此，在 2008 年的全国民航工作会议上，中国民用航空局党组提出了全面推进建设民航强国的战略构想；2012 年，国务院发布了《关于促进民航业发展的若干意见》；2016 年，国务院办公厅发布了《关于促进通用航空业发展的指导意见》；中国民用航空局于 2016 年发布了《关于进一步深化民航改革工作的意见》，该《意见》指出，要推动国家空管调整改革，深化军民航联合运行，扩大民航可用空域资源，提高民航空域使用效率。2018 年，中国民用航空局印发《新时代民航强国建设行动纲要》，《纲要》指出，到本世纪中叶，全面建成保障有力、人民满意、竞争力强的民航强国，为全面建成社会主义现代化强国和实现中华民族伟大复兴提供重要支撑。从 2021 年到本世纪中叶，民航强国建设分为两个阶段推进：第一阶段（2021 年到 2035 年），建成多领域的民航强国。第二阶段（2036 年到本世纪中叶），建成全方位的民航强国。到本世纪中叶，实现由多领域的民航强国向全方位的民航强国的跨越，全面建成保障有力、人民满意、竞争力强的民航强国。民航的创新能力、治理能力、综合实力、可持续发展能力和国际竞争力领跑全球，形成产业辐射功能强大的现代民航产业，全方位参与新型国际民航治理体系建设。

第2章 航空器的概念与分类

2.1 航空器的定义与分类

2.1.1 航空器的定义和分类

任何由人工制造、能飞离地面、在空间进行由人来控制的飞行的物体称为飞行器。飞行器中，能够在大气层之外飞行的称为航天器，而在大气层中进行飞行的飞行器称为航空器。

国际民航组织对航空器的定义：可以在大气中从空气的反作用而不是从空气对地面的反作用取得支撑的任何机器。航空器根据获得升力方式的不同分为两大类：

第一大类航空器总体的密度轻于空气，依靠空气的浮力而漂浮于空中，称为轻于空气的航空器，主要是气球和飞艇。气球和飞艇的主要区别在于，气球上没有安装动力，飞行方向不由本身控制；而飞艇上装有动力，它可用本身的动力控制飞行的方向。

第二大类航空器本身重于空气，依靠自身与空气之间的相对运动，产生空气动力克服重力而升空。这类航空器又分为非动力驱动的和动力驱动两类，非动力驱动的主要是滑翔机，动力驱动的分飞机（或称固定翼航空器）、旋翼航空器和扑翼机三类。

航空器的典型分类如图 2-1 所示。

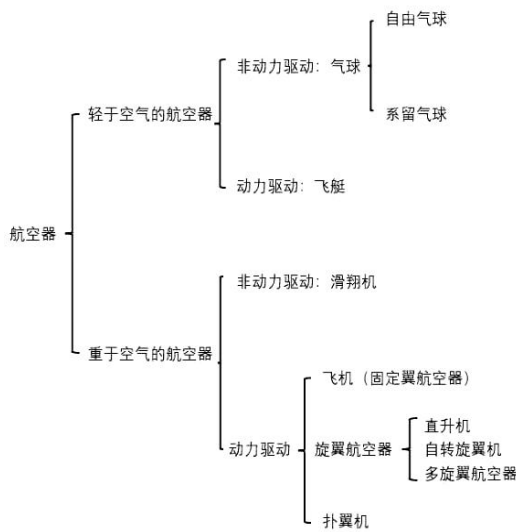


图 2-1 航空器分类

2.1.2 轻于空气的航空器

2.1.2.1 气球

人类真正飞上天空开始于 1783 年法国的蒙哥尔菲兄弟制造的气球载人升空，随后德国人就用气球运送邮件和乘客，这是民用航空的开始。目前，热气球作为一项航空运动，在世界上有大量的爱好者，其它类型的气球用于气象、探空等科学研究和娱乐庆典活动。

气球的升力来自于巨大的球囊，大多数为球形。球囊中充满密度比空气小的气体，使用热空气的称为热气球，另一类使用氢气或氦气。气球上没有动力装置，系留气球（图 2-2）由绳索系留在地面，自由气球（图 2-3）则随风的方向而飘移。



图 2-2 系留气球



图 2-3 自由气球

热气球升力来源于球囊内热空气与环境空气的密度差，升力的大小与密度差成正比。当热气球需要上升时，驾驶员需要打开燃料阀，通过喷出更大的火焰来快速加热空气，提高垂直上升速度；而通过拉动操纵绳，可以打开球囊顶部的球冠排气阀，从球囊中排出一部分空气来降低内部气温，使气球减缓攀升速度，如果开启顶部排气阀的时间足够长，气球将会下降。

2.1.2.2 飞艇

飞艇的升空原理与气球相同，但带有动力装置，可以依靠自身动力飞向预定的目的地。20 世纪初到 30 年代，飞艇曾在航空运输中起过重要作用，特别是德国人制造的齐柏林飞艇，在 1909 年开辟了汉堡到柏林的航线，是世界上最早的空运旅客的航线。飞艇有体积大、速度慢、不灵活等缺点，早期飞艇使用易燃的氢气，在 1936 年之后大型飞艇不断失事，加上飞机的迅速发展，飞艇在二次世界大战之前便退出了航空运输领域。

飞艇留空时间长、飞行成本低、垂直起落、噪声小等优点，使它在民用航空中仍占有一席之地，主要用于巡逻摄影、吊装大型设备及空中广告等方面，现代飞艇一般都使用安全性更好的氦气来提供升力。

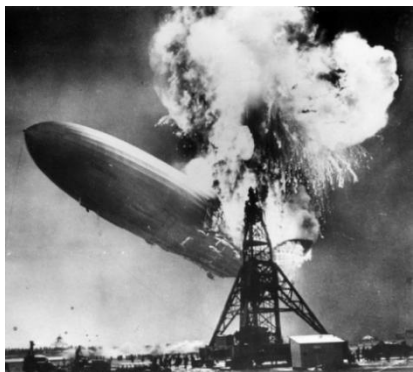


图 2-4 失事的兴登堡号飞艇



图 2-5 现代飞艇

2.1.3 重于空气的航空器

2.1.3.1 滑翔机

传统意义上的滑翔机是没有动力驱动的、带有固定机翼的、重于空气的航空器。在无风情况下，滑翔机在下滑飞行中依靠自身重力的分量获得前进动力，这种损失高度的无动力下滑飞行，通常称为滑翔；在上升气流中，滑翔机可像老鹰展翅那样平飞或升高，通常称为翱翔。在具备动力装置的飞机出现前，滑翔机是唯一可操纵的重于空气的载人飞行器。

滑翔机具有与普通固定翼飞机显著不同的狭长机翼，机身外形细长，呈流线体。滑翔机的起飞要靠其它动力器械（飞机或汽车、绞盘等）的拖曳或是靠从高地上下滑来实现。20 世纪 20 年代以来，出现了动力滑翔机。这种滑翔机装有小型辅助发动机，不须外力牵引即可自行起飞，当到达预定高度时关闭发动机进行基本的滑翔飞行。当需要时，动力滑翔机还可以再次起动动力装置。现代的滑翔机主要用于体育运动、训练、竞赛及普及航空知识。20 世纪 70 年代之后出现了柔性机翼的伞翼悬挂滑翔机，由于造价低廉使航空运动更加普及。



图 2-6 典型滑翔机



图 2-7 伞翼滑翔机

2.1.3.2 飞机（固定翼航空器）

飞机是最主要的航空器，它的特征是具有动力装置和固定机翼，因而有的分类中也把飞机称为固定翼航空器。1903年美国的莱特兄弟制造的飞机在北卡罗来纳州腾空而起，尽管只在空中停留了将近1分钟，但这被认为是航空新纪元的开始。自从飞机出现以来，人类的航空事业大幅前进。在民用航空器中飞机的数量占到98%以上，在航空运输中飞机的数量和完成的任务都占了绝大部分。民用飞机的分类和基本组成将在2.2节中详细介绍。

2.1.3.3 旋翼航空器

旋翼航空器是指在航空器构造中有旋翼，并以旋翼旋转获得升力的航空器。旋翼航空器一般包括直升机、自转旋翼机及多旋翼飞行器。

直升机以机身上的动力驱动旋翼旋转而取得升力，能垂直起飞和降落，它的航行方向由旋翼向某个方向的倾斜来控制。直升机可以垂直起飞降落，不需要很大的场地，并可在空中悬停，这种特有的灵活性使直升机在民用航空中得到了广泛的应用。如：用于短距离的繁忙地区之间和无路到达地形险峻的地区之间的运输，用于医疗救护、地质勘探、农业飞行、森林防火、海上采油、吊装设备方面。但和飞机相比，直升机航程短、速度低、使用费用高，振动和噪声大，载荷小，因而它主要用于某些特定用途。

自转旋翼机在机身上方有一个巨大的旋翼，它和直升机最主要的区别在于它的旋翼不用动力驱动。自转旋翼机装有独立的驱动螺旋桨，推动机身向前运动。由于旋翼和迎面来的气流的相互作用使自转旋翼机产生了升力，升上天空。目前，自转旋翼机主要用于研究、搜索、测量、旅游以及其它体育活动中。

多旋翼飞行器采用多个旋翼作为飞行的直接动力源，依靠对若干旋翼的速度调整实现飞行器的悬停、转向及向各个方向的运动。目前最常见的为多旋翼无人机，电动垂直起飞和着陆（Electric Vertical Takeoff and Landing, eVTOL）飞行器作为新兴航空器，也在迅速发展。

典型的单旋翼直升机和自转旋翼机如图2-8和2-9所示，旋翼航空器的分类和基本组成将在2.3节中详细介绍。



图 2-8 典型直升机



图 2-9 典型自转旋翼机

2.1.3.4 扑翼机

扑翼机是通过像鸟类和昆虫一样上下扑动自身翅膀而升空飞行的航空器。作为一种仿生学的机械，扑翼机与其模仿的对象一样，以机翼同时产生升力和推进力。现代扑翼机虽然已经能够实现较好的飞行与控制，但距实用仍有一定差距，无法广泛应用，只能用在一些有特殊要求的任务中，例如城市反恐中的狭小空间侦查。

2.2 民用飞机的分类和基本组成

2.2.1 民用飞机的分类

民用航空是指使用航空器从事除了国防、警察和海关等国家航空活动以外的航空活动。民用航空是交通运输业的重要组成部分，包括运输航空和通用航空两个部分。

从应用角度划分，民用飞机可分为用于商业飞行的航线飞机和用于通用航空的通用航空飞机。

2.2.1.1 航线飞机

航线飞机也称运输机，吨位大，产值高，由航线飞机的飞行构成了整个世界范围的航空运输网，机群的价值和产值都占了民航飞机的大部分。航线飞机是民用航空运输的主体，而其中客机又占据了主要部分，以下对民用飞机的讨论主要以现代的客机为主。

民用飞机按使用用途可划分为三种：一是全客机，主舱载人，下舱载货，现在国内客运航空公司运营的基本都是这类客机；二是全货机，主舱及下舱全部载货，国内的货运航空公司基本采用这种飞机；三是客货混用机，在主舱前部设有旅客座椅，后部可装载货物，下舱内也可以装载货物，部分公务机就采用这种布局。

按照飞机使用的主体材料可划分为木布材料、金属材料和复合材料飞机。莱特兄弟制造

的世界上第一架飞机就是以木材与布为主要材料的飞机，在 20 世纪 40 年代全金属飞机得到大力发展，铝合金为主再加上钛合金等材料成为飞机的主体材料，并持续至今。随着材料科学的进步，上个世纪 70 年代，复合材料应运而生，复合材料有非常多的优点，例如比强度高、重量轻、抗疲劳等，它能使飞机保持原有强度的情况下大幅减轻重量。

按机翼的数量可以将飞机分为单翼机、双翼机和多翼机；民航飞机常见的单翼机还可细分为上单翼机、中单翼机和下单翼机。按机翼平面形状，飞机可分为平直翼飞机、梯形翼飞机、后掠翼飞机、三角翼飞机等。按尾翼布局形式，飞机可分为高平尾飞机、中平尾飞机和低平尾飞机，其中高平尾也称之为 T 型平尾。

按航程的远近可以分为远程客机、中程客机和短程客机，按国际上通常的标准，航程在 3000 千米以下者为短程客机、3000 至 8000 千米为中程客机，在 8000 千米以上为远程客机。有时把航程在 5000 千米以内的飞机称为中短程客机，5000 千米以上者称为中远程客机。一般来说飞机航程越远，起飞重量越大，设备也越先进。

按发动机来分类可分为活塞式飞机、喷气式飞机。目前正在研发的氢燃料电池飞机是一种采用了改进性能和高效率的氢燃料电池为动力源的飞行器。该燃料系统采用氢气为燃料，直接转化成电能，与空气中的氧气发生电化学反应，无任何燃烧产生，仅有的副产物为水。如果氢燃料采用可再生能源来生产，则该飞机发动机完全无二氧化碳产生。

按飞机的发动机数量划分有单发和多发（双发、三发、四发等）飞机。按发动机安装的位置划分，常见的民用飞机有机身内式发动机飞机、翼吊式发动机飞机和尾吊式发动机飞机。

按飞行速度的快慢，飞机有亚音速飞机和超音速飞机之分，亚音速飞机又分低速飞机（飞行速度低于 400 公里/小时）和高亚音速飞机（马赫数为 0.8~0.9），多数喷气式飞机为高亚音速飞机。超音速飞机是指飞机速度超过音速的飞机，民用超音速飞机有英法联合研制的“协和”飞机与前苏联研制的图-144 飞机。

喷气客机投入使用后客流量持续增长。为了使载客量增加，20 世纪 70 年代初出现了机身加宽、载量增大的客机。按照座位通道数量客机可分为双通道的宽体客机和单通道的窄体客机。

按飞机信号的传输媒介可划分为机械传输、电传输和光传输飞机。传统飞机的飞控系统、

推力控制系统、刹车系统等都采用机械操纵的方式，通过钢索与机械连杆来传递控制信号。随着技术的发展，除飞控系统外，其余的控制信号开始逐步使用电信号传输方式。20 世纪 80 年代初在民航机上开始将电传方式运用在飞控系统中，借助电信号操纵液压伺服系统来控制飞机状态。

机载维护系统及设计理念的变化，带来飞机维护技术和维修方式的巨大变化。可以从设计、使用和维护角度把民航飞机划分为传统飞机、现代飞机和新一代飞机。传统飞机发生故障时，维护人员只能操作驾驶舱面板上的系统测试电门、电子舱计算机前面板上的测试电门，然后根据各指示灯的颜色变化等结果来进行飞机故障的隔离，这样很难找到或者需要很长的时间才可以找到故障原因。现代飞机因为安装有中央维护计算机，当发生故障时，维护人员只需使用中央维护系统（CMS）就可以简单高效的找到真正故障源，快速排除故障。CMS 还可以存储飞机系统的构型信息，包括飞机系统部件的安装件号、序号、部件中安装软件的版本号等数据。新一代飞机维护系统的变化是中央维护计算机由中央维护功能软件取代。飞机上安装有航线可更换模块（LRM），LRM 内装载了多种软件，每种软件可以模拟一台传统计算机来进行运算，一个 LRM 就综合了数台传统计算机的功能，这样省去了众多计算机，大大减轻了飞机的重量。而且新一代飞机的故障信息收集、维护手册的查询、故障隔离、故障排除后的测试以及电子记录本的签署，均可采用机载显示系统来进行，极大地节省了排故时间，提高了工作效率。

我国使用的客机分类方法是把客机分为干线客机和支线客机。一般把 100 座以下航程在 3000 千米以内的飞机划为支线客机，而 100 座以上飞机算做干线客机。干线客机主要用于国际航线和国内主要大城市之间主干航线上；而支线客机主要用于大城市和中小城市之间在一定区域内飞行。干线客机由于载客多、设备先进，是航空运输的主力，但只能在设备齐全、有足够强度和长度的跑道的大型机场起降，大城市和有小型机场的中小城市之间的航空运输主要靠支线客机完成。

2.2.1.2 通用航空飞机

从广义的角度看，通用航空包括了除了军事飞行、公共航空以外的航空活动，内容非常广泛。通用航空飞机一般可分为公务机、私人用飞机、农业用机、教练机、多用途轻型飞机、

无人机等，以下仅对常见类型进行简介。

公务机：是指为政府的高级官员和企业的经理人员进行公务或商务活动使用的小型飞机，也称为行政用机或商务机。近年来由于跨国公司和国际交往的发展，有些公司和政府要员需要远距离旅行。公务机的载客量一般不超过 15 人，起飞重量在 10 吨以下。目前豪华、远距公务机的起飞重量最大可达 30 吨，最大航程在 5000 千米以上，其飞行性能和客机相近。有的可载客 20 人，也可做运输经营之用，这种公务机和客机间的界线就不很明显了，仍属于通用航空范畴。

农业用机：专门为农、林、牧、渔业服务的飞机，这类飞机有些是专门设计的，还有一些是由多用途飞机经改装而成的，这类飞机一般是单发动机的小型飞机，飞行速度在 400 千米/小时以下，飞机的仪表设备比较简单，但结构强度较高，具有良好的低空飞行性能。

教练机：用于培养飞行人员。至少有两个座位，初级教练机用于训练学员掌握初级飞行技术，这种飞机通常只有一个发动机，结构简单，易于操纵，学员经培训后，可到通用航空的小型飞机上做飞行员。高级教练机培训经初级教练机培训合格后进一步培训掌握航线飞机驾驶技术的飞行人员，高级教练机一般是双发，机上的仪表设备和飞行性能与公务机相近。

多用途轻型飞机：这类飞机包括了用于空中游览、救护、短途运输、家庭使用、空中摄影、体育运动、个人娱乐等类型飞机。起飞重量不超过 5 吨，包括只有几百千克的超轻型飞机。

无人机：无人机是指由控制站管理（包括远程操控或自主飞行）的航空器。近几年发展迅速，广泛应用于航拍、航测、农林植保、巡线巡检、防灾减灾、地质勘测等领域。按飞行平台构造形式不同，常见民用无人机包括固定翼无人机、无人直升机、多旋翼无人机等。

2.2.2 民用飞机的基本组成

尽管不同种类的飞机可以设计用于很多不同的目的，但大多数飞机还是具有相同的主要结构，包含机身、机翼、尾翼、起落架和动力装置几个主要部分，典型的民用飞机组成结构如图 2-10 所示。

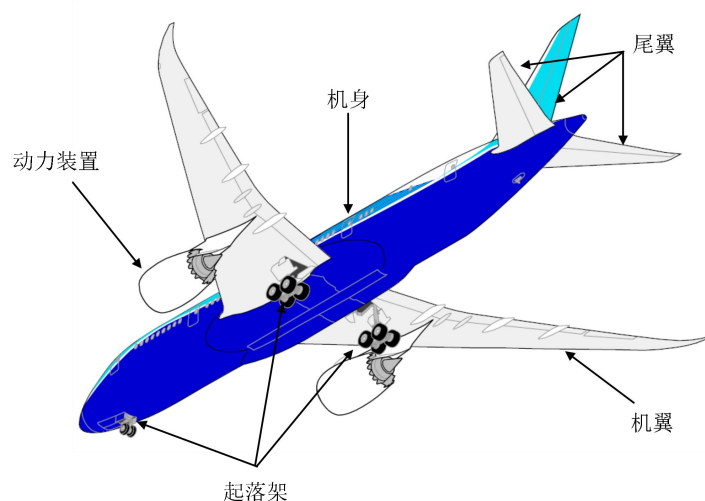


图2-10 飞机的组成

2.2.2.1 机身

机身主要是用来装载机组人员、乘客、货物和设备等。机身还作为整个机体的中枢部件，与机翼、尾翼、起落架和动力装置等组装在一起组成完整的飞机。

早期木布结构的机身是构架式的，如图 2-11 所示。通常，受力骨架是由桁条及支柱等构成的空间桁架。受力骨架外面蒙上棉布或亚麻布的蒙皮。构架式机身的抗扭刚度差，空气动力性能不好，重量大，其内部容积也不易得到充分利用，但它具有结构简单、便于制造和开口方便等优点。因此，目前一些小型低速飞机和不少直升机的机身仍然采用构架式机身。

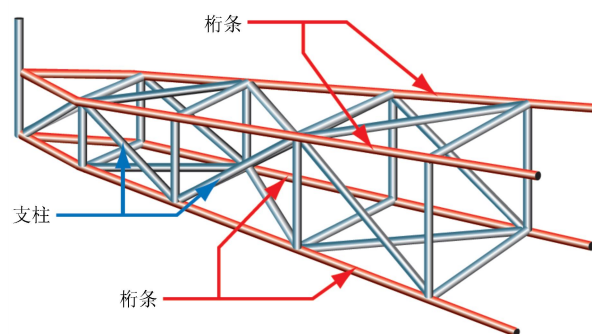


图 2-11 构架式机身

随着飞机飞行速度的提高，铝合金广泛应用于飞机结构，飞机机身逐渐发展为硬壳式机身和半硬壳式机身。硬壳式机身结构使用框架组件和舱壁来塑造机身，飞机蒙皮直接铆接在框架上；半硬壳式机身是全金属薄壁结构，由纵梁、隔框和桁条等来承受荷载。铝合金蒙皮承载能力比布质蒙皮大大提高了，不仅能承受气动载荷，而且参与总体受力。

现代飞机机身的结构型式主要是半硬壳式，其中典型代表——我国自主研发生产的C-919飞机（如图2-12）机身部件由许多小的构件组成，包括长桁、框架、隔框、肋、蒙皮和其他构件。各个构件之间通过支架、铆钉、螺栓、螺钉和螺母相互连接。这些构件的主要作用就是承受载荷或抵抗应力。



图 2-12 C-919 飞机机身及机翼

2.2.2.2 机翼

机翼是飞机的重要部件。虽然机翼的形状各异，但它们的功用是相同的。机翼的主要功用是产生升力，并使飞机获得横向稳定性和操作性，还可用于安装起落架、发动机和贮存燃油等。在机翼的后缘布置有副翼等操纵翼面，为飞机提供横向操作性。在机翼的前、后缘还装有各种型式的襟翼等增升装置，在飞机起飞、着陆时起增升作用，以改善飞机起飞、着陆性能。机翼下部常安装起落架、发动机等其它部件。机翼的内部空间常用来贮存燃油、收藏起落架和放置一些小型设备附件等。飞机的典型机翼结构如图2-13所示。

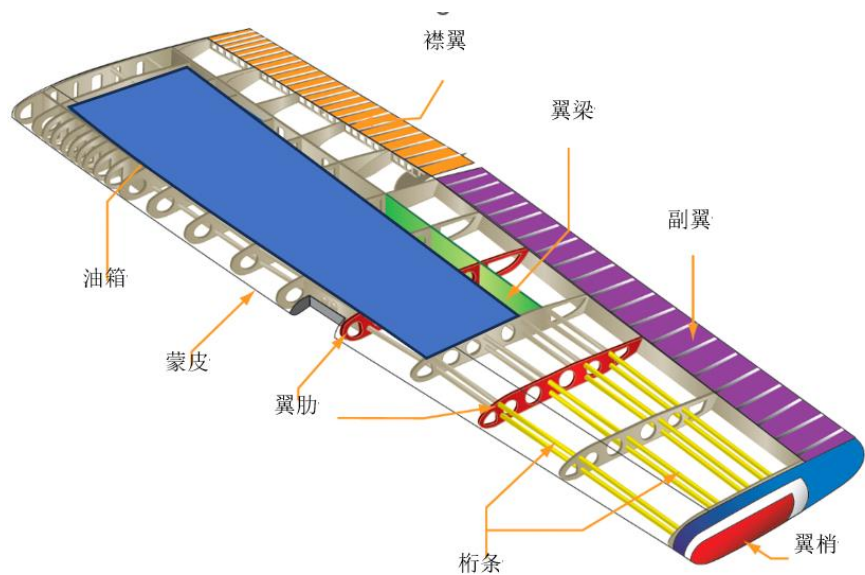


图 2-13 典型飞机的机翼结构

机翼结构是由翼梁、桁条、翼肋和蒙皮等典型构件组成的。其中翼梁和桁条为机翼的纵向构件，翼肋为机翼的横向构件。纵、横构件组成骨架。蒙皮则包裹在骨架外面，形成机翼型面。机翼的几何外形包括机翼翼型、机翼平面形状和机翼相对机身的安装位置。

机翼横切面的形状称为机翼翼型。对平直机翼就是用平行机身对称面的平面切割机翼所得机翼的切面形状，如图 2-14 所示。

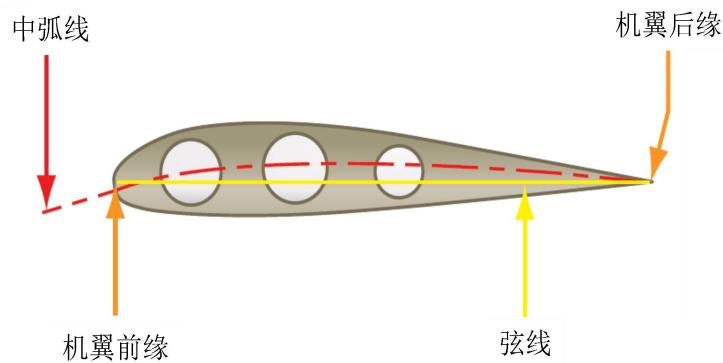


图 2-14 翼型剖面

根据机翼相对机身中心线的高度位置，机翼分为上单翼、下单翼和中单翼，如图 2-15。



图 2-15 机翼相对于机身线的高度

机翼弦线与机身中心线之间的夹角叫安装角。以巡航姿态为主的运输机，考虑到减小阻力，安装角一般取 4° 左右。

机翼底面同垂直机身对称面的平面之间的夹角：如果翼尖上翘，就叫上反角；如果翼尖下垂，就叫下反角。如图 2-16。

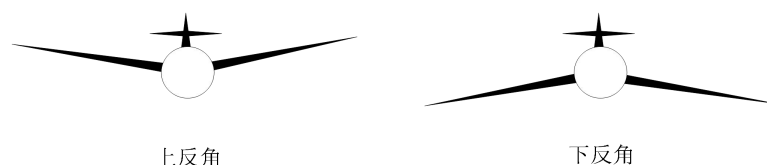


图 2-16 上反角和下反角

机翼的安装角和上反角都是影响飞机飞行性能的重要结构参数。对现代民用运输机来说，这两个角度在飞机设计制造中被确定，飞机投入使用后不能再进行调整。为了保证飞机的适航性，在飞机的使用维护过程中，应保证这两个角度符合要求。

表示机翼翼型的参数有：

1. 弦线、弦长

翼型最前端的一点叫机翼前缘，最后端的一点叫机翼后缘。连接机翼前缘和机翼后缘的一条直线叫弦线，也叫翼弦。弦线的长度叫几何弦长，简称弦长。

2. 厚度、相对厚度

翼弦垂线与翼型上下翼面的交点之间距离称为翼型的厚度。厚度的最大值称为最大厚度。最大厚度与弦长之比称为相对厚度。相对厚度的大小表示翼型的厚薄程度，相对厚度大，表示翼型厚；相对厚度小，表示翼型薄。

3. 中弧线、弯度、相对弯度

垂直弦线的直线在上下翼面所截线段中点的连线叫中弧线。中弧线到弦线之间的最大距离叫最大弯度。最大弯度与弦长之比叫相对弯度。相对弯度的大小表示翼型的弯曲程度，相对弯度大，表示翼型弯曲程度大；相对弯度小，表示翼型弯曲程度小。

改变翼型的弯度特征、厚度特征、前缘半径和后缘角等参数可以得到不同的翼型，常见翼型剖面如图 2-17 所示。克拉克 Y 翼型，翼剖面为上弯下平，是典型的亚音速翼型。层流

翼型，前缘圆、后缘尖，是具有一定弯度的不对称的双凸形翼型。对称翼型的弯度为零，中弧线与弦线重合，高速飞机为减小阻力，大多采用弯度为零的对称翼型。

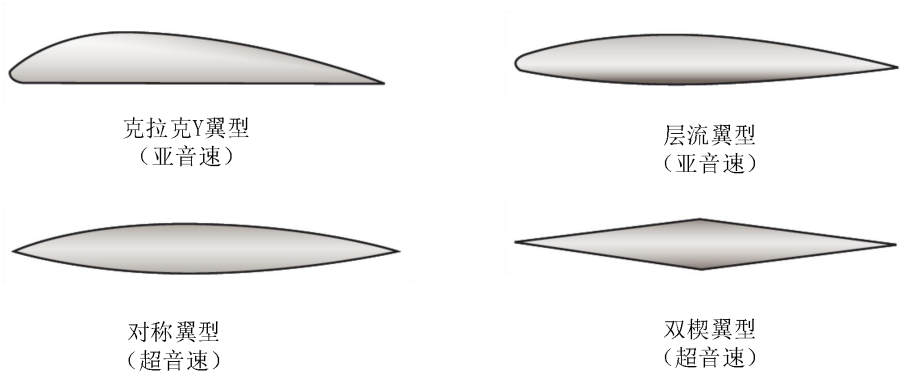


图 2-17 常见翼型剖面示意图

低速飞机机翼采用的翼型弯度较大，最大弯度位置靠前。随着飞行速度的提高，翼型的相对厚度逐渐减小，最大厚度的位置逐渐向后移。目前民用运输机机翼翼型的相对厚度约为 8%~16%，最大厚度的位置约为 35%~50%。

从飞机顶上向下看去，机翼在平面上的投影形状叫机翼平面形状，常见民用飞机机翼的平面形状如图 2-18 所示。

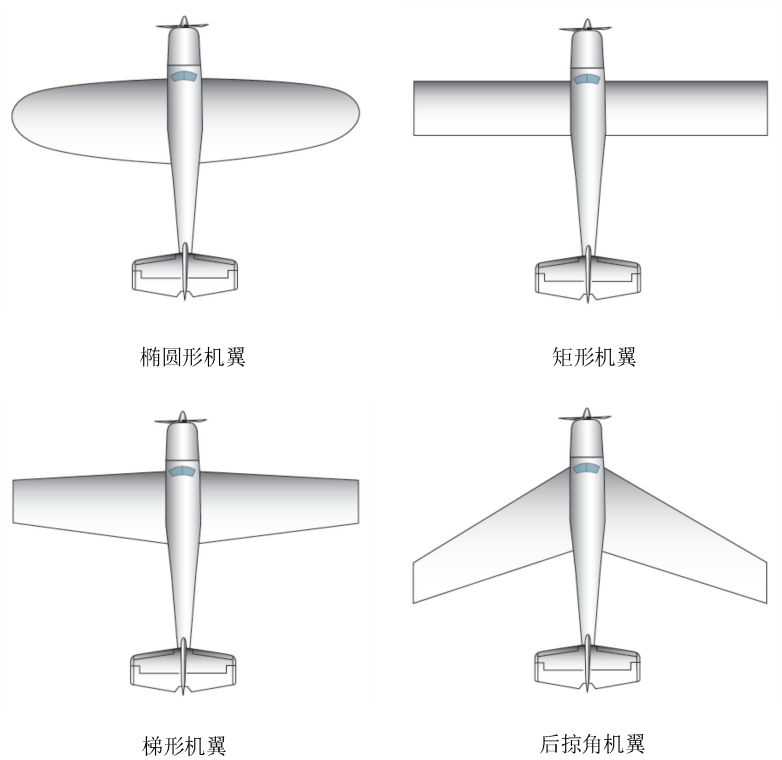


图 2-18 机翼的平面形状

表示机翼平面形状的参数有：

(1) 机翼面积

机翼在水平面内的投影面积。

(2) 梢根比

翼梢弦长和翼根弦长之比。

(3) 翼展展长

左右两翼尖之间的距离叫展长。

(4) 展弦比

展长与平均几何弦长之比。现代民用运输机一般采用大展弦比机翼，随着飞行速度的提高，展弦比将逐渐减小。

(5) 后掠角

沿机翼展向等百分比弦线点连线与飞机横轴的夹角。飞机手册中给出的常有机翼前缘后掠角、机翼 1/4 弦线点连线后掠角等。现代民用运输机机翼的后掠角机翼 1/4 弦线点连线后掠角大约在 30 度左右。

2.2.2.3 尾翼

尾翼通常由垂直尾翼和水平尾翼组成。一般情况下，固定的部分称为垂直安定面和水平安定面，可活动的舵面包括方向舵、升降舵，以及一个或者多个配平调整片，如图 2-19 所示。

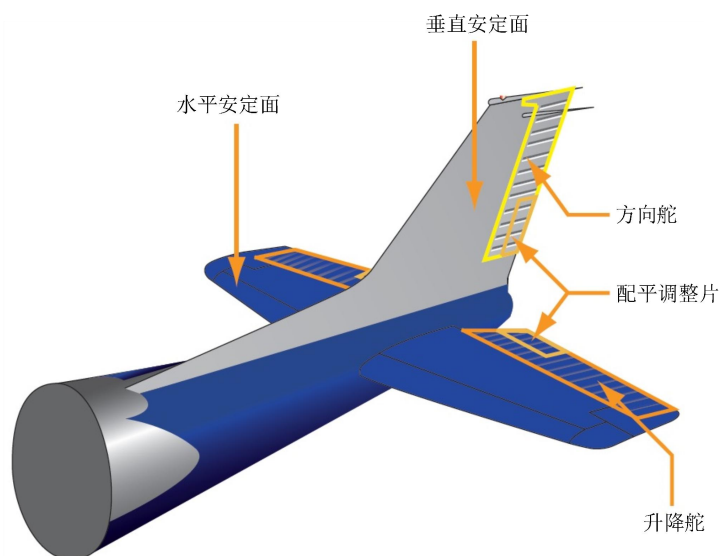


图 2-19 典型飞机的尾翼结构

方向舵安装在垂直尾翼的后部。飞行时，它用于使得飞机向左或者向右运动。在飞行转弯时，垂直方向舵需要和副翼配合使用。升降舵安装在水平尾翼的后面，用于控制在飞行中飞机向上或者向下运动。配平调整片是位于控制面的尾部边缘可活动的一小部分，这些可活动的配平片可以从驾驶舱控制，用于降低飞行操纵过程中的压力。

2.2.2.4 起落架

落架是飞机停放、滑行、起飞或者着陆时的主要支撑部分。大多数普通类型的起落架由轮子组成，但是飞机也可以安装浮筒以便在水上运作，或者安装用于雪上滑行的雪橇。如图2-20所示。

轮式起落架按照配置类型可以分为后三点式和前三点式。后三点式起落架的重心位于飞机主起落架的后部，前三点式起落架的重心位于飞机主起落架的前部。目前绝大多数民航飞机上都采用前三点式的起落架配置。



(a) 轮式起落架-前三点式



(b) 轮式起落架-后三点式



(c) 浮筒式起落架



(d) 滑橇式起落架

图 2-20 起落架

2.2.2.5 动力装置

动力装置是指为飞机飞行提供动力的整个系统，包括发动机、螺旋桨及其它附件，而其中最主要的部分是发动机。发动机的构造复杂，自成系统，独立于机体，是飞机的核心部件。

航空发动机分为活塞式发动机和喷气式发动机两大类。现代高速飞机主要使用喷气式发动机，而在小型、低速飞机上，由于经济性能好，易于维护，活塞式发动机还在大量使用。航空器动力装置的分类、组成和基本工作原理将在后续章节中详细介绍。

2.3 旋翼航空器的分类和基本组成

2.3.1 旋翼航空器的分类

旋翼航空器是指在航空器构造中有旋翼，并以旋翼旋转获得升力的航空器。传统意义上，旋翼航空器一般分为直升机和自转旋翼机两类，两者主要区别在于直升机以机身上的动力直接驱动旋翼旋转而获得升力；而自转旋翼机的动力则用于推动机身向前运动，旋翼本身并没有机身动力驱动，主要依靠迎面来的气流的相互作用产生升力。

2.3.1.1 直升机

直升机是以动力驱动的旋翼作为主要升力来源，能垂直起降的重于空气的航空器。直升机具有垂直起落、悬停等独特优势以及良好的低空低速特性，不需要有飞机起降时滑跑所需要的跑道和开阔的平地，既可以在山顶、峡谷、海上采油平台起降，也可以在地面、水面上悬停，因而获得了广泛的应用。

根据直升机的构造特点，又可分为单旋翼直升机和双旋翼直升机。单旋翼带尾桨式是直升机目前最主要的形式，这种直升机顶部安装一个大的旋翼，机身后伸出尾梁，在尾梁上装有尾部螺旋桨（简称尾桨）。尾桨的作用是平衡由于旋翼旋转而产生的使机身逆向旋转的扭矩，典型的单旋翼带尾桨式直升机如图 2-21 所示。

单旋翼带尾桨式直升机是最常见的直升机，这种型式的直升机优点是设计和制造简单，缺点是尾桨需要消耗一定的功率（通常悬停时占 8-10%，平飞 3-4%）；同时，尾桨安装在机身尾部，离地较低，易受地面障碍物影响、易对人员造成伤害，采用“涵道尾桨”和“无尾桨系统”（No tail rotor, NOTAR）结构可有效改善上述缺点。



(a) 空中巡逻



(b) 森林防火



(c) 吊装设备



(d) 海上救援

图 2-21 典型单旋翼带尾桨式直升机

双旋翼的直升机有多种形式，它们的共同点是两个旋转方向相反的旋翼，从而使旋翼的反作用力矩相互抵消保持机身不动，典型双旋翼直升机如图 2-22 所示。



(a) 纵列双旋翼直升机



(b) 共轴双旋翼直升机



(c) 横列双旋翼直升机



(d) 交叉双旋翼直升机



(c) 复合式直升机

图 2-22 典型双旋翼直升机

1.纵列式双旋翼直升机

这种型式的直升机的两套旋翼分别安装在机身前后端，后面的旋翼通常高于前面旋翼的旋转平面。两套旋翼转动方向相反，其反扭矩互相抵消。纵列式双旋翼直升机的优点是纵向稳定性好，重心定位范围广，重量效率高，机身有效容积大，但是传动系统复杂，平飞时诱导损失大，利用旋翼自转进行滑翔降落困难。通过升高后主旋翼的安装平面，可以有效解决后主旋翼受前主旋翼气流影响致使升力效率减小的问题。

2.共轴式双旋翼直升机

两套旋转方向相反的旋翼安置在一根轴上，旋翼的反扭矩相互平衡。共轴式双旋翼直升机的优点是旋翼尺寸小，机身短，正面阻力小，缺点是操纵系统及传动机构复杂，结构重量大。

3.横列式双旋翼直升机

这种直升机有两套位于机身两侧并在同一平面内的旋翼，它们的旋转方向相反。横列式双旋翼直升机的优点是操纵性及对纵轴和横轴的稳定性均好，平飞诱导阻力小。缺点是迎风面积大，阻力大，构造复杂，操纵系统复杂，结构重量增加。

4.交叉式双旋翼直升机

这种直升机明显特点是两旋翼轴分别向外侧倾斜，且横向轴距很小，所以两副旋翼在机体上方呈交叉状，旋翼转动方向相反，反扭矩互相抵消。

5.复合式直升机

这种直升机在常规旋翼基础上通过配置辅助推进或升力装置实现高速飞行。典型机型如

空客直升机公司的 X3 构型，该构型无尾桨，低速状态下，反扭矩由两侧螺旋桨的总距差动补偿，高速状态下反扭矩通过尾翼上可动舵面的偏转来平衡。

按起飞重量和发动机数量分类，直升机分为：（1）小型单发直升机起飞重量 2T 以下，典型机型如 R44、bell206；（2）轻型单发起飞重量 2-4T，典型机型如 bell407、H125；（3）轻型双发起飞重量 2-4T，典型机型如 bell429、H135、AW119；（4）中型双发 4-10T，典型机型如 H155、AW139、AC352；（5）大型多发起飞重量 10-20T，典型机型如 H225、KA32；（6）重型多发起飞重量大于 20T，典型机型如 MI26。

2.3.1.2 自转旋翼机

自转旋翼机利用前飞时的相对气流吹动旋翼自转以产生升力，由推进装置提供推力前进。自转旋翼机具有起降距离短、能低空低速飞行、简单轻巧、便于隐蔽等特点，但不能垂直起降，也不能悬停。由于旋翼为自传式，传递到机身上的力矩很小，无需像单旋翼直升机那样设置尾桨，但一般装有尾翼，以控制飞行。

自转旋翼机不能垂直起飞，若发动机空中停车，螺旋桨停转，在自转旋翼机作惯性前飞时，旋翼仍可自转提供部分升力，通过飞行员的正确操纵可实现安全滑翔降落。

2.3.1.3 其它类型的旋翼航空器

随着航空技术的发展，采用旋翼获得升力的新型航空器不断出现，旋翼航空器的内涵也进一步丰富。

多旋翼航空器（也称为多轴航空器），基本飞行原理仍是以机身动力直接驱动旋翼旋转而取得升力，但物理形态和适用范围又明显区别于传统直升机，而且品种众多，从旋翼数量的角度划分，也可将其单独列为一类。

倾转旋翼航空器是一种将固定翼飞机和直升机特点融为一体的新型航空器，其机身、机翼和普通固定翼飞机基本相似，但是其位于机翼两端的螺旋桨发动机可在水平状态和垂直状态之间转换，如图 2-23 所示。当螺旋桨发动机处于垂直状态时，可实现与直升机一样的垂直起降和悬停；当螺旋桨发动机处于水平状态时，产生向前的推力，使它能像固定翼飞机一样飞行；当螺旋桨发动机处于两种状态之间时，既产生升力，又产生推力，能使飞机以低速飞行。



图 2-23 典型倾转旋翼航空器

eVTOL（电动垂直起降飞行器）是一种电动化且不需要跑道即可垂直起降的飞行器。它通常采用多旋翼设计，通过电动机驱动旋翼实现垂直起降，并在达到一定高度后转为水平飞行，以实现长距离的航行。eVTOL 飞行器具有高效、环保、灵活的特点，适用于城市交通、物流运输、医疗急救等多种场景。相比传统直升机，载人 eVTOL 纯电驱动、噪声低、性价比高、更加环保，是一种更符合未来城市空中交通系统的产品。



图 2-24 eVTOL(电动垂直起降飞行器)

2.3.2 旋翼航空器的基本组成

2.3.2.1 典型直升机的基本组成

以单旋翼带尾桨式直升机为例，直升机的构造分为旋翼、尾梁和尾桨、机身、动力装置、起落装置、传动和操纵系统六个部分，如图 2-25 所示。

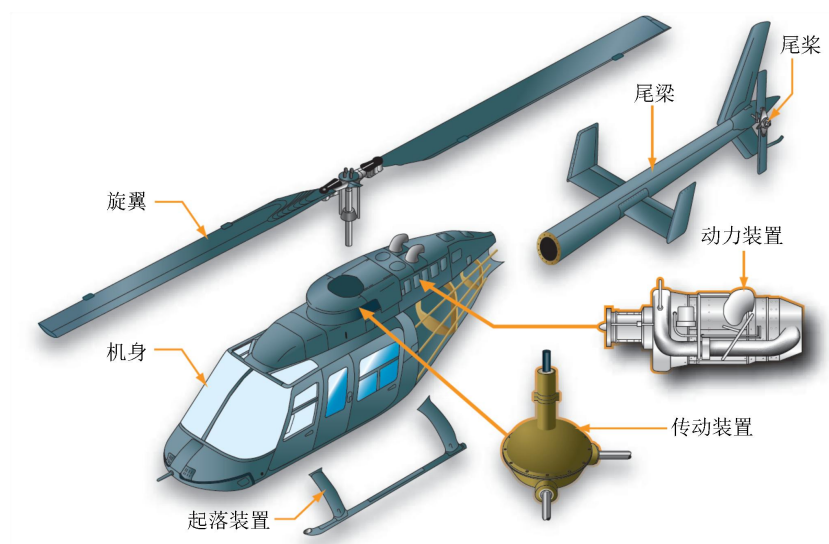


图 2-25 单旋翼直升机的组成

1. 旋翼

旋翼是直升机最关键的部位，不仅是直升机升力的来源，还是直升机水平运动的拉力的来源。旋翼由桨叶和桨毂组成。

2. 尾梁和尾桨

在常规布局中，尾桨是安装在直升机尾端的小螺旋桨，如图 2-26（a）所示。它产生的力矩，用以平衡旋翼旋转时给直升机的反作用扭矩，保持直升机飞行过程中的航向稳定，控制尾桨的推力大小，就可以进行航向操纵，使直升机转向。

图 2-26（b）为涵道尾桨，安装在尾撑端部的巨大开孔里，相当于给尾桨安上一个罩子，这样大大改善了安全性，不易打到周围的物体，同时也减小了噪声。涵道尾桨的缺点是风扇的包围结构带来较大的重量。

图 2-26（c）为无尾桨（No Tail Rotor, NOTAR），通过尾梁侧向引出的发动机高速气流所产生的反作用力来平衡空气对旋翼形成的反作用力矩。NOTAR 的噪声比涵道尾桨更低，安全性更好，技术也更为复杂。但气流的反作用力有限，主要用于轻型直升机。



(a) 常规尾桨



(b) 涵道尾桨



(c) 无尾桨

图 2-26 典型尾桨

3.机身

机身包括驾驶舱和机舱。机身把直升机的各部分连在一起，和飞机的机身的构造大体相同，最大的不同在于飞机的机身最大的受力部位在机翼和机身的结合部，而直升机的最大受力部位都在机身顶部旋翼的桨毂和机身结合部。

4.动力装置

直升机的动力装置主要提供旋转扭矩使旋翼和尾桨旋转。除部分轻型直升机使用活塞式发动机外，现代直升机多使用涡轮轴式发动机。由于涡轮的转速在每分钟几千转以上，而旋翼的转速只有每分钟几百转，因此需要在发动机之后装有主减速器，通过减速把动力传输给旋翼和尾桨。对直升机的发动机除要求重量轻和耗油率低之外，由于直升机经常用于短途飞行，它的工作场所离地面近，因而要求发动机部件有良好的耐疲劳性能和抗腐蚀性能。

5.着陆装置

直升机的着陆装置多数采用三轮或四轮起落架，用于着陆缓冲和地面滑跑。由于直升机速度低，除少数速度较高的直升机外，起落架一般不回收。部分直升机采用滑橇式起落架以减轻重量，为了在雪地或泥地上起降也使用这类起落架。为了在水面上起降，有的直升机装备专用的浮筒式起落架。

6.传动和操纵系统

直升机通过改变旋翼的桨距和倾斜旋翼平面的方向来改变飞行方向，它的传动和操纵系统和飞机有很大的区别。直升机的传动系统主要由传动轴、减速器、离合器等组成，它的功用是将发动机产生的动力传给旋翼和尾桨，并且保证它们具有合适的转速。直升机的操纵系

统分为油门变距系统、驾驶杆操纵系统和脚操纵系统三部分，用于控制直升机的飞行姿态和飞行方向。

2.3.2.2 自转旋翼机的基本组成

自转旋翼机组成结构比较简单，由机身、主旋翼、尾翼、动力装置、起落装置构成，还有整流罩和包皮等，如图 2-27 所示。

因为航空器结构上所受的应力和载荷作用位置不同，自转旋翼机和直升机的基本结构上有一定的区别。对于直升机机身，由于主桨毂同时承受推力和升力，需要建立一个中央结构来承载；而对于自转旋翼机，升力和推力是分开的，旋翼产生升力，发动机安装点传递推力。

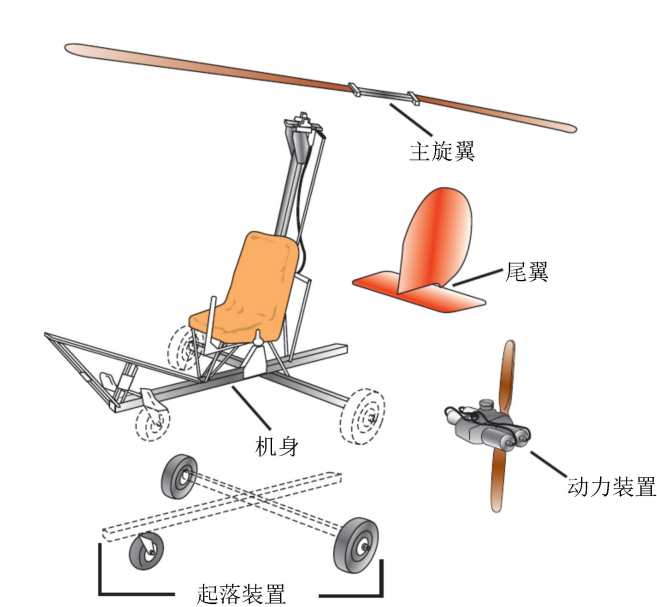


图 2-27 典型自转旋翼机的组成

2.3.2.3 多旋翼无人机的基本组成

多旋翼无人机作为多旋翼航空器的代表，基本结构一般由机架、动力装置和飞控等组成，如图 2-28 所示。

机架是多旋翼无人机的机身，其他结构的安装基础，起承载作用。电池主要为无人机提供能量，无人机多采用锂聚合物电池。电调全称电子调速器，主要用来控制电动机的转速。电机带动桨叶旋转使多旋翼无人机产生升力；桨叶旋转产生拉力或推力使无人机完成飞行活动。飞控作为无人机最重要的部件，能稳定无人机飞行姿态，并能控制无人机自主或半自主飞行。



图 2-28 典型多旋翼无人机的组成

1-机臂；2-电池；3-飞控；4-桨叶；5-电机；6-机架

2.3.3 无人遥控驾驶航空器

无人驾驶航空器是指没有机载驾驶员、自备动力系统的航空器，包括遥控航空器、自主航空器、模型航空器等。遥控航空器和自主航空器统一简称无人机。无人驾驶航空器系统（Remotely Piloted Aircraft Systems，简称 RPAS）是指无人驾驶航空器以及与其有关的遥控台（站）、控制链路等组成的完整系统。其中，遥控台（站）是指遥控无人驾驶航空器的各种操控设备（手段）以及有关系统组成的整体。民用无人驾驶航空器系统：是指除用于执行军事、海关、警察飞行任务外的无人机驾驶航空器系统，简称民用无人机系统。

《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例》中规定无人驾驶航空器按照性能指标分为微型、轻型、小型、中型和大型。

微型无人驾驶航空器，是指空机重量小于 0.25 千克，最大飞行真高不超过 50 米，最大平飞速度不超过 40 千米/小时，无线电发射设备符合微功率短距离技术要求，全程可以随时人工介入操控的无人驾驶航空器。

轻型无人驾驶航空器，是指空机重量不超过 4 千克且最大起飞重量不超过 7 千克，最大平飞速度不超过 100 千米/小时，具备符合空域管理要求的空域保持能力和可靠被监视能力，全程可以随时人工介入操控的无人驾驶航空器，但不包括微型无人驾驶航空器。

小型无人驾驶航空器，是指空机重量不超过 15 千克且最大起飞重量不超过 25 千克，具备符合空域管理要求的空域保持能力和可靠被监视能力，全程可以随时人工介入操控的无人驾驶航空器，但不包括微型、轻型无人驾驶航空器。

中型无人驾驶航空器，是指最大起飞重量不超过 150 千克的无人驾驶航空器，但不包括微型、轻型、小型无人驾驶航空器。

大型无人驾驶航空器，是指最大起飞重量超过 150 千克的无人驾驶航空器。

《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例》中规定从事中型、大型民用无人驾驶航空器系统的设计、生产、进口、飞行和维修活动，应当依法向国务院民用航空主管部门申请取得适航许可。

从事微型、轻型、小型民用无人驾驶航空器系统的设计、生产、进口、飞行、维修以及组装、拼装活动，无需取得适航许可，但相关产品应当符合产品质量法律法规的有关规定及有关强制性国家标准。

第3章 空气动力学基础

3.1 大气环境

3.1.1 大气的组成

大气是由多种气体混合而成，主要成分是氮气和氧气。按体积计算，氮气约占 78%，氧气约占 21%。余下 1% 是氩、二氧化碳、氖、氦、氪、氢等其它气体。除了气体之外，大气中还含有水蒸气和尘埃颗粒。

大气中组分是不稳定的，无论是自然灾害，还是人为影响，特别是工业生产，会使大气中出现新的物质，或某种成分的含量过多地超出了自然状态下的平均值，或某种成分含量减少，都可能给人类造成危害。

3.1.2 大气层的结构

大气层紧紧包围着地球，厚度大约在 1000 千米以上，但没有明显的界限。这里，我们按照大气温度随高度的分布特征，把大气层分为对流层、平流层、中间层、暖层（电离层）和散逸层，如图 3-1 所示。

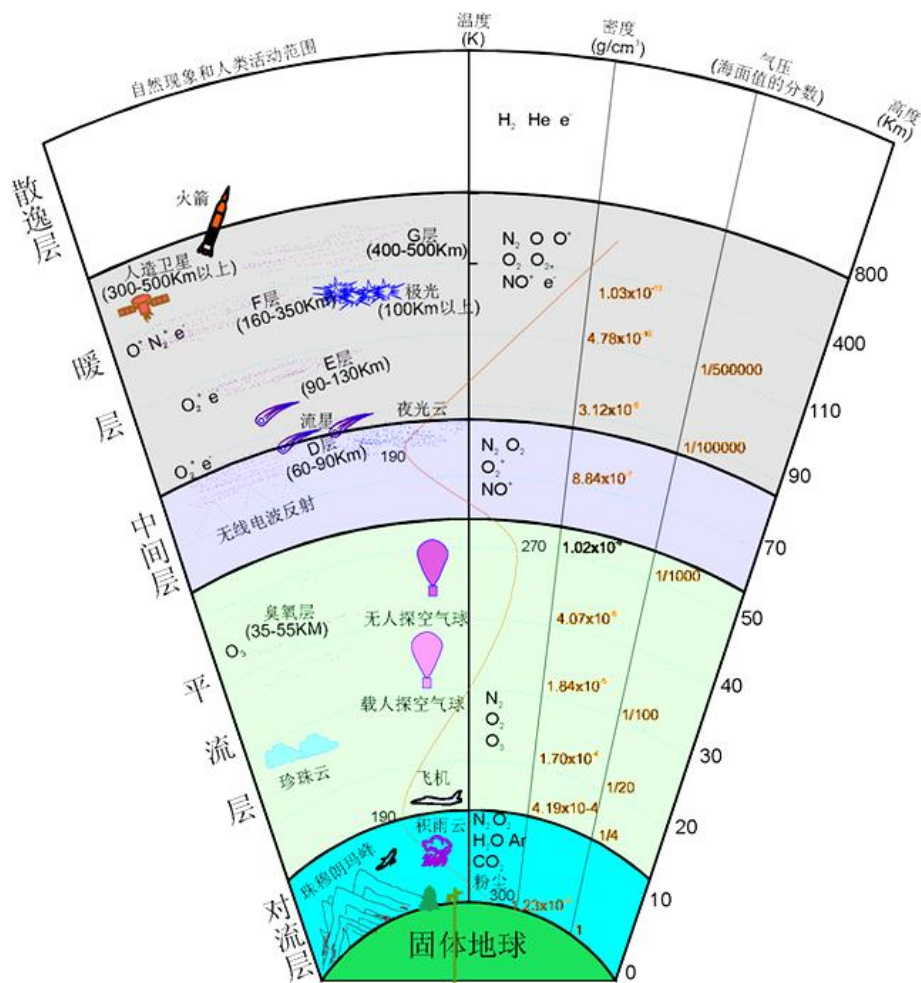


图 3-1 大气层的结构

1.对流层

对流层是贴近地球表面的一层，在地球中纬度地区，它的顶层距地面约为 11 千米，在地球赤道较高，约为 17 千米， 在两极较低，约为 7 到 8 千米。由于地心引力的作用，大气全部质量的 3/4 和全部水蒸汽都集中在这一层，所以对流层是天气变化最复杂的一层，有云、雨、冰雹等现象。在此高度内存在空气的水平流动和垂直流动，形成水平和垂直方向的突风；大气的物理参数（压强、密度、温度和声速）均随高度的增加而降低。这一层是航空器活动的主要区域。

2.平流层

平流层位于对流层之上，顶层离地面约 50 千米。在平流层的下半部（约 20 千米以下），其温度几乎不随高度而变化，常年平均值为-56.5℃。平流层的上半部由于臭氧含量较多，能强烈吸收紫外线辐射，随高度的增加温度开始上升，直到顶部温度上升到 0℃左右。平流层

中的空气稀薄，空气密度小，飞机的空气动力性能受到影响，操纵时飞机反应迟缓。

航空器一般活动在对流层和平流层的下部，即从地面起 18 千米高度之内，没有座舱增压装置的飞机和小型喷气飞机在 6 千米以下的对流层中飞行；大型和高速喷气客机装有增压装置，可在 7 到 13 千米的对流层顶部和平流层中飞行，这里几乎没有垂直方向的气流运动，飞机飞的平稳，而且空气稀薄，飞行阻力小，因而飞机可以较高的速度飞行，节约燃料，经济性好。现代民航运输的大部分活动就是在这一层中进行，超声速飞机和一些高速军用飞机，为了减少阻力，巡航在 13.5 千米到 18 千米甚至更高的高空。

3.中间层

高度在离地表 50 到 85 千米的一层，温度随高度增加而下降，到离地表高度 85 千米的中间层顶，温度接近最小值，约为 -80°C 。在该层空气十分稀薄，又出现比较强的垂直对流作用。

4.暖层（电离层）

暖层又被称为电离层，高度位于中间层之上，上界可达 800 千米以上的大气层。电离层中的空气处于高度的电离状态，氮氧分子电离成为离子和自由电子，带有很强的导电性，能吸收、反射和折射无线电波。所以这一层对无线电通信很重要。由于太阳辐射和宇宙高能粒子的作用，这一层的温度再次升高，再次出现随着高度增加而气温上升的现象。这一层的空气密度极小，声波已经无法传播。

5.散逸层

散逸层是大气的最外层，从电离层顶部到大气层的最外缘。由于大气向上越来越稀薄，地心引力减弱，以致一个气体质点被碰撞出这层后，就很难有机会再被上层气体撞回来，而进入宇宙空间了。散逸层是一层相当厚的过渡层，其高度约为 2000 到 3000 千米，该层温度也随高度增加而升高。

3.1.3 大气的重要物理参数

组成大气的各种气体分子都在不停地、无规则地（以不同的运动方向和运动速度）运动着，并产生相互碰撞。大气分子运动的动能以压力和热能的形式表现出来。

表示大气物理状态的物理参数主要是密度、温度和压强。另外，与航空器飞行有关的物

理参数还有黏性、压缩性、湿度和声速等。

1. 大气密度

大气密度是指单位体积内的空气质量，简单说就是空气稠密的程度。由于地球引力的作用，大气的密度随高度的增加而减小，近似按指数曲线变化。在 22000 英尺（6700 米）高度，大气密度约为海平面大气密度的一半。

2. 大气温度

大气温度是指大气层内空气的冷热程度。温度的高低表明了空气分子不规则热运动平均速度的大小。分子运动速度大，即分子的平均动能大，则大气的温度高；分子运动速度小，即分子的平均动能小，则大气的温度低。

度量温度的单位有：摄氏温度（℃）、华氏温度（°F）和绝对温度（K）。摄氏温度将一个标准大气压下纯水的冰点定为 0 度，并将纯水的冰点和沸点之间等分为 100 格。华氏温度将一个标准大气压下纯水的冰点定为 32 度，并将纯水的冰点和沸点之间等分为 180 格。绝对温度是将气体分子停止不规则热运动时，即分子运动速度为零时的温度作为零度，温度间隔也是将一个标准大气压下纯水的冰点和沸点之间等分为 100 格。绝对温度的零度相当于摄氏负 273.15 度。三者关系可表示为：

$$^{\circ}\text{C} = (^{\circ}\text{F} - 32) \cdot 5/9 \quad (3-1)$$

$$\text{K} = 273.15 + ^{\circ}\text{C} \quad (3-2)$$

在大约 11 千米高度以下的大气层内，随着高度的增加，大气温度下降，近似按线性变化，大约每升高 1000 米温度下降 6.5℃。

3. 大气压强

大气压强是指大气层内空气的压强，即物体单位面积上承受的空气的垂直作用力。空气对物体表面产生压力的原因有两个：一个是上层空气的重量对下层空气造成了压力，在垂直方向上，越向上，大气压强就越低。另一个原因是空气分子不规则的热运动。由于空气分子不规则的热运动使空气分子彼此间互相碰撞而产生压力，所以在同一个高度上，由于空气温度不同，大气的压强也是不均匀的。在一定温度下，大气压强随高度的变化趋势如图 3-2 所示。

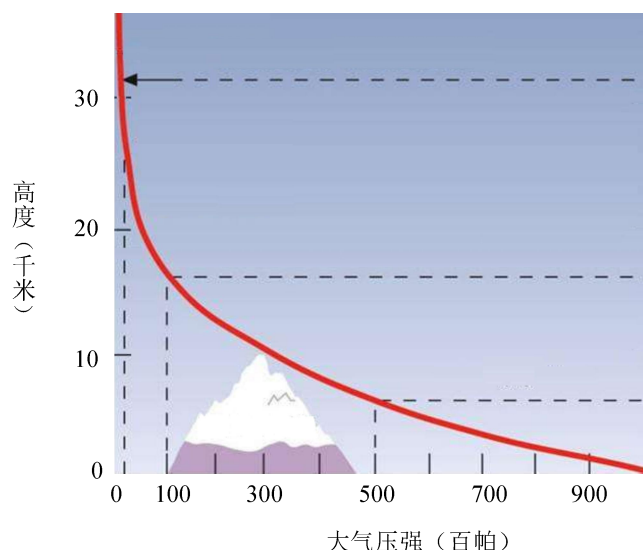


图 3-2 大气压强随高度的变化示意图

常用标识气压的单位有：帕斯卡（Pa）、毫米汞柱（mmHg），在航空中也经常使用英制单位英寸汞柱（inHg）、磅/平方英寸（PSI）等。因为大气压力随高度和温度变化，所以规定在海平面，温度为 15°C 时的大气压强为一个标准大气压（Atm），通常可表示为：29.92 英寸汞柱（inHg）或 760 毫米汞柱（mmHg）、1013.25 百帕（hPa）、14.6959 磅/平方英寸（PSI）。

航空领域内常用的气压值为场面气压、修正海平面气压以及标准海平面气压。场面气压是机场着陆区域内最高点的气压值。修正海平面气压是由场面气压按照标准大气状况推算到平均海平面的气压值。标准海平面气压是标准大气状况下海平面的气压值。

4. 湿度

大气的湿度是指大气的潮湿程度，通常用相对湿度来表示。相对湿度是指大气中所含水蒸汽的量与同温度下大气能含有的水蒸气最大量之比。当相对湿度为 100% 时，说明大气中含有的水蒸气量已达到了最大值，水蒸气处于饱和状态。

不同温度下，大气所能含有的水蒸气最大量是不同的，温度越高，它能含有的水蒸气最大量越大。因此，随着温度的降低，大气的相对湿度会增加。使大气的相对湿度达到 100% 时的温度称为露点温度。露点温度表示大气中的水蒸气已达到了饱和状态并开始凝结，从而形成云、雾、降水等各种气象现象。这些现象都会对飞行器的飞行带来影响，所以露点温度对飞行器的飞行来说是十分重要的。

水蒸气的密度约等于干空气的 5/8，含有水蒸气的空气比干空气密度小，重量轻，这对

飞机的起飞性能也会产生影响。飞机在潮湿天气起飞时，需要跑道长度要比干燥天气起飞的跑道长。

高空中因水汽凝结常产生一些特殊的天气现象，如喷气式飞机在高空飞行时，机身后边会出现一条或数条长长的云带，一般是由飞机排出的废气与周围环境空气混合后，水汽凝结而成的特殊云系，称为飞机“尾迹云”，如图 3-3 所示。



图 3-3 飞机尾迹云

5.黏性

当流体内两相邻流层的流速不同时，或流体与物体间发生相对运动时，两个流层接触面上或流体和物体接触面上便产生相互粘滞和相互牵扯的力，这种特性就是流体的黏性。流体的黏性力与相邻流层的速度差、接触面的面积成正比，和相邻流层的距离成反比。不同的流体具有不同的粘度系数，气体的黏性系数随温度升高而增大，液体的黏性系数随温度升高而减小，气体和液体具有完全不同的黏温特性。

大气的黏性比较小，但对航空器飞行的影响却不能忽略。大气的黏性主要是由于大气中各种气体分子不规则运动造成的。当大气流过物体时，在具有较大横向速度梯度的区域或具有很大温度梯度的区域，比如紧贴物体表面的流层内、物体后面存在大量旋涡的尾流区内、高速气流形成的激波区域内，空气的黏性力比较大，空气的黏性表现的比较明显。而在其它远离物体的外部区域，空气的黏性表现的很不明显，一般情况下可以忽略空气的黏性作用。没有黏性的流体称为理想流体，当不考虑黏性作用时，可以把空气当作理想流体。

6.可压缩性

空气的可压缩性是指一定量的空气，在压力或温度发生变化时，其体积和密度也随之发

生变化的特性。凡是物质都具有一定程度的可压缩性，但不同状态的物质可压缩性有着明显的差异。在相同的压力变化量的作用下，密度的变化量越大的物质，可压缩性就越大。液体的密度变化量极小，可以看作是是不可压缩的。而空气由于分子之间距离较大、分子之间吸引力较小，它的可压缩性表现的十分明显。

在低速飞行时，大气的压力变化一般不大，密度的变化也很小，大气的压缩性对飞行器的飞行影响很小，可以忽略大气的压缩性，将大气看成不可压缩的流体。但在高速飞行时，由于速度变化引起的压力和密度的变化比较大，大气的压缩性对飞行器的飞行影响不可忽略，这时，就必须考虑大气的可压缩性。

7. 声速

声速是小扰动在介质中的传播速度，单位是米/秒。在高速飞行时，声速是影响飞行阻力的重要因素。它受大气温度和密度的影响。温度高，声速大；密度高，声速也大。因而，在对流层中声速随高度升高而减小，在同温层中，温度几乎不变，空气密度已经很小，对声速影响不大，声速基本保持不变。

声速的平方等于介质压力变化量与密度变化量之比。在相同的压力变化量作用下，介质可压缩性越大，密度的变化量越大，声速就越小；反之，介质可压缩性越小，密度的变化量越小，声速就越大。液体几乎是不可压缩的，声波在液体中的传播速度要比在大气中的传播速度大得多。因此，可以把声速的大小看成是表示介质压缩性大小的一个指标。

声速与传播介质的性质有关，同一种介质中，声速的大小只随介质的温度而变化。大气层中，海平面大气的温度较高，声速也较大；随着高度的增加，大气的温度下降，声速也随之降低。这表明高空的大气更容易被压缩。

3.1.4 国际标准大气（ISA）

飞行器在大气层中飞行时，其飞行性能与大气的物理性质密切相关。而大气的物理性质（密度、温度、压力等）都会随着地理位置、高度、季节、时间等不同而变化。同一架飞机在不同地点试飞会得出不同的飞行性能；在同一地点不同季节、时间试飞也会得出不同的结果。在设计、计算飞机飞行性能时也需要有一个标准的大气物理参数可以采用。为了便于计算、整理和比较飞机的试飞结果并给出标准的飞机性能数据，必须有一个标准的大气状态作

为基准，为此制定了国际标准大气。

国际标准大气（International standard atmosphere, ISA）是由国际民航组织（ICAO）制定的，它是以北半球中纬度地区大气物理性质的平均值为依据，加以适当的修正建立的。

国际标准大气包括以下主要内容：

大气是静止的、相对湿度为零的、洁净的完全气体。大气的物理参数—密度、温度和压力的关系服从完全气体的状态方程，即：

$$p = \rho RT \quad (3-3)$$

在状态方程中， p 为大气压强（N/m²）， ρ 为大气密度（kg/m³）， R 为气体常数（J/Kg.k）， T 为大气的绝对温度（K）。

从状态方程可以得出：压力不变，密度和温度成反比；密度不变，压力和温度成正比；温度不变，密度和压力成正比。

以海平面作为计算高度的起点，即海平面处 $H=0$ 。在该处的大气物理参数： $p=760\text{mmHg}$ （1013.25hPa）； $T=15^\circ\text{C}$ （288.15K）； $\rho=1.225\text{kg/m}^3$ ；声速 $a=340.29\text{m/s}$ 。

根据海平面大气物理参数值，计算出各个高度上标准大气的物理参数见表 3-1。

从表 3-1 中可以看出，随着高度的增加，大气的密度和压力都在减小。温度的变化却比较复杂，在 11 千米以下的对流层内，每上升 1 千米，温度下降 6.5K（6.5°C）。在平流层的底部（11000 米到 20000 米之间），大气的温度为常值 216.650K（-56.50°C），在平流层的上部，温度又开始回升。声速随温度的变化而变化，在对流层内，高度上升，温度下降，声速减小；在平流层的底部，温度不变，声速保持常数；在平流层的上部，高度增加，温度上升，声速增大。

国际标准大气提供了一个不随地理位置、季节和时间变化的标准大气环境。各类飞机技术手册中列出的飞行性能数据是在国际标准大气的条件下得出的，要得出在实际大气情况下飞机的飞行性能必须根据实际大气情况对性能数据进行修正。

表 3-1 国际标准大气

高度 (米)	大气温度 (K)	大气压强 (百帕)	大气密度 (千克/立方米)	声速 (米/秒)
0	288.150	1013.25	1.2250	340.29
1000	281.651	898.76	1.1117	336.43
2000	275.154	795.01	1.0066	332.53
3000	268.659	701.21	0.9093	328.58
4000	262.166	616.60	0.8194	324.59
5000	255.676	540.48	0.7364	320.55
6000	249.187	472.17	0.6601	316.45
7000	242.700	411.05	0.5900	312.31
8000	236.215	356.51	0.5258	308.11
9000	229.733	308.00	0.4671	303.83
10000	223.252	264.99	0.4135	299.53
11000	216.774	226.99	0.3648	295.15
12000	216.650	193.39	0.3119	295.07
13000	216.650	165.79	0.2666	295.07
14000	216.650	141.70	0.2279	295.07
15000	216.650	121.11	0.1948	295.07
16000	216.650	103.52	0.1665	295.07
17000	216.650	88.497	0.1423	295.07
18000	216.650	75.652	0.1217	295.07
19000	216.650	64.674	0.1040	295.07
20000	216.650	55.293	0.0889	295.07
21000	217.581	47.289	0.0757	295.70
22000	218.574	40.475	0.0645	296.38
23000	219.567	34.668	0.0550	297.05
24000	220.560	29.717	0.0469	297.72
25000	221.552	25.492	0.0401	298.39
26000	222.544	21.883	0.0343	299.06
27000	223.536	18.799	0.0293	299.72
28000	224.527	16.161	0.0251	300.39
29000	225.518	13.904	0.0215	301.05
30000	226.509	11.970	0.0184	301.71

无论是把实际飞行结果换算成标准大气条件下的结果，还是从标准大气条件下的性能数据得出实际大气情况下飞机的飞行性能，都要进行各种修正，进行实际大气和国际标准大气

之间的互相换算。这种换算的主要工作是要确定实际大气和国际标准大气的温度偏差，即 ISA 偏差，以此作为确定飞机性能的基本条件。

3.2 空气动力学基本原理

3.2.1 流体基本概念

3.2.1.1 流场、定常流和非定常流

流体流动所占据的空间称为流场。在流场中的任何一点处，如果流体微团流过时的流动参数，如速度、压力、温度、密度等随时间变化，这种流动就称为非定常流，这种流场被称为非定常流场。反之，如果流体微团流过时的流动参数（速度、压力、温度、密度等）不随时间变化，这种流动就称为定常流，这种流场被称为定常流场。在定常流场中，只要点的位置确定了，流体微团的流动参数也就确定了，与时间无关。

3.2.1.2 流线、流线谱、流管和流量

在流场中，空气微团流过的路线（轨迹）称为流线。在流线每一点上，曲线的切线方向正是流体微团流过该点时流动速度的方向。在流场中，用流线组成的描绘流体微团流动情况的图画称为流线谱。图 3-4 就是描绘气流低速流过翼型的流线谱。如果流线谱不随时间变化，它所描绘的就是定常流。在流场中取一条不是流线的封闭曲线，通过曲线上各点的流线形成的管形曲面称为流管，如图 3-5 所示。因为通过曲线上各点流体微团的速度都与通过该点的流线相切，所以只有流管截面上有流体流过，而不会有流体通过管壁流进或流出。

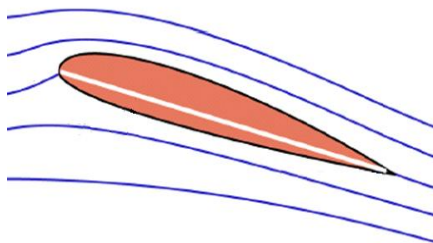


图 3-4 低速气流绕翼型的流动

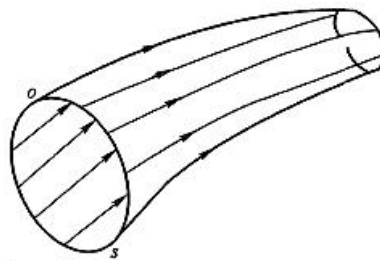


图 3-5 流管

若流管横截面积为 A ，流体密度为 ρ ，在横截面上的流速为 v ，那么单位时间流过截面 A 的流体体积为 Av ，称为流体的体积流量。单位时间流过截面 A 的流体质量为 ρAv ，称为流体的质量流量。

$$q_m = \rho A v \quad (3-4)$$

式中, q_m 为质量流量, 单位 kg/s。

3.2.2 相对性原理

空气动力学研究物体和空气作相对运动时, 空气的运动规律及其作用力的规律。在这种相对运动过程中, 空气作用在物体上的力叫做空气动力, 它是空气作用在物体外表面上的分布力的合力。

作用在飞机上的空气动力取决于飞机和空气之间的相对运动情况, 而与观察、研究时所选用的参考坐标无关。也就是说, 当飞行器以某一速度在静止空气中运动时, 飞行器与空气的相对运动规律和相互作用力, 与当飞行器固定不动而让空气以同样大小和相反方向的速度流过飞行器的情况是等效的。这就是相对性原理。

空气相对飞机的运动称为相对气流, 相对气流的方向与飞机运动的方向相反, 见图 3-6。只要相对气流速度相同, 产生的空气动力也就相等。将飞机的飞行转换为空气的流动, 使空气动力问题的分析大大简化。风洞实验就是根据这个原理建立起来的。

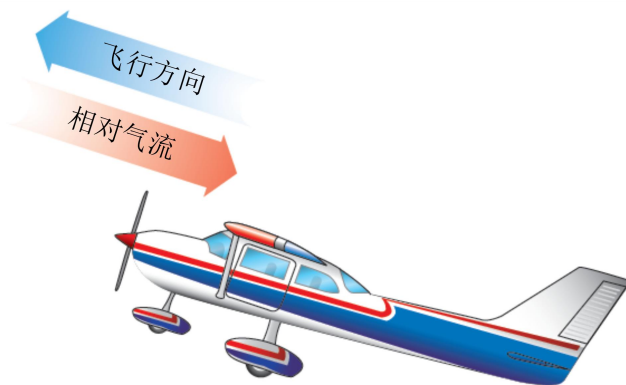


图 3-6 飞行方向和相对气流方向

3.2.3 连续性方程

实际空气是由一个个分子组成的, 分子之间存在间隙, 它们不断地作随机运动。如果我们在分析飞行器与空气作相对运动和它们之间的相互作用时, 忽略空气的微观结构, 而只考虑它的宏观特性, 也就是把空气看成连绵的、没有间隙的流体, 这个假设叫做连续性假设。

连续性方程是质量守恒定律在流体定常流动中的应用。图 3-7 表示远方气流以速度 v 绕

流过机翼翼型的定常流线谱，选中一根流管及该流管的三个横截面 1、2、3。由式（3-4）可知：流体流过三个横截面的质量流量分别等于 $q_{m1} = \rho_1 A_1 v_1$ ， $q_{m2} = \rho_2 A_2 v_2$ ， $q_{m3} = \rho_3 A_3 v_3$ 。流管性质决定了流管内的流体不能穿越管壁流到管外，流管外的流体也不能穿越管壁流到管内，根据质量守恒定律（质量不会自生也不会自灭），可以得出 $q_{m1} = q_{m2} = q_{m3}$ 。

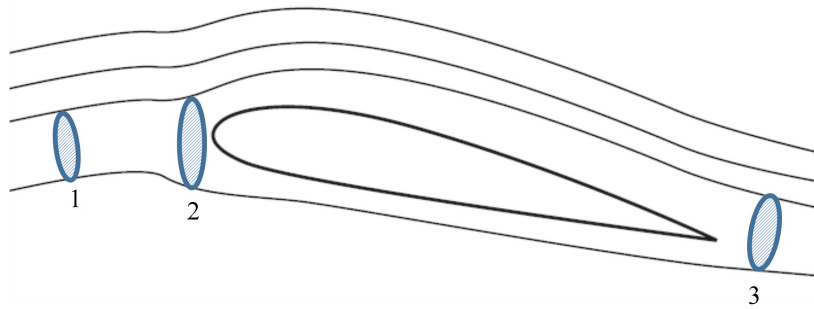


图 3-7 绕翼型的流线谱

连续性方程可以表述为：在定常流动中，流体连续并稳定的在流管中流动，通过流管各截面的质量流量相等。即：

$$\rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2 = \rho_3 A_3 v_3 = \dots \quad (3-5)$$

式中， ρ_1 、 ρ_2 、 $\rho_3 \dots$ 是流体流过各截面时的密度； A_1 、 A_2 、 $A_3 \dots$ 是流管各截面的面积； v_1 、 v_2 、 $v_3 \dots$ 是流体流过各截面时的速度。

当低速飞行时，可以把大气看成是不可压缩的流体，即密度 ρ 等于常数，连续性方程可以简化为：

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 = A_3 v_3 = \dots \quad (3-6)$$

这说明流体的流速与流管的横截面积成反比：流管变细，流线变密，流速变快；流管变粗，流线变疏，流速变慢。

3.2.4 伯努利定理

飞机的升力主要是由机翼和空气的相对运动而产生的。18 世纪瑞士科学家伯努利(Daniel Bernoulli)通过对流体运动的深入研究建立了伯努利定理后，流体运动的基本力学原理才得以展示，并出现了流体力学，从而奠定了飞机在空气中运动的理论基础。

伯努利方程是能量守恒定律在流体流动中的应用。能量守恒定律是说在一个与外界隔绝的系统中，不论发生什么样的变化和过程，能量只能由一种形式转变为另一种形式，但能量的总和保持恒定。伯努利方程所阐述的是：当不可压缩的、理想的流体，在一个与外界没有能量交换的系统中做定常流动时，系统中的机械能可以互相转换，但总能量保持不变。

低速理想绝热流的伯努利方程，只适用于低速空气动力学的不可压缩的、理想的流体。流动中流体的能量只在压力能、动能和重力势能之间互相转换。流体在同一流管中流动，流管高度变化很小，可以认为流体的重力势能不变。这样在流动中只有压力能和动能之间的相互转换。压力能是由于流体有压力而具备的做功能力，单位体积流体所具有的压力能用 p 来表示。动能是由于流体有速度而具备的做功能力，单位体积流体所具有的动能用 $\frac{1}{2}\rho v^2$ 来表示。这样，伯努利方程数学表达式可写成：

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = p_0, \quad p_0 \text{ 为常数} \quad (3-6)$$

式中， p 为静压，指单位体积流体具有的压力能。在静止的空气中，静压等于大气压力。 $\frac{1}{2}\rho v^2$ 为动压，指单位体积流体具有的动能。其中 ρ 是空气的密度， v 是流体的运动速度。 p_0 为总压，指静压和动压之和。

将式（3-5）的连续方程和式（3-6）伯努利方程一起考虑，可以得出以下结论：不可压缩的、理想的流体在进行定常绝热流动时，流管变细，流线变密，流体的流速将增加，流体的动压增大，静压将减小；反之，流管变粗，流线变疏，流体的流速将减小，流体的动压减小，静压将增加。

图 3-8 所示的实验可以定性的说明这个结果。在忽略了空气可压缩性的情况下，当空气以某一速度连续稳定地流过管道时，在管截面最细处的速度最快，空气的压力下降的最多；在管截面最粗处的速度最慢，空气的压力下降的最小。

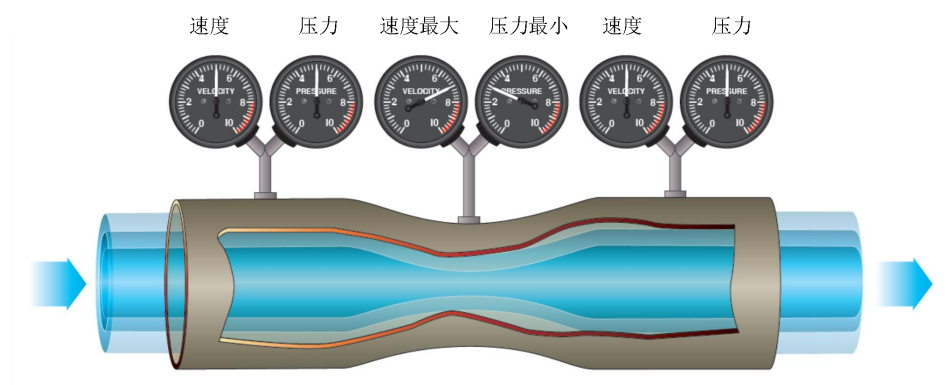


图 3-8 流速和压力的关系

通过图 3-8 实验可以说明飞机机翼气动升力的产生。当气流流过机翼表面时，由于气流的方向和机翼所采用的翼型，在机翼表面形成的流管变细或变粗，流体中的压力能和动能之间发生转变，在机翼表面形成不同的压力分布，从而产生升力。

3.2.5 伯努利定理的应用

伯努利定理是流体力学中的一个重要定律，描述了流体在不同速度下的压力变化关系。它在许多领域都有广泛的应用，以下是一些常见的应用场景：

飞机上方的机翼比下方更加曲率，因此飞机上方的气流速度更快，根据伯努利定理，上方气流的压力较低，形成向上的升力，使飞机能够在空中飞行。

烟囱顶端的气流速度更快，压力更低，而烟囱底部的气流速度较慢，压力较高，根据伯努利定理，产生了相应的气流差异和气流上升的效应，促进了烟囱中烟气的排放。

伯努利原理可以应用于人体血液循环的研究中。心脏的血液泵送作用使得动脉血在血管中流动，而在狭窄的血管部分，血液速度加快，根据伯努利定理，血液压力相应降低，保证了血液能够流动到全身各个部分。

喷气装置是将压缩空气转化为动力的关键装置，利用伯努利定理可以有效增加气流的速度。例如火箭喷气发动机、汽车喷射式发动机等，通过喷气装置将气流高速喷出所产生的反作用力驱动物体前进。

在乐器中，如笛子、口琴等，通过空气在缝隙中高速流动产生的压力差异而发声。根据伯努利定理，空气在缩小的管道中速度增加，压力降低，从而使乐器发出不同的音调。

除了以上应用外，伯努利定理在风洞实验、气候预测、涡流技术、风力发电等领域也有

广泛应用。总的来说，伯努利定理在研究和应用流体力学方面发挥着重要的作用。

3.3 作用在飞机上的空气动力

飞机能在空中飞行最基本的是有一股力量克服了重力把飞机托举在空中，我们称这股力量叫升力。飞机在空中能向前飞行，还必须有力装置产生推力克服阻力使之向前运动。无论是升力还是阻力，都是飞机飞行时，空气作用在飞机上的力。空气作用在与之有相对运动物体上的力称为空气动力。

飞机飞行时，作用在飞机各部件上的空气动力的合力叫做飞机的总空气动力，用 R 表示。总空气动力 R 的作用点叫压力中心，总空气动力在垂直来流方向上的分量叫升力，用 L 表示，在平行来流方向上的分量叫阻力，用 D 表示，见图 3-9。

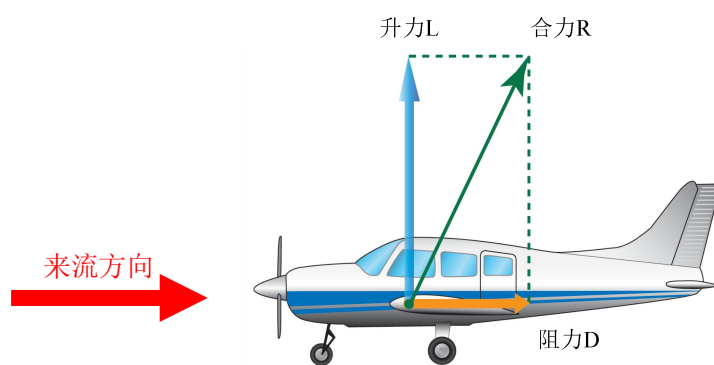


图 3-9 飞机的总空气动力、升力和阻力

3.3.1 升力的产生

飞机的升力主要由机翼来产生。气流流过机翼表面时，在机翼上下表面形成的压力差产生了升力。图 3-10 用流线描述了气流流过机翼的情况，相对气流与机翼弦线之间的夹角叫做迎角，用 α 来表示。相对气流从机翼弦线的下方吹来，迎角为正；相对气流从机翼弦线的上方吹来，迎角为负。

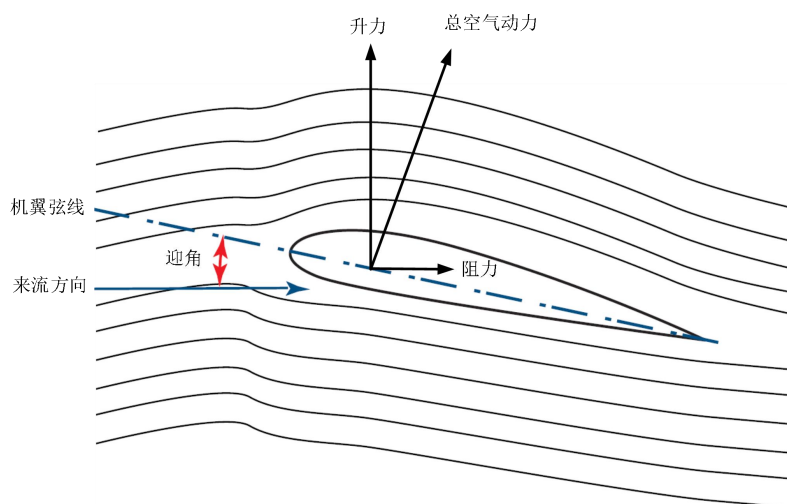


图 3-10 小迎角条件下翼剖面上的空气动力

在低速流动中，忽略了空气的压缩性和黏性，由于总压为定值，机翼上表面的气流速度加大，静压下降；相反，机翼下表面的气流速度减小，静压上升。因此，在机翼表面形成了如图 3-11 所示的压力分布情况。机翼上表面各点为负压，用垂直机翼表面箭头向外的矢量表示。机翼下表面各点为正压，用垂直机翼表面箭头向内的矢量表示。将各矢量的外端点用光滑曲线连接起来就得到了机翼表面的压力分布图。

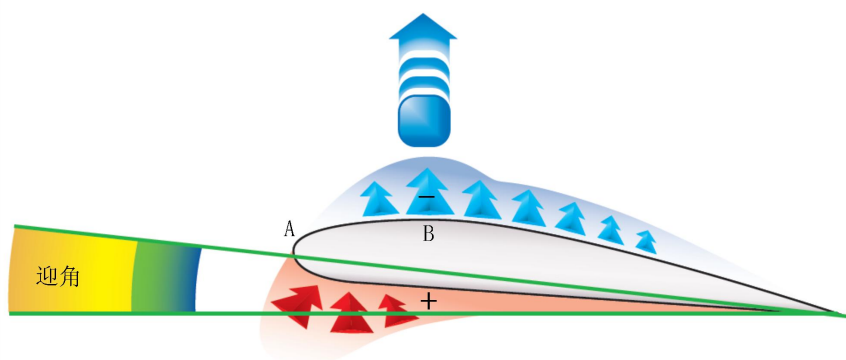


图 3-11 机翼压力分布的矢量表示方法

将作用在机翼上下表面分布的气动力合成就得到了作用在机翼上的气动力的合力，是一个主要向上并略向后倾的力。这个力在垂直来流方向上的分量就产生了升力，在平行气流方向的分量叫阻力。合力的作用点就叫做机翼的压力中心。因为作用在机翼上的气动力合力的方向基本是垂直来流向上的，所以，机翼产生的升力远远大于阻力。在机翼表面的压力分布图（图 3-11）中：在机翼的前缘 A 点，气流速度减小到零，正压达到最大值，此点称为驻点。

机翼上表面 B 点, 气流速度最大, 负压达到最大值, 称为最低压力点。

3.3.2 阻力的产生和分类

物体在空气中运动必然会受到空气的阻滞, 这种阻滞作用就是阻力。飞机阻力按形成的原因可以分为摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力、诱导阻力和激波阻力。其中, 前四种阻力是在低速飞行时产生的, 激波阻力只在高速飞行时遇到。下面在介绍飞机的阻力之前, 先了解一些与空气黏性有关的空气流动状态。

3.3.2.1 气流在机体表面的流动状态

1. 附面层

由于空气有黏性, 当它流过不是绝对光滑的机体表面时, 机体表面对紧贴机体表面的气体微团产生阻滞力使其流速降为零, 这层气体微团又阻滞与它相邻的外层气体微团, 使其流速下降。由于空气的黏性产生阻滞力一层一层的向外影响下去, 就在机体表面形成了沿机体表面法向, 流速由零逐渐增加到外界气流流速的薄薄的一层空气层, 这就叫做附面层。

在附面层内, 流体速度的减小是由于气体黏性摩擦力所致, 减小的动能并没有转变为压力能, 所以在机体表面处各点气流的压强并不会因为流速的减小而增加。附面层内气流的流动对边界以外流体流动的影响可以忽略不计, 但边界外气流的流动对附面层内的流动起着控制的作用。

2. 层流附面层和紊流附面层

根据附面层内气体的流动状态, 可以将附面层分为层流附面层和紊流附面层。

气体流过机体表面时, 前段是层流附面层, 流体微团层次分明地沿机体表面向后流动, 上下各层之间的微团相互不混淆。在层流附面层内, 各流层之间的阻滞力是由黏性引起的。而到了后段, 气体微团除向后流动外, 还上下乱窜、互相掺和, 已分不清流动的层次, 形成了紊流附面层。附面层由层流状态转变为紊流状态叫转捩, 流动状态的转变区域叫转捩段, 见图 3-12。

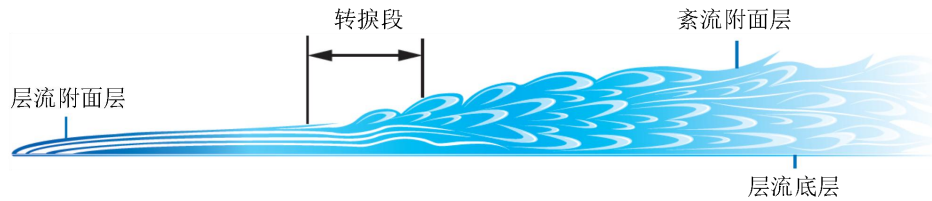


图 3-12 附面层的转捩

附面层由层流状态转变为紊流状态的主要原因是：气流流过机体表面的距离越长，附面层越厚，附面层内的分层流动越不稳定。机体表面过于粗糙、凹凸不平（油污、脏物、突出的铆钉头、蒙皮接缝）等又不断地对附面层施加扰动，使已不稳定附面层的流线上下脉动，扭曲变形，最后导致了附面层的转捩。紊流附面层除了厚度要比层流附面层的厚，在紊流附面层的底层，机体表面对气流的阻滞作用也要比层流附面层大得多。

3.3.2.2 摩擦阻力

摩擦阻力是由于空气有黏性而产生的阻力，存在于附面层内。机体表面给气体微团向前的阻滞力，使其速度下降，气体微团必定给机体以大小相等方向向后的作用力，这个力就是摩擦阻力。在紊流附面层的底层，机体表面对气流的阻滞作用要比层流附面层大得多，所以，紊流附面层就要产生比层流附面层大得多的摩擦阻力。

摩擦阻力的大小除了与附面层内气流的流动状态有关外，还与机体与气流接触的面积大小以及机体表面状态有关。机体与气流接触的面积越大，机体表面越粗糙，摩擦阻力就越大。

由于紊流附面层中产生的摩擦阻力比层流附面层大得多，所以减小摩擦阻力的主要方法是尽可能使附面层保持层流状态。层流翼型是使附面层保持层流，推迟附面层转捩和分离的一种有效翼型；此外，在机翼表面安装一些气动装置，向附面层内输入动能，也可以推迟附面层分离。

除了控制附面层外，保持机体表面的光滑清洁也是减小摩擦阻力的有效方式。在飞机维护工作中，一定要保持机体表面的光滑整洁，特别是在主要的气动面，如机翼、尾翼等。要保证机体表面没有污物、划伤、凹陷或突起，要注意埋头铆钉的铆接质量和蒙皮搭接缝的光滑密封等。要尽量减小机体与气流的接触面积，对飞机进行修理改装时，应注意不要过多增加机体的外露面积，否则会增大阻力，使飞机达不到飞行性能的要求。

3.3.2.3 压差阻力

气流流过飞机时，在机体前后压力差形成的阻力就叫做压差阻力。气流流过机翼表面时，在机翼前缘的驻点处速度降为零，形成最大的正压力点；在最低压力点之后的逆压作用下附面层分离，又在机翼的后缘生成低压的涡流区。这样，机翼前缘区域的压力大于后缘区域的压力，前后压力差就形成了压差阻力。压差阻力不仅与物体的迎风面积、物体的形状有关，还与物体相对气流的位置（迎角的大小）有关，如图 3-13、3-14 所示。流线型物体的轴线与气流平行时，可以使压差阻力减小。

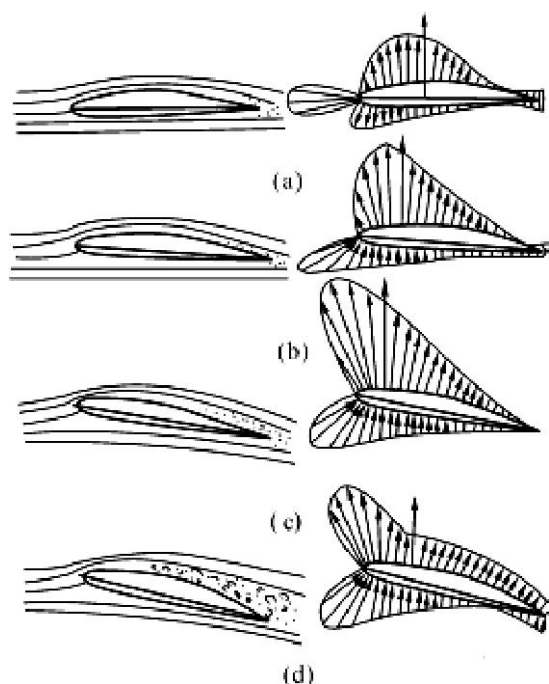


图 3-13 迎角对机翼压力分布的影响

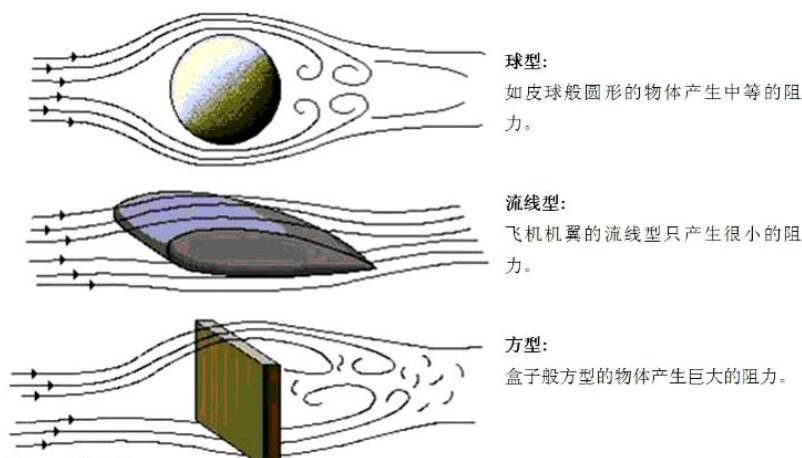


图 3-14 不同形状物体的压差阻力大小

减小压差阻力的措施包括：尽量减小飞机机体的迎风面积，机身横截面的形状应采取圆形或近似圆形。暴露在空气中的机体各部件外形应采用流线型。飞行时，除了起气动作用的部件外，其它机体部件的轴线应尽量与气流方向平行。民用运输机机翼采用一定的安装角就是为了使飞机巡航飞行时，机翼产生所需要升力的同时，机身轴线保持与来流平行，减小压差阻力。

3.3.2.4 干扰阻力

干扰阻力是流过机体各部件的气流在部件结合处互相干扰而产生的阻力。实验表明，整体飞机的阻力并不等于各个部件单独产生的阻力之合，而是多出一个量，这个量就是由于气流流过各部件时，在它们的结合处相互干扰产生的干扰阻力。干扰阻力与各部件组合时的相对位置有关，也和部件结合部位形成的流管形状有关，如图 3-15 所示。

减小干扰阻力的措施包括：适当安排各部件之间的相对位置，对于机翼和机身之间的干扰阻力来说，中单翼干扰阻力最小，下单翼最大，上单翼居中。在部件结合部位安装整流罩，使结合部位较为光滑，以减小干扰阻力。

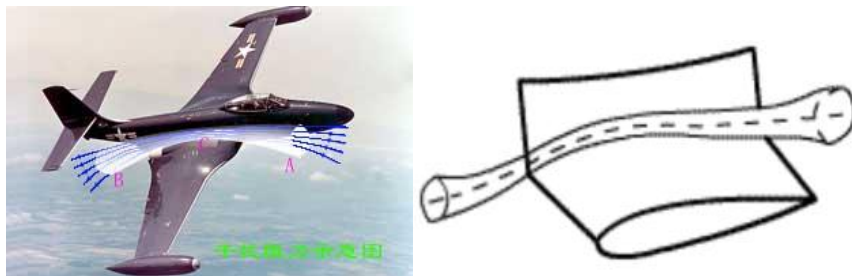


图 3-15 干扰阻力形成示意图

3.3.2.5 诱导阻力

诱导阻力是伴随升力而产生的一种阻力。

气流流过机翼产生升力是由于上下翼面存在压力差，对有限翼展的机翼来说，这种压力差会使气流在沿机翼表面向后流动的同时，还会绕过翼梢从下翼面的高压区流向上翼面的低压区。这样，不但使机翼下表面气流的流线由翼根向翼梢偏斜，使机翼上表面气流的流线由翼梢向翼根偏斜，而且在机翼的翼梢部位形成了由下向上旋转的翼梢旋涡（图 3-16）。



图 3-16 翼梢旋涡

由于翼梢旋涡的作用，机翼上下表面的气流在向后流动的同时出现了向下流动的趋势。这种垂直气流方向向下的流动称为下洗（图 3-17），向下流动的速度称为下洗速度。此时气流的速度是来流速度和下洗速度的矢量合。由于下洗，速度相对来流方向向下倾斜了一个角度，升力也会相对来流方向向后倾斜了一个角度，这样，升力除了在垂直来流方向上有一个起到升力作用的分量外，还会沿来流方向产生一个其阻力作用的分量，这个向后作用阻碍飞机飞行的力叫做诱导阻力。上下翼面压力差越大，升力越大，诱导阻力也就越大。

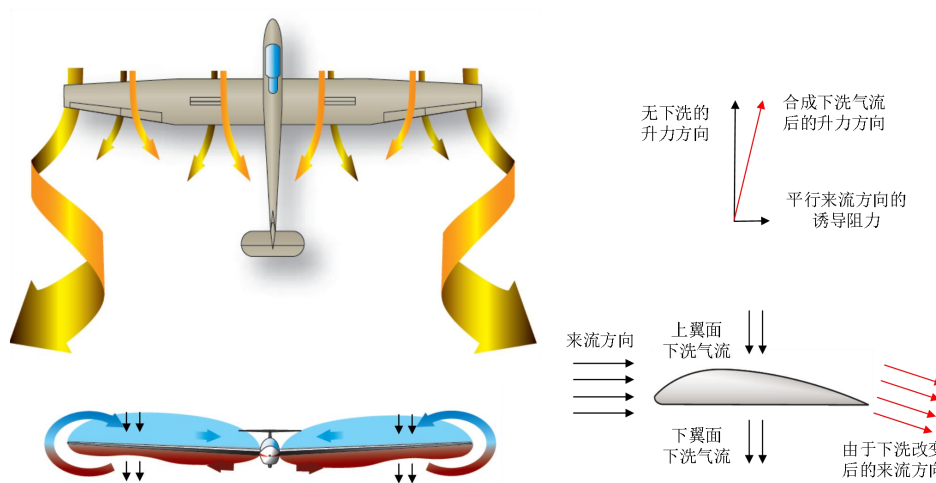


图 3-17 翼梢旋涡与下洗的影响示意图

减小诱导阻力的措施包括：采用诱导阻力较小的机翼平面形状，加大机翼的展弦比，都可以降低翼梢部位的面积在机翼总面积中所占比例，从而减小诱导阻力。在得到相同升力的情况下，飞机飞行速度越小，所需要的迎角越大，迎角的增加会使上下翼面气流的流速相差较大，压力差加大，翼梢旋涡随之加强，诱导阻力也就增加了，所以低速飞机大多采用大展弦比的机翼来减小诱导阻力。如图 3-18 所示，在机翼翼梢部位，还可以采用翼梢小翼阻止气流由下翼面流向上翼面，减弱翼梢旋涡，从而减小诱导阻力。翼梢小翼的气动外形和在机翼

上的安装角度等都是经过设计和试验确定的，在减小诱导阻力，节省燃油，加大航程方面有着明显的作用。

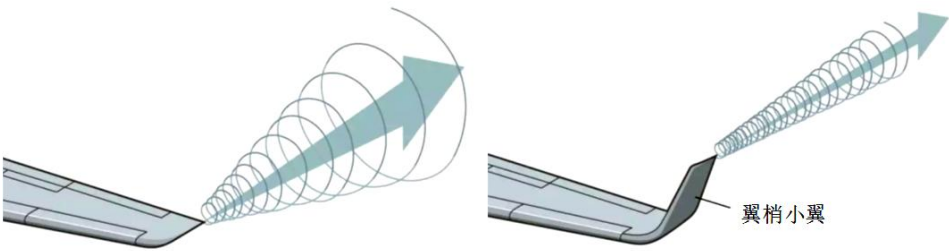


图 3-18 翼梢小翼

3.3.2.6 低速飞行时总阻力曲线

低速飞行时飞机的阻力由摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力和诱导阻力组成，摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力统称为废阻力。总阻力应是诱导阻力和废阻力之和，见图 3-19 中的总阻力曲线。这四种阻力对飞行总阻力的贡献随着飞行速度和迎角的不同而变化。

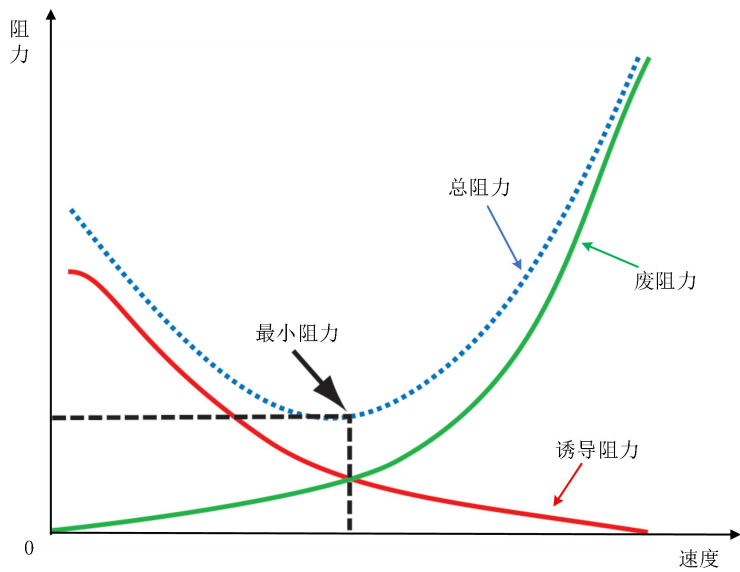


图 3-19 总阻力曲线示意图

低速飞行时，为了得到足够的升力，飞机要以较大的迎角飞行。这样，机翼上下表面的压力差较大，形成了较强的翼梢旋涡，诱导阻力较大。飞行速度较高时，下洗气流速度相对来说流速度来说，变得更小，升力向后倾斜的角度更小，诱导阻力就小。所以，诱导阻力是随着飞行速度的提高而逐渐减小。废阻力是由于空气的黏性而产生的阻力，飞行速度越高，机

体表面对气流产生的阻滞力越大，废阻力也就越大。所以，废阻力是随着速度的增加而增大。这样，飞行速度较低时，诱导阻力大于废阻力，在总阻力中占主导地位；随着飞行速度的提高，诱导阻力逐渐减小而废阻力逐渐增大，废阻力逐渐占了主导地位。在诱导阻力曲线和废阻力曲线相交点总阻力最小，此时的飞行速度称为有利飞行速度。

3.3.3 升力和阻力的影响因素

飞机的升力公式可以表示为

$$L=C_L\cdot\frac{1}{2}\rho V^2\cdot S \quad (3-7)$$

飞机的阻力公式可以表示为

$$D=C_D\cdot\frac{1}{2}\rho V^2\cdot S \quad (3-8)$$

式中， C_L 、 C_D 是分别是升力系数和阻力系数； $\frac{1}{2}\rho V^2$ 是飞机的飞行动压； S 是机翼的面积。

从升力和阻力公式可以看出，飞机的升力和阻力都与空气的密度成正比，与飞机飞行速度的平方成正比，与机翼的面积成正比。

3.3.3.1 空气密度因素

海拔高度的增加和气温升高都会使空气密度减小，所以，炎热的天气在海拔较高的机场起飞时，由于空气密度小，要达到起飞所需要的升力，就必须加大飞机起飞的离地速度。而空气密度小，又使发动机的性能降低，飞机加速困难。这就影响了一些飞机在高温高原机场的使用。在其它条件不变的情况下，飞机飞行的高度越高，空气的密度越减小，飞机的升力就越小，为得到飞行所需要的升力，必须提高飞机的飞行速度。

3.3.3.2 机翼面积因素

加大机翼的面积可以增加升力，同时也会增加阻力。早期的飞机飞行速度很低，为了获得飞行所需升力，往往加大机翼的面积，甚至采用双翼机。随着飞机飞行速度的提高，获得飞行所需升力已不成问题，主要的矛盾又转化为如何减小阻力提高飞行速度，所以，随着飞机飞行速度的提高，飞机机翼的面积逐渐减小。超声速飞机的机翼面积就很小了。

3.3.3.3 升力系数和阻力系数

飞机的升力与升力系数成正比，阻力与阻力系数成正比。升力系数和阻力系数都是无量纲参数，在飞行马赫数小于一定值时，它们只与机翼的翼型、平面形状以及迎角的大小有关。相对厚度较大、最大厚度位置靠前的翼型可以使流过上翼面的气流迅速加速，压力下降，因此可以得到较大的升力系数；加大翼型的弯度，适当地将最大弯度位置前移，同样可以提高最大升力系数，低速飞机机翼多采用这样的翼型。但增加翼型厚度和弯度也会使阻力系数加大，从而增加飞机的飞行阻力，所以高速飞机都采用相对厚度较小，最大厚度位置靠后的薄翼型，或相对弯度为零的对称薄翼型。

如图 3-20 所示，当迎角小于一定值时，升力系数与迎角近似成线性关系（红色曲线），随着迎角的增加而增加，由负值增大到零到正值再到最大值，然后又转折开始下降。升力系数为零时，机翼的升力为零，对应的迎角叫做零升力迎角。对于大多数民用运输机机翼采用的具有一定弯度的非对称翼型，零升力迎角是一个较小的负值；迎角小于零升力迎角时，升力系数为负值，飞机的升力方向指向机翼下表面；迎角大于零升力迎角时，升力系数为正值，飞机的升力方向指向机翼上表面。

在迎角等于零度附近，阻力系数（橙色曲线）最小，然后随着迎角绝对值的增加而增大，变化近似按抛物线规律。

升阻比是升力和阻力之比，也就是升力系数和阻力系数之比。在飞行马赫数小于一定值时，升阻比（绿色曲线）随着迎角的增加而增大，然后，随着迎角的增加而逐渐减小。升阻比的最大值并不是在升力系数等于最大值时达到的。在升阻比达到最大值的状态下飞行是最有利的，因为这时产生相同的升力，阻力最小，飞行效率最高，所以升阻比也叫做气动效率。

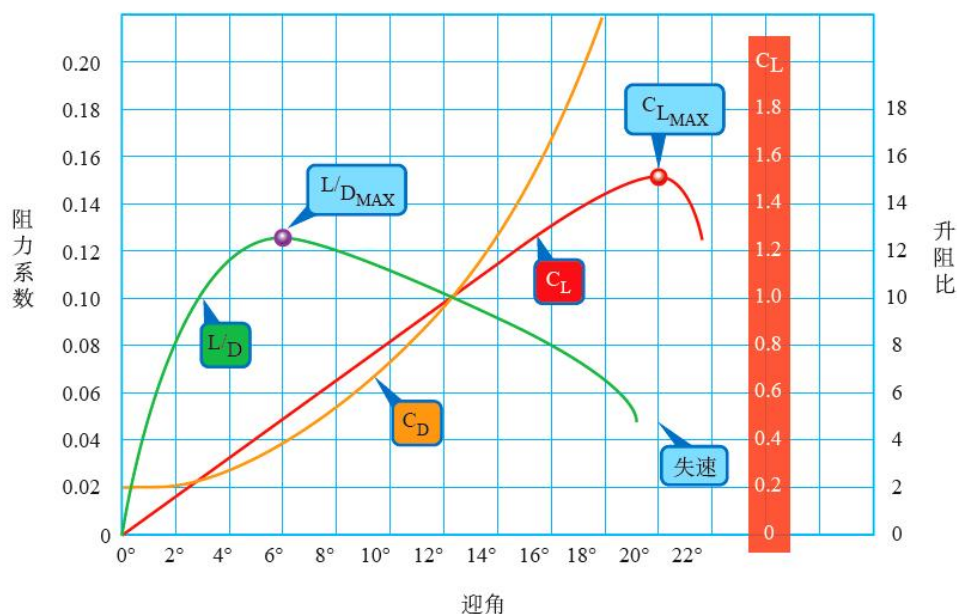


图 3-20 升力系数、阻力系数、升阻比与迎角的关系

3.3.3.4 飞机大迎角失速

1. 临界迎角和飞机失速

对应最大升力系数的迎角叫做临界迎角，也叫做失速迎角。当迎角大于临界迎角时，升力系数急剧下降，阻力系数急剧增加，这种现象就叫做失速。

飞机失速主要是由于迎角过大，造成机翼上翼面的附面层大部分分离，形成了大面积的涡流区，上、下翼面的压力差合成的气动力对升力贡献很小，却产生了很大的压差阻力。大面积涡流区的出现不但使升力和阻力发生急剧的变化，导致飞机的速度减小，高度降低，机头下沉；又因为气流的分离不稳定，周期性地形成分离旋涡，使升力忽大忽小，从而引起机翼、尾翼的振动，飞机的稳定性和操纵性下降，使飞机难以保持正常的飞行。这对飞机的飞行是很危险的。这种迎角过大造成的飞机失速也叫做大迎角失速，在任何空速和飞行姿态下，只要迎角超过飞机的临界迎角都可能发生。

通常在飞行中不会达到最大升力系数和临界迎角的飞行状态，因为在到达这个状态之前，由于附面层分离区域的扩大，已经出现了振动、稳定性变坏等失速现象。为了保证飞行安全，防止飞机失速，规定了一个小于最大升力系数的升力系数值和一个小于临界迎角的迎角值，这两个值是在飞行中可以达到但不能超过的安全值。

2. 飞机的失速速度

飞机迎角刚达到临界迎角时的飞行速度就叫做失速速度。

飞机重量增加，飞机的失速速度也会增加。在同样的飞行状态下，飞机重量增加，所需要的升力也必须增加，而飞机的最大升力系数基本不变，只有提高飞行速度，这样，飞机的失速速度也就增加了。飞机起飞着陆过程中，使用增升装置可以提高最大升力系数，从而降低飞机的失速速度，使飞机可以以更低的速度起飞和着陆。

3.3.4 机翼的压力中心和焦点

3.3.4.1 机翼的压力中心

机翼压力中心是作用在机翼上的气动载荷合力的作用点。当气流流过机翼时，作用在机翼上的气动力是作用在机翼表面上的分布载荷。这些分布载荷的合力就是机翼的气动力，而合力的作用点就是机翼的压力中心。

3.3.4.2 机翼的焦点

机翼焦点是迎角改变时机翼气动升力增量的作用点。当迎角改变时，机翼的压力中心的位置都在改变，但对焦点的力矩却保持不变。比如，由于突风扰动使飞机抬头迎角增大造成机翼的气动升力增加，压力中心前移。有了机翼焦点这个概念，这种变化效果就可以用原有的气动升力作用在原有的压力中心上不变，将迎角改变带来的气动升力增量作用在机翼焦点上的效果来代替。

3.3.4.3 机翼压力中心和焦点的区别

压力中心是机翼气动力合力的作用点。而焦点则是机翼气动力增量的作用点。机翼压力中心的位置随着机翼迎角的变化而前后移动，在一定的迎角范围内，迎角增大，机翼压力中心前移；迎角减小，机翼压力中心后移。而在低速飞行中，机翼的焦点位置却不随迎角改变。

在分析由于迎角改变，机翼气动力变化对飞机稳定性及操纵性影响时，就可以在原有气动力大小和位置不变的情况下，只将气动升力的增量作用到焦点上，也就是只分析作用在焦点上的气动升力增量对飞机稳定性和操纵性的影响就可以了。

3.3.5 机翼表面结冰的影响

机翼是飞机的主要气动力部件，如果机翼的形状、表面状态或机翼和其他部件的相对位置不符和要求，都会使飞机的飞行性能变坏，甚至造成飞行事故。

机翼表面的积冰或雪、霜会改变机翼的翼型，加大机翼的迎风面积，使机翼表面变粗糙凹凸不平，影响机翼表面附面层的流动状态，大大增加摩擦阻力和压差阻力。飞行阻力的增大，平飞时所需要的发动机的推力也要增加，从而使飞机的最大平飞速度减小，燃料消耗量增加，飞机的航程减小，巡航性能变坏。

机翼表面积冰破坏了机翼的翼型，在相同的速度和迎角的情况下，机翼的升力要比不结冰时的升力小，这也给飞机的起飞和爬升带来困难。在达到离地的速度和迎角时，升力小不能使飞机离地。为了离地必须再加大速度，而阻力的增大又使起飞加速困难，从而使起飞的滑跑距离大大加长。爬升时，阻力的增加又使飞机的上升角度和上升速度减小，增加了爬升越障的困难。如果两侧机翼结冰不对称，还会造成飞机两侧的重量和气动力不平衡，使飞机向一侧倾斜，给飞机的操纵带来困难。

机翼表面积冰使附面层过早分离，减小了最大升力系数和临界迎角。使飞机过早的出现失速的现象，如果操纵不当会导致飞行事故的发生。最大升力系数的减小提高了飞机的最小平飞速度，也对飞机的着陆不利。

3.4 高速飞行基本特点

3.4.1 飞行马赫数，高速飞行气流的加速、减速特性

3.4.1.1 飞机飞行的马赫数

在前面讲述低速飞行的空气动力时，把空气看成是不可压缩的，从而将连续方程简化，并结合伯努利方程解释了空气动力的产生过程。但在高速飞行时，空气的可压缩性引起了空气流动规律的一些本质性的变化，这时就必须考虑空气的可压缩性了。空气的可压缩性是造成高速飞行不同于低速飞行的主要原因。

因为大气层中各处空气的可压缩性并不相同，而可压缩性的大小又通过当地空气声速的变化表现出来。飞行速度大小表明飞机飞行时，造成空气局部压力变化的大小，而声速的大

小则表示了飞行当地空气被压缩的难易程度，为此我们引入飞行马赫数这个概念。

飞机飞行的马赫数（Mach number, Ma ）等于飞机空速与当地声速的比值，是一个无量纲的量。马赫数既反映了飞机飞行对空气施加的压力变化量的大小，也反映了空气可压缩性的大小。马赫数越大，说明飞机对空气的压缩程度更大。这样，空气的可压缩性表现的越明显，对飞行的影响就越大。

在高速飞行中，不但空气的压缩性表现明显，而且速度的变化导致流体温度和内能的变化也不能忽略。这样流体内能量的转换也应该包括机械能和内能之间的转换。对高速定常理想绝热流，也可以导出能量守恒的伯努利方程。速度增加时，压力、密度、温度、声速都减小，马赫数增加。在这个过程中，部分压力能和内能转变为动能，但系统具有的总能量保持不变。速度减小时，压力、密度、温度、声速都增大，马赫数减小。在这个过程中，部分动能转变为压力能和内能，但系统具有的总能量也保持不变。

3.4.1.2 高速飞行气流的加速、减速特性

当 $Ma < 0.4$ ，流速变化带来的空气密度的变化很小，认为空气密度 $\rho = \text{常数}$ 。流管的截面面积减小使气流加速。低速气流通过流管变细来实现加速的。当 $Ma = 1.0$ ，流管截面面积保持不变。当 $Ma > 1.0$ ，随着马赫数的增大，空气密度减小，为保持气流质量流量不变，流管的截面面积必须加大。超声速气流通过流管扩张实现加速。

收缩的流管可以使亚声速气流加速，但却得不到超声速气流。为了使亚声速气流加速到超声速，必须使用先收缩后扩张的流管。亚声速气流先在流管的收缩部分加速，并在流管的最细部位（流管的喉部）达到声速，然后再在流管的扩张部分继续加速成为超声速气流。这种形状的流管叫做拉瓦尔喷管，也叫做超声速喷管，如图 3-21 所示。

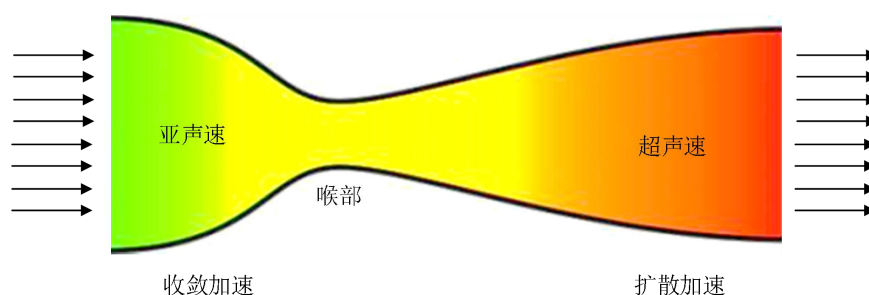


图 3-21 超声速喷管示意图

3.4.2 马赫锥、激波

3.4.2.1 马赫锥

飞机在空中飞行时，对空气产生的小扰动以声速向外传播，使周围空气受到扰动。当飞机的速度大于声速时，飞机会领先它所发出的扰动波而跑到扰动波的前面。当飞机以超声速飞行时，通过飞机机头作各扰动波波面的切线，切线形成的圆锥体叫做马赫锥，如图 3-22 所示。马赫锥以内的空气将会受到扰动，而马赫锥以外的空气则不会受到扰动。只有 $Ma \geq 1$ 时才会出现马赫锥。马赫锥角的大小仅与飞行马赫数有关：飞行马赫数越大，马赫角越小，马赫锥越尖、越细长，空间受到扰动区域的范围越小。马赫锥面就是超声速飞行时受扰动空间与未受扰动空间的分界面。

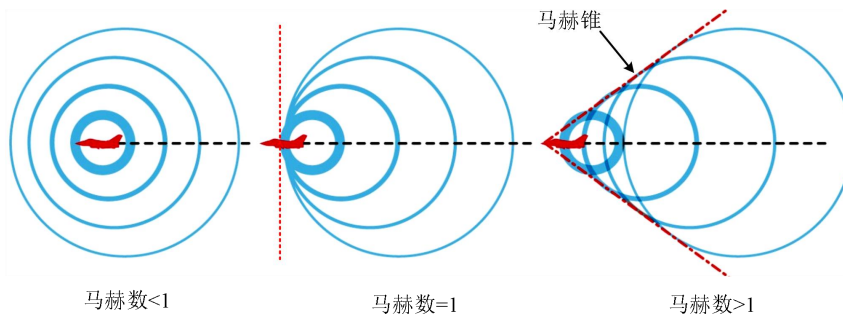


图 3-22 马赫锥示意图

3.4.2.2 激波

激波是气流以超声速流过带有内折角物体表面时，受到强力压缩而形成的扰动波。随着马赫数的增加，激波逐渐产生。激波很薄，可以将其抽象地看成厚度为零、气体状态不连续的断面。气流通过激波时受到的阻力称为波阻。气流通过激波后空气的参数发生剧烈的变化，速度下降，温度、压力、密度上升。激波在空气中的传播速度大于声速，激波的强度越大，传播的速度越快。

3.4.3 临界马赫数和临界速度的基本概念

飞机飞行时，流过机翼表面各处的气流速度并不等于飞机的飞行速度，在正迎角的情况下，流过机翼上翼面的气流被加速，在翼型的压力最低点处，流速达到最大。考虑到空气的可压缩性，气流的流速增加，不但静压要下降，温度和密度也要下降，这样，在最大速度点处温度也最低，声速也最小。所以，该点处的局部马赫数是流场中最大的。随着飞机飞行速

度的不断提高,该点处的局部气流速度越来越高,局部声速越来越低,局部马赫数也越来越大。当飞机飞行速度还没有达到飞行高度的声速时,也就是飞行马赫数小于1时,该点处的局部气流速度就可能达到了该处的局部声速,局部马赫数达到了1,形成了等声速点。此时,飞机飞行的马赫数就叫做临界马赫数,飞机飞行的速度就叫做临界速度。

3.4.4 音障和热障

3.4.4.1 音障

当 $Ma > M_{\text{临}}$ 后,翼型的空气动力特性出现复杂的变化,使得亚声速飞机一旦飞行马赫数接近临界马赫数,除了阻力突然增大使飞机难以加速外,升力也会骤然下降,造成飞机失速。还会出现飞机自动低头俯冲,飞机抖振、操纵效率下降和自动横滚等现象,使飞机失去控制,甚至会造成严重的飞行事故。即使加大亚声速飞机发动机的功率或推力,也不可能克服这些现象进行跨声速飞行。这些现象就是所谓的“音障”,图3-23所示即跨音速飞行时飞机上出现的激波云(音爆云)。



图3-23 突破音障产生的音爆云现象

音障现象的出现使人们认识到,由于空气的压缩性,按照低速空气动力学原理设计的飞机是不可能突破临界马赫数进行更高速度飞行的,从而促进了高速空气动力学的发展和更大推力的动力装置的设计和制造。

3.4.3.2 热障

克服了“音障”飞机进入超声速飞行后,在继续提高飞行速度的过程中,遇到的另一个问题是空气动力加热问题,也就是所谓的“热障”问题。

气流流过机体时,附面层内的空气受到摩擦阻滞,温度升高,气流的动能转变为热能,对机体表面进行加热,这就是空气动力加热。亚声速飞行时,摩擦阻滞产生的热量少,很快

在空中散掉了，机体表面温度增加不多，也就不存在“热障”问题。但当飞机在空中进行超声速飞行时，空气动力加热的问题就逐渐严重了。

以超声速进行长时间的巡航飞行时，长时间的空气动力加热不但使机体表面温度升高，而且会使机体结构热透，并使座舱温度升高，这就会给飞机的飞行带来很多问题。首先，座舱的温度太高使舱内人员无法忍受，无线电、航空仪表等机载设备也无法正常工作。其次，机体的温度也会超过机上一些非金属材料的极限工作温度，如风挡和有机玻璃、密封用的橡胶等都会因为温度过高而不能正常工作甚至完全损坏。更严重的问题是：飞机机体被热透，温度达到 200 度以上，使飞机主要受力结构件的材料——铝合金的机械性能大大下降，飞机结构的强度和刚度降低，达不到飞机设计要求，无法进行正常飞行。这就是所谓的“热障”问题。使用耐高温材料如钛合金、耐热合金钢等可以提高飞机机体工作温度，但飞机飞行速度的进一步提高还要依靠先进复合材料等新型结构材料的研制和新工艺方法的开发。



图 3-24 飞行器热障现象

第4章 飞行原理

4.1 飞机运动基础

4.1.1 飞机运动参数

4.1.1.1 飞机在空间的姿态

确定飞机在空中运动特性的基本方法是把飞机看作一个刚体（不考虑机体的弹性变形），全部质量都集中在飞机重心上，用飞机重心的运动轨迹代替整架飞机的运动轨迹。

为描述飞机的姿态，以机体重心 O 为原点建立机体坐标系 $O(X_t, Y_t, Z_t)$ ， OX_t 称为纵轴，平行于机身轴线，指向机头； OY_t 称为立轴（竖轴），在飞机对称面内，垂直 OX_t 轴，指向座舱上方； OZ_t 称为横轴，垂直飞机对称面，指向右翼，如图 4-1 所示。

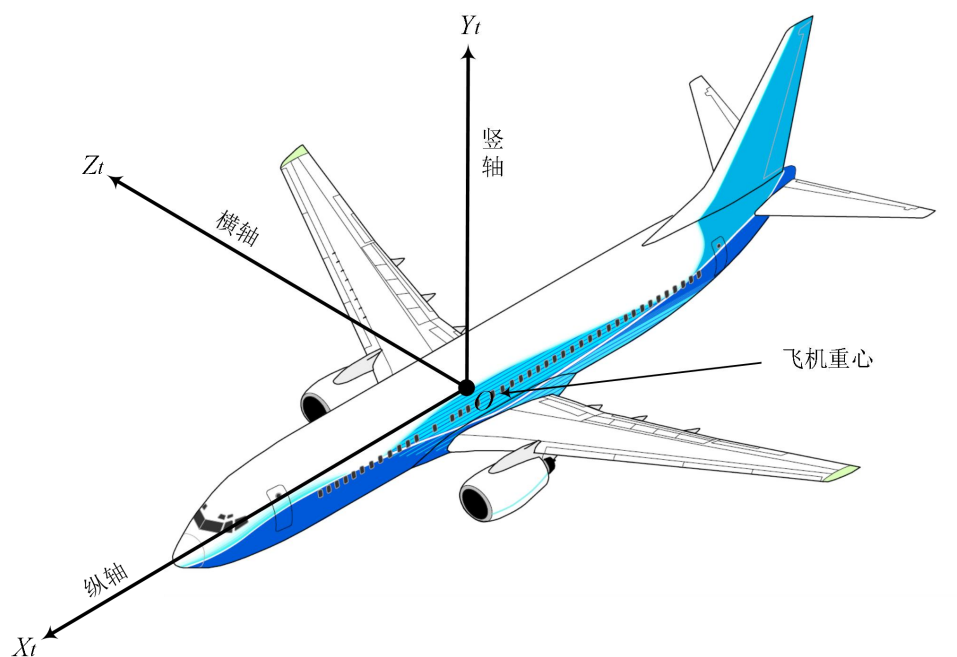


图 4-1 飞机机体坐标系

如图 4-2 所示，根据飞机坐标系与地面坐标系 $Ax_d y_d z_d$ 之间的方向关系，描述飞机在空中姿态的姿态角有：俯仰角 θ 、偏航角 ψ 、滚转角 γ 。

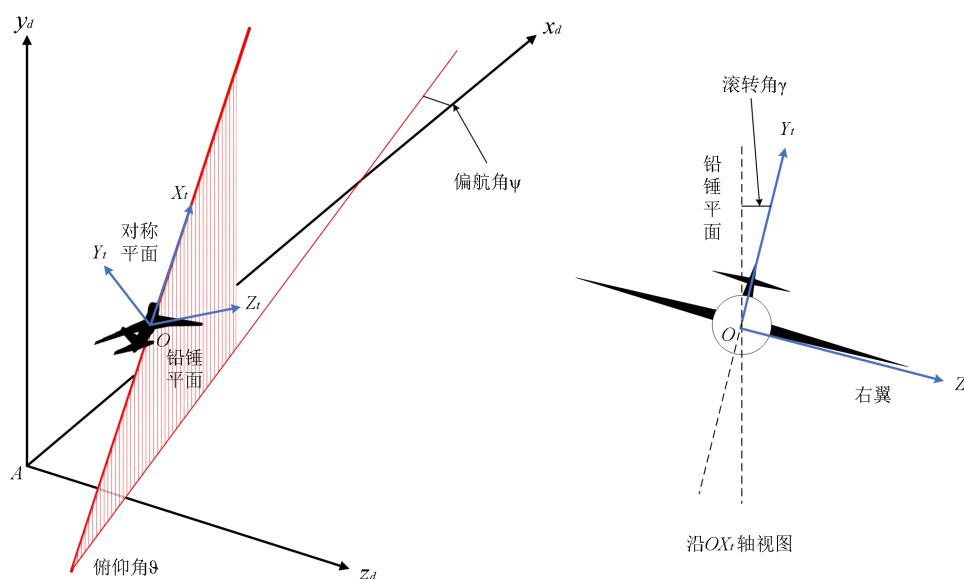


图 4-2 飞机地面坐标系和姿态角

4.1.1.2 空速向量相对机体的方位

空速向量相对机体的方位，可以用两个方位角表示出来，见图 4-3。

1. 飞机迎角 α

空速向量与翼弦之间的夹角。规定投影线在 OX_t 轴下方时 α 角为正。

2. 飞机侧滑角 β

空速向量与飞机对称面 OX_tY_t 之间的夹角。规定空速向量偏向右侧时 β 角为正。

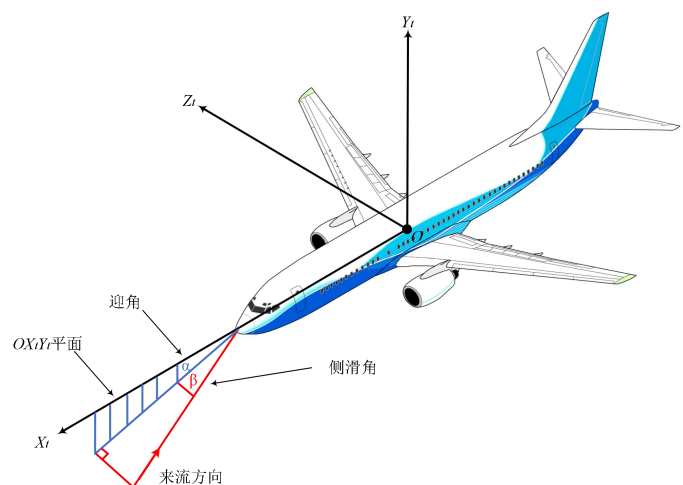


图 4-3 迎角和侧滑角

4.1.2 载荷平衡与载荷系数

4.1.2.1 飞行时的外载荷及其平衡方程

飞行中，作用在飞机上的外载荷有飞机重力 W 、空气动力（升力 L 、阻力 D 、侧向力 Z ）和发动机推力 P 。

飞机在空中运动的自由度有六个，沿三个轴的平动和绕三个轴的转动。所以，作用在飞机上的外载荷达到平衡状态就应满足六个平衡方程，见图4-4。

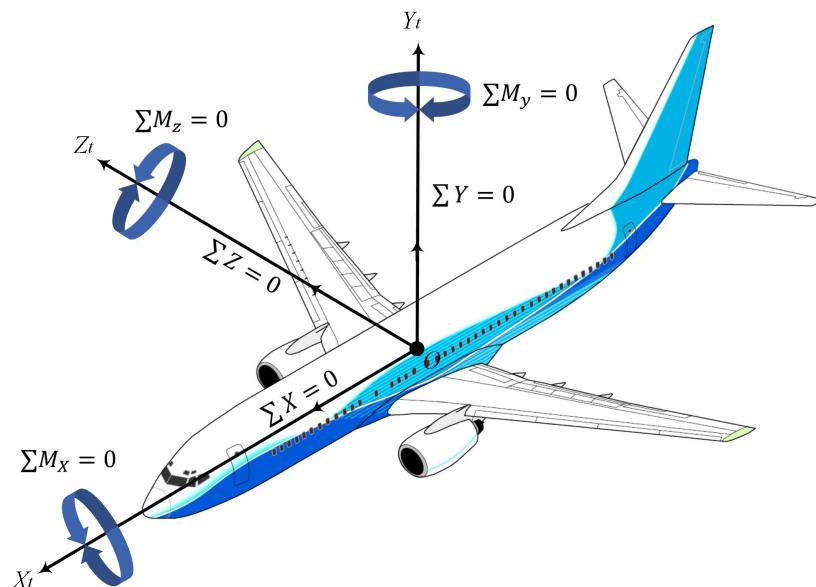


图 4-4 平衡方程

当作用在飞机上的外载荷满足式(4-1)时，飞机处于平衡的飞行状态，速度的大小和方向都不会发生变化。这种飞行状态也叫做定常飞行，包括匀速巡航飞行、等速爬升、等速下滑。

$$\begin{aligned} \Sigma X=0, \Sigma Y=0, \Sigma Z=0 \\ \Sigma M_x=0, \Sigma M_y=0, \Sigma M_z=0 \end{aligned} \quad (4-1)$$

当飞机在某一高度做水平匀速的巡航飞行，如图4-5所示时，作用在飞机上的外载荷：

飞机重力 W 、气动升力 L_0 、气动阻力 D_0 和发动机推力 P 是一个平衡力系，满足六个平衡方程。

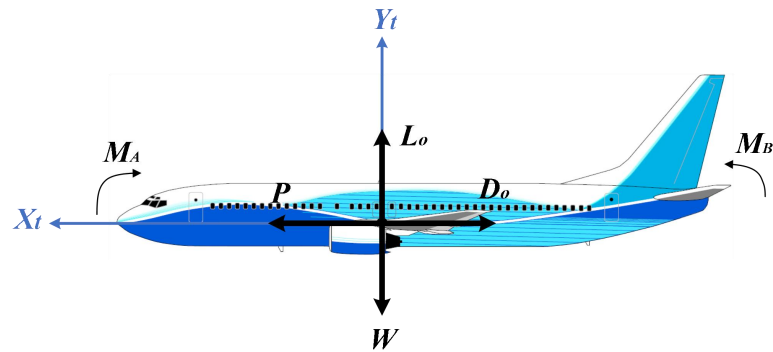


图 4-5 水平直线匀速飞行时作用在飞机上外载荷的平衡关系

由于作用在飞机上的载荷左右对称，六个平衡方程中的 $\sum Z = 0$ 和 $\sum M_x = 0$ ， $\sum M_y = 0$ 方程自然满足，所以，要保持飞机水平匀速飞行，作用在飞机上的外载荷就必须满足以下各式：

$$\begin{aligned}\sum Y &= 0 & L_o &= W \\ \sum X &= 0 & P_o &= D_o \\ \sum M_z &= 0 & M_A &= M_B\end{aligned}\quad (4-2)$$

如果作用在飞机上的外载荷不能满足式(4-2)平衡方程，飞机就会做变速运动，速度的大小或方向会发生变化，改变原来的飞行状态。飞机水平转弯，进入俯冲，俯冲拉起等机动飞行都是在不平衡外载荷作用下进行的变速运动。

4.1.2.2 载荷系数

载荷系数是为了说明各种飞行状态下飞机的受力情况，而引入的一个无量纲的系数，也称为飞机的过载，用字母 n 来表示。

除了飞机重力外，作用在飞机上的其它外载荷沿飞机机体坐标轴方向的分量与飞机重力之比称为飞机在该方向的载荷系数，分别用 n_y 、 n_x 、 n_z 来表示。字母 n 的下标表示过载的方向。在飞机的三个载荷系数中，飞行中变化较大，对机体结构受力影响最大的是沿立轴 OY_t 方向的载荷系数 n_y ，一般说“飞机过载”就是指载荷系数 n_y 。

根据载荷系数的定义， n_y 应等于升力与飞机重力之比。即

$$n_y = L/W \quad (4-3)$$

式中： L 为飞机的升力； W 为飞机的重力。

飞机平飞时， $L_0 = W$ ，所以， $n_y=1$ ；而当飞机作俯冲拉起时，飞机的升力除了克服飞机的重力外，还要提供飞机做曲线运动的向心力，所以 n_y 要比1大的多，飞机的升力可以达到飞机重量的几倍，这时载荷系数 n_y 是一个比1大得多的正值。当飞机进入俯冲时，升力 L 要比飞机重力 W 小，载荷系数 n_y 是一个小于1的负值。

飞机在机动飞行中，比如进入俯冲、俯冲拉起、水平转弯等，飞行员操纵飞机使飞机的升力发生变化产生的过载称为机动过载。飞机在飞行中遇到突风，特别是垂直突风，使飞机的飞行速度和迎角改变也会造成飞机升力的变化，这时产生的过载叫突风过载。如果遇到较大的垂直向上的突风，会产生比较大的正过载；如果遇到比较大的垂直向下的突风，会产生较大的负过载。

4.1.3 巡航飞行、起飞和着陆

4.1.3.1 巡航飞行

1. 平飞所需速度、平飞需用推力和所需功率

(1) 平飞所需速度

飞机在某一高度进行的巡航飞行是水平匀速飞行，为了得到保持飞机平飞所需的升力，所需要的飞行速度叫做平飞所需速度。

(2) 平飞需用推力

飞机在某一高度以一定的速度平飞时，为了使升力与重力平衡，必须使飞机以一定的迎角飞行。在这一高度、速度和迎角下，平飞产生的阻力必须用发动机的推力来克服，这个推力就叫做平飞需用推力。

(3) 平飞所需功率

平飞需用推力在单位时间内所做的功就是平飞所需功率。平飞所需功率取决于平飞速度和需用推力的大小。

2.最大平飞速度和最小平飞速度

(1) 最大平飞速度

最大平飞速度一般是指在发动机满油门状态下，飞机做水平直线飞行时所能达到的最高稳定平飞速度。也有的规定在其它油门状态下，比如，额定状态下，所能达到的最高稳定平飞速度定为最大平飞速度。

(2) 最小平飞速度

最小平飞速度是飞机维持水平飞行的最低稳定速度。为了得到平飞所需要的升力，在升力系数最大时，飞机的平飞速度可以达到最小。所以，最小平飞速度受到最大升力系数的限制。

3.飞机平飞速度范围

飞机在某一高度飞行，从最小平飞速度到最大平飞速度叫做飞机在这一高度的平飞速度范围。飞机的平飞速度范围越大，说明飞机的平飞性能越好。平飞速度范围随飞行的高度而变化。

4.巡航性能

飞机的巡航性能主要是巡航速度、航程和航时（续航时间）。

(1) 巡航速度

每千米耗油量最小的飞行速度，即达到最大航程对应的飞行速度。

(2) 航程

飞机在无风和不加油的条件下，连续飞行耗尽可用燃油时飞行的水平距离。

(3) 航时

指飞机耗尽可用燃油时，能持续飞行的时间。

4.1.3.2 起飞

飞机起飞过程是指飞机从起飞线开始滑跑，加速到抬起前轮，继续加速到飞机离地，最后爬升越过安全高度点为止所经历的整个过程。一般可分为地面滑跑加速、拉起（离地）和空中加速爬升三个阶段，见图 4-6。

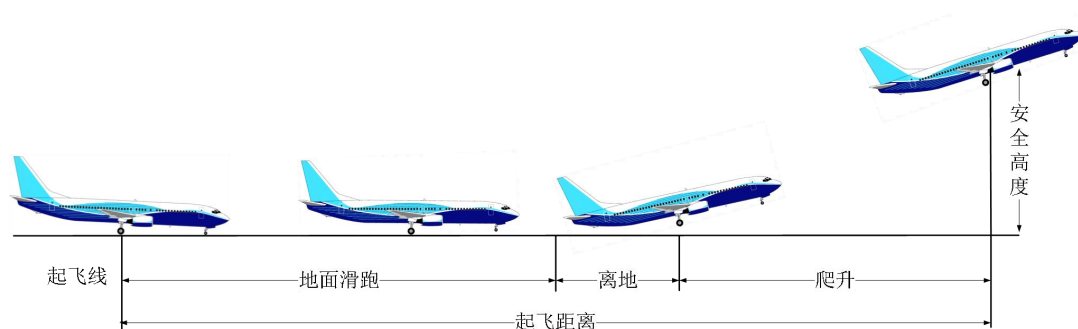


图 4-6 飞机的起飞

飞机起飞的主要性能是起飞滑跑距离、离地速度和起飞距离等。从开始滑跑到飞机离地的这段距离，称为起飞滑跑距离。离地速度是指飞机起飞滑跑时，升力正好等于飞机重力时的瞬时速度。起飞距离是指从开始滑跑到飞机越过安全高度（CCAR 规定 25 米，FAA 规定 35ft）所经过的水平距离。

4.1.3.3 着陆

飞机从通过安全高度下滑，平飞减速，接地滑跑直至完全停止下来所经历的整个过程叫着陆。一般包括下滑，拉平、平飞减速、接地和着陆滑跑五个阶段，见图 4-7。

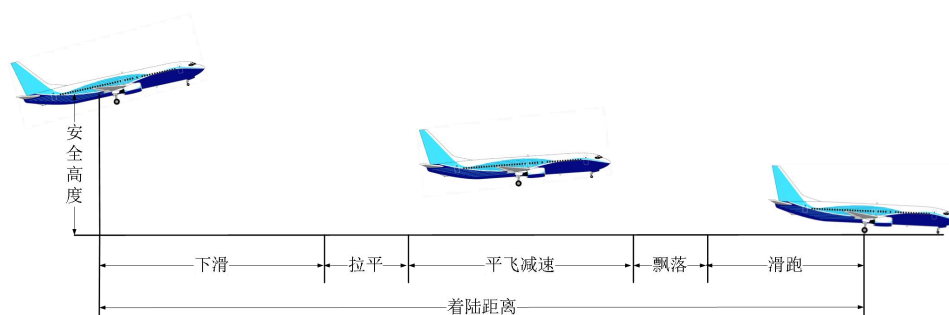


图 4-7 飞机的着陆

4.1.4 等速爬升和等速下滑

4.1.4.1 等速爬升

为获得飞行高度，飞机沿倾斜向上的直线等速上升叫做等速爬升。这是一种平衡的飞行状态，图 4-8 示出的上升时作用在飞机上的外载荷平衡力系，可得出：升力 $L = W \cos \theta$ ，推力 $P = D + W \sin \theta$ ，其中 θ 角是飞机上升轨迹与水平面之间的夹角，叫做爬升角。

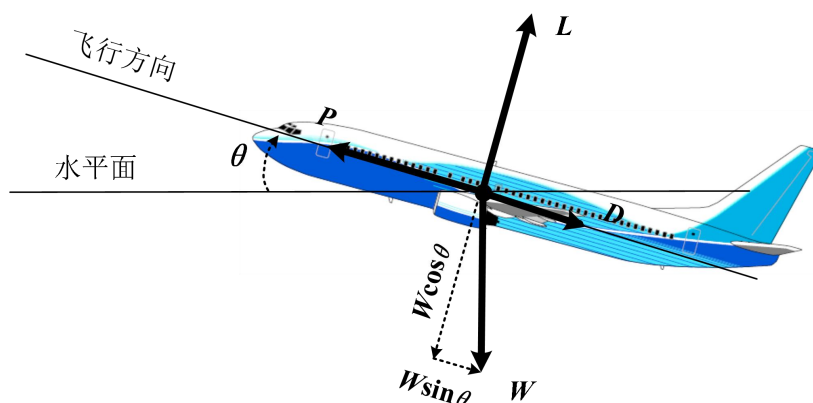


图 4-8 等速爬升

从上式中可以看到，等速爬升时，所需的升力小于飞机重力，而所需的推力却大于飞行的阻力。可见，发动机的可用推力大于飞行的需用推力时，也就是有剩余推力时，飞机才能进行等速爬升。飞机的重量越轻，剩余推力越大，飞机的爬升角就可以选择的越大。

爬升率是在单位时间内，飞机等速上升的高度。当爬升率等于零时，飞机上升的高度叫做理论升限。但实际规定，当爬升率小于某一规定值时，飞机所达到的高度就叫做升限（实用升限）。

4.1.4.2 等速下滑

等速下滑是飞机在零推力状态下，沿直线等速下降的运动。此时，作用在飞机上的外载荷也是平衡力系。由图 4-9 可以得出：升力 $L = W \cos \theta$ ，阻力 $D = W \sin \theta$ 。 θ 是下降轨迹与水平面之间的夹角，称为下滑角。

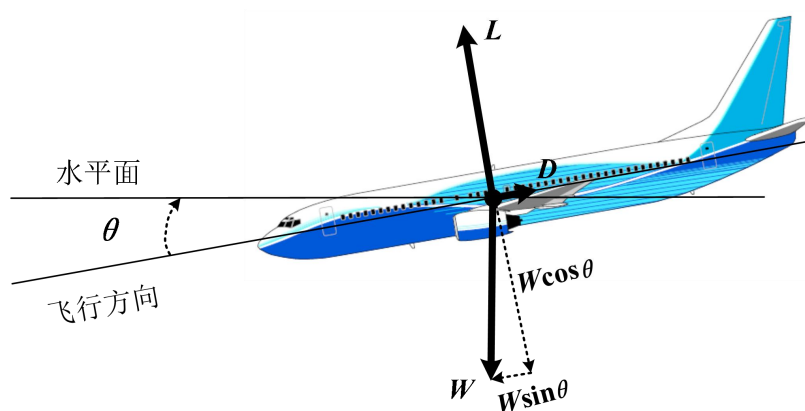


图 4-9 等速下滑

由上式可以得出 $\tan\theta = D/L$ ，即升阻比的倒数。升阻比越大，下降时的下滑角就越小，在下降高度一定时，下降的距离就越长。在零推力状态下，下滑角和下滑距离与飞机的重量无关。

4.1.5 水平转弯和侧滑

水平转弯是飞机在水平面内连续改变飞行方向的曲线运动。航向改变角度大于 360° ，称作水平盘旋；改变角度小于 360° ，称作水平转弯。正常水平转弯是一种无侧滑的，匀速的圆周运动，飞机飞行高度也不发生变化。

4.1.5.1 水平转弯

飞机水平转弯是速度大小不变，方向一直改变的一种运动，产生向心加速度。正常盘旋飞行的受力如图4-10所示。

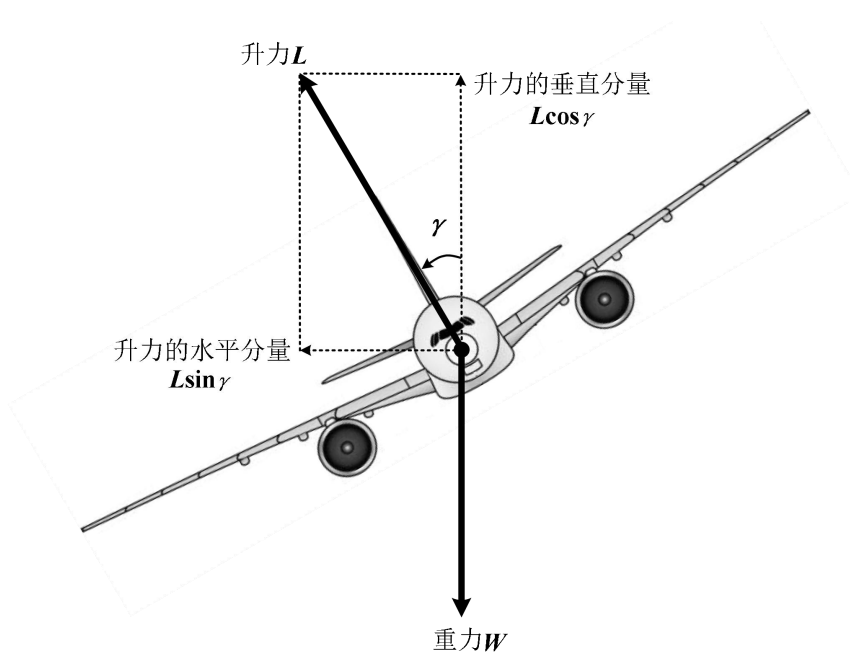


图 4-10 正常盘旋飞行中的受力

向心加速度 a_n 大小可表示为：

$$a_n = v^2/R \quad (4-4)$$

式中： v 为飞机飞行速度； R 为转弯航迹的半径。

相应的向心力为：

$$F_n = m \times a_n = (W/g) \times \frac{v^2}{R} \quad (4-5)$$

式中, m 为飞机的质量; W 为飞机的重量; g 为重力加速度。

飞机正常水平转弯时, 作用在飞机上的外载荷可表示为:

$$P = D$$

$$L \cos \gamma = W \quad (4-6)$$

$$L \sin \gamma = m v^2 / R = (W/g) \times v^2 / R$$

式中, P 为发动机推力; D 为飞机的阻力; L 为飞机的升力; γ 为操纵副翼使飞机产生的倾斜角度, 也叫做盘旋坡度。

由式(4-6)还可以得出, 飞机水平转弯时, 过载因数 n_y 的数值:

$$L \cos \gamma = W ; n_y = L/W = 1 / \cos \gamma \quad (4-7)$$

由此可知, 飞机正常水平转弯或盘旋时, 载荷系数只取决于转弯时的坡度。因为 $\cos \gamma$ 总是小于1, 所以飞机水平转弯时, 过载因数 n_y 总是大于1, 也就是升力总是大于飞机的重量。转弯时, 飞机的倾斜角 γ 越大, 所需要升力越大。

4.1.5.2 侧滑

侧滑是指飞机对称面和来流方向不一致的一种现象。在水平转弯时应蹬舵偏转方向舵, 或打开上偏副翼一侧的扰流板, 利用方向舵偏转产生的侧力或扰流板打开后产生的阻力使飞机机头偏转对准来流。若方向舵或扰流板操纵不当, 就会在水平转弯时发生侧滑。比如, 蹬舵过大使机头偏转过大, 就会产生外侧滑, 从而产生向内的侧向力, 使飞机预定的飞行状态遭到破坏。蹬舵过小使机头偏转过小, 就会产生内侧滑, 从而产生向外的侧向力, 也达不到飞机预定的飞行状态。见图4-11。

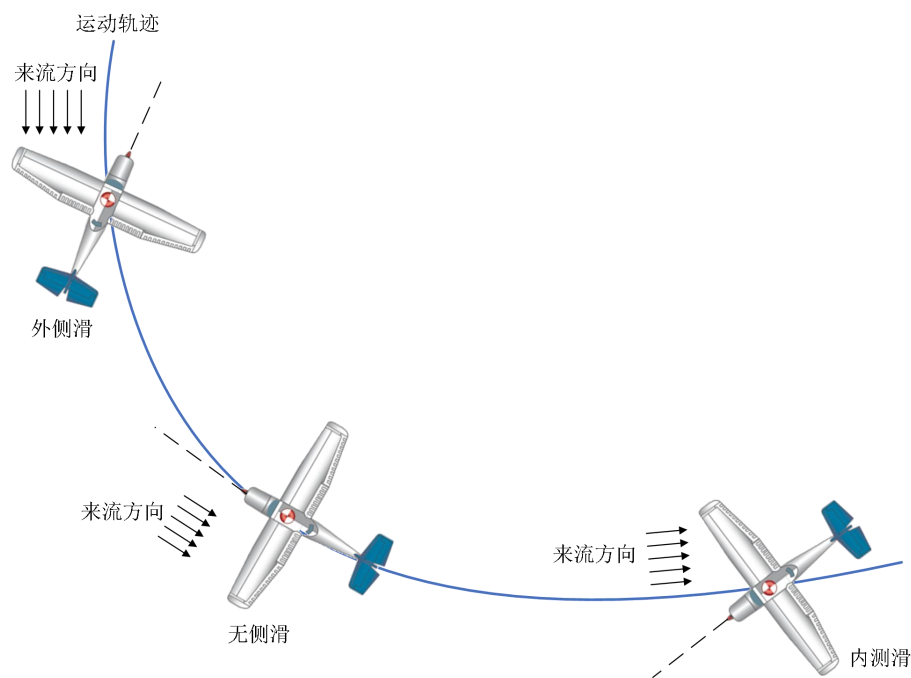


图 4-11 侧滑示意图

所以，为使飞机进行不带侧滑的正常水平转弯，需要对副翼、升降舵和方向舵进行协调操纵。另外还要配合发动机的油门操纵，以保持合适的推力。

4.1.6 增升原理和增升装置

4.1.6.1 增升原理

在机翼上安装增升装置的目的是在较低速度下，得到较大的升力，降低飞机起飞着陆速度，改善飞机起飞着陆性能，提高飞机起飞着陆的安全性。

根据升力计算公式，增加升力可以从提高升力系数和增大机翼面积着手。目前在大型高速民用运输机上增升装置的增升原理主要有以下三条：

1. 改变机翼剖面形状，加大翼型的弯度

加大机翼弯度可以使上翼面气流的流速加快，增大上翼面的负压值，从而提高升力系数。但加大机翼弯度也会增加压差阻力，并减小临界迎角值。

2. 增大机翼面积

增大机翼面积可以增加升力，但同时也会增加阻力。

3. 控制机翼上的附面层，推迟气流分离

控制附面层就是利用气动力表面的一些气动装置不断将动能输入附面层内；或吸取、吹

除附面层。这些方法都可以加速附面层内气流的流动，减小附面层的厚度，推迟附面层分离。这种增升原理的主要作用是提高临界迎角值，防止飞机在大迎角的情况下失速，其次还可以提高升力系数。

4.1.6.2 增升装置

1. 后缘襟翼

后缘襟翼有简单襟翼、分裂式襟翼、开缝式襟翼、后退开缝式襟翼等多种型式，如图 4-12 所示。

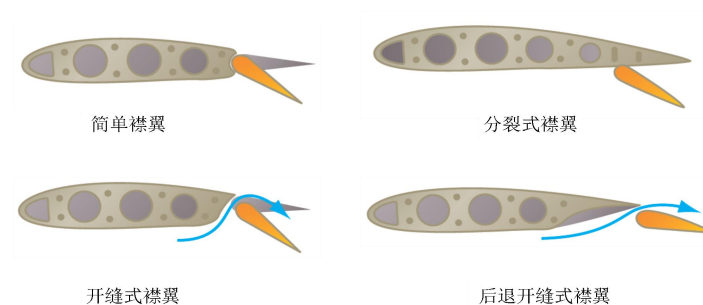


图 4-12 后缘襟翼示意图

各种襟翼都可以显著地提高机翼的升力系数，其中，后退开缝式襟翼（富勒襟翼）的增升效果最好。但后缘襟翼在提高机翼升力系数的同时，使机翼的阻力系数也增加了。

另外，使用后缘襟翼提高升力系数的同时，临界迎角却减少了。这样，在迎角较大的起飞着陆时，使用后缘襟翼容易造成飞机失速，所以现代大型运输机的后缘襟翼都是与前缘襟翼、前缘缝翼等增升装置一起配合使用。

2. 前缘襟翼

前缘襟翼是安装在机翼前缘上的增升装置。有“克鲁格”（Krueger）前缘襟翼和下垂式前缘襟翼两种型式。

克鲁格襟翼（图 4-13）位于机翼的前缘，它是机翼前缘下表面的一块面板，不使用时紧贴在机翼前缘下表面，形成机翼外表面。使用时作动筒向外伸出推开克鲁格襟翼，使其绕前面的转轴转动，向前下方打开。克鲁格襟翼打开后，与机翼前缘之间可根据需要安排成无缝隙或有缝隙的两种。

下垂式前缘襟翼（图 4-14）就是一个可操纵的机翼前缘，不使用时，保持机翼前缘原形；

使用时，在作动筒驱动下，整个前缘向下滑动，形成低垂的机翼前缘。

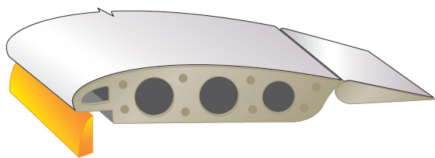


图 4-13 克鲁格襟翼示意图

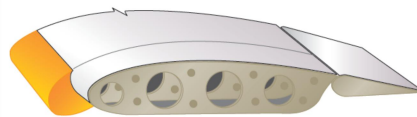
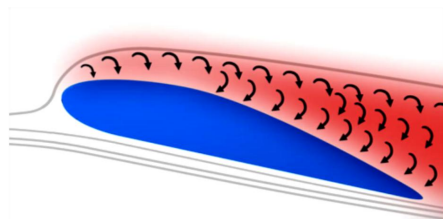


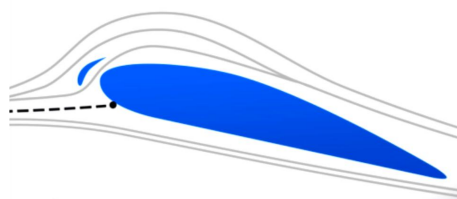
图 4-14 下垂式前缘襟翼示意图

3.前缘缝翼

前缘缝翼是安装在机翼前缘的一个小翼面。工作时小翼面与机翼前缘之间形成收敛式的缝隙。下翼面高压气流通过缝隙加速吹向上翼面，往上翼面附面层中输送动能，加快附面层内气流的流速，降低上翼面压强，消除了旋涡，增加了升力又延缓了气流的分离，避免了大迎角下的失速，见图 4-15。前缘缝翼的作用有两个：第一个是提高临界迎角，降低飞机失速速度；第二个是提高最大升力系数。



缝翼闭合，大迎角下气流分离



缝翼打开，恢复气流平滑流动

图 4-15 前缘缝翼打开时，气流分离被推迟

4.控制附面层的增升装置

控制附面层的目的是防止或推迟附面层分离。附面层分离会使飞行阻力增加，升力下降，附面层分离区域的继续扩大最终会导致飞机的失速。

（1）附面层吹除装置

如图 4-16 所示，吹除装置将高压气体从机翼上表面吹出，并向附面层内输入动能，加快附面层内流体的流速，推迟附面层分离。

（2）附面层吸取装置

如图 4-17 所示，这种增升装置是利用吸气泵，通过机翼上表面的缝隙吸取附面层，减小附面层的厚度，加快附面层内流体的流速。



图 4-16 附面层吹除增升装置



图 4-17 附面层吸取增升装置

(3) 涡流发生器

涡流发生器可以将外界气流的能量不断输入附面层，加速附面层内气流的流动速度，推迟气流分离。如图 4-18 所示。在低速飞机上使用可以提高临界迎角值，增大升力系数。在高速飞机上使用可以推迟激波分离。

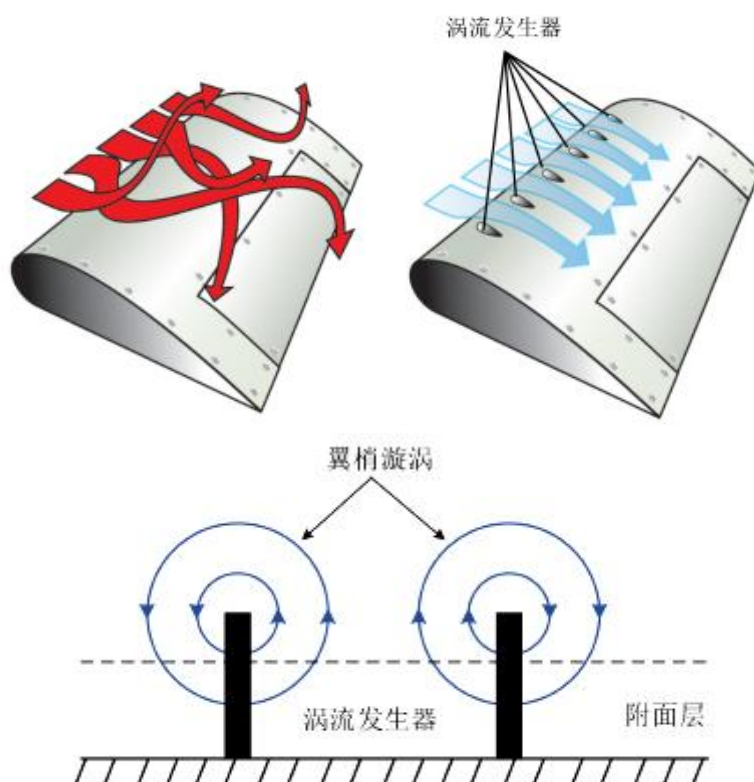


图 4-18 涡流发生器示意图

4.2 飞机的稳定性

4.2.1 稳定性的概念和分类

4.2.1.1 稳定性的概念

处于平衡状态的物体，受到外界扰动，偏离了平衡位置，当扰动消失后，物体能否自动恢复到原始的平衡位置，取决于物体的平衡状态是否具有稳定性。图 4-19 中表示出放在三种

不同形状光滑表面上的小球的平衡状态。很明显，如果小球受到扰动偏离了平衡位置，当扰动消失后，图 4-19（a）中的小球经过振荡会自动回到原始平衡位置，它的平衡状态具有稳定性；而图（c）中的小球，会越来越偏离原始平衡位置，它的平衡状态具有不稳定性；最后，图（b）中的小球会停留在任意一个外界扰动使它达到的位置，它的平衡状态具有中立稳定性。

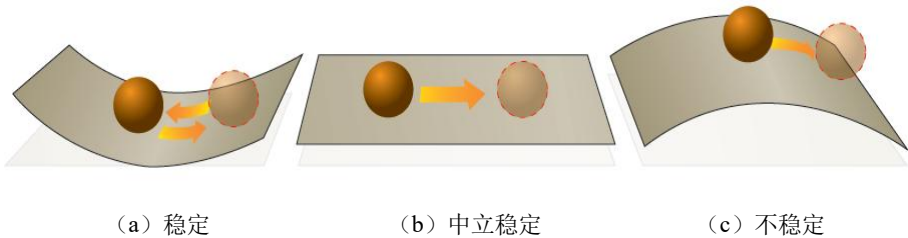


图 4-19 不同形状光滑表面上的小球的平衡状态

4.2.1.2 稳定性的分类

稳定性按研究的内容不同分为静稳定性和动稳定性。所谓静稳定性是当外界扰动消失后，物体是否具有回到原始平衡位置的趋势，也就是扰动消失后，物体的瞬间运动。动稳定性是研究外界扰动消失后，物体回到原平衡位置的运动过程及结果：扰动运动是收敛的，物体最终回到原始平衡位置，物体平衡状态就具有动稳定性，否则就是动不稳定的（见图 4-20）。按研究的运动参数不同，稳定性又分为纵向稳定性、横向稳定性和航向稳定性。它们分别研究受扰动后飞机的俯仰和加减速运动、偏航运动和倾斜滚转运动。按驾驶杆和脚蹬受约束的不同稳定性可分为握杆稳定性和松杆稳定性。

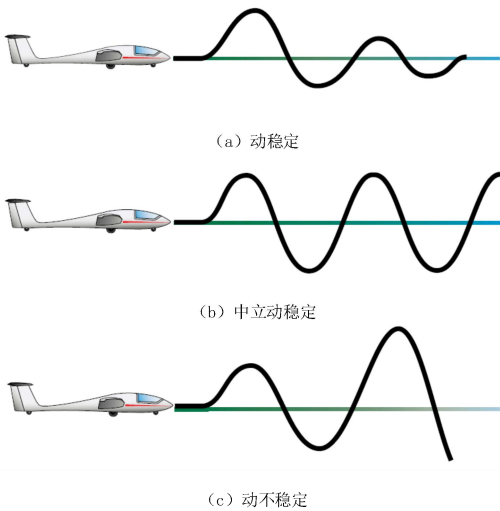


图 4-20 平衡稳定状态

综上所述,具有静稳定性是平衡状态具有稳定性的必要条件,但并不充分,只有具有动稳定的平衡状态才是真正稳定的。

4.2.2 飞机的平衡

平衡是相对的有条件的,不平衡是绝对的,飞机的平衡也是如此。飞机的平衡包括“作用力平衡”和“力矩平衡”两种。“作用力平衡”是指飞机处于平衡状态时(一般指等速直线移动),各方向合力为零。“力矩平衡”也就是转动平衡,是指飞机绕经过自己重心的各轴力矩和为零。

由于飞机左右对称,因此在无侧滑情况下,沿纵轴、立轴的作用力和俯仰力矩发生变化时,不影响沿横轴的作用力、滚转力矩及偏航力矩。同样,沿横轴的作用力、滚转力矩及偏航力矩发生变化,也不影响纵轴、立轴的作用力和俯仰力矩。由此,一般将关于飞机的作用力平衡和力矩平衡的问题,区分为纵向平衡和横侧平衡两方面。纵向平衡是指沿纵轴和立轴的合力、绕横轴各俯仰合力矩均为零。横侧平衡是指沿横轴的合力、绕立轴和纵轴各滚转合力矩均为零。这其中,影响飞机姿态和稳定性的主要是俯仰力矩平衡、滚转力矩平衡和偏航力矩平衡。

4.2.2.1 俯仰平衡

飞机的俯仰平衡是指飞机在飞行中,飞机受微小扰动以至于相对于横轴的俯仰平衡遭到破坏,在扰动消失后,飞机自动趋向恢复原有平衡状态的特性。飞机取得俯仰平衡后,不绕横轴转动,迎角保持不变。作用于飞机的俯仰力矩很多,主要由机翼、平尾和发动机产生。

机翼升力对飞机重心所构成的俯仰力矩,取决于飞机重心位置和迎角大小。

水平尾翼升力对飞机重心所形成的俯仰力矩主要取决于水平尾翼迎角和升降舵偏转角。水平尾翼迎角又取决于机翼迎角、气流流过机翼后的下洗角以及水平尾翼的安装角。

发动机的拉力或喷气发动机的推力,其作用线若不通过飞机重心,会形成围绕重心的俯仰力矩,这叫拉力或推力力矩,其大小主要受油门位置影响。

影响俯仰平衡的因素很多,在加减油门、收放襟翼、收放起落架及重心变化时,都会破坏原有的俯仰平衡。在正常飞行过程中,俯仰稳定力矩主要由平尾产生,驾驶员可以通过操纵驾驶杆或者使用调整片来偏转升降舵,从而保持飞机的俯仰平衡,见图 4-21。

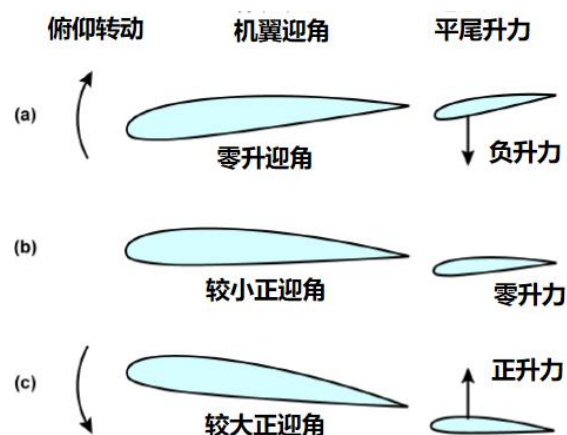


图 4-21 平尾的俯仰配平

4.2.2.2 方向平衡

飞机的方向平衡是指作用于飞机的各偏航力矩之和为零，侧滑角不变或侧滑角为零。偏转力矩主要包括两翼阻力对重心产生的偏转力矩、垂尾侧力对重心产生的偏转力矩、双发或多发飞机推力/拉力产生的偏转力矩。飞行中，各偏转力矩的大小有时候会发生变化，此时方向平衡被破坏，机头向左或向右偏转，但飞机因惯性仍沿原方向飞行。这时相对气流会从侧前方吹来，这种飞行状态称为侧滑。

影响飞机方向平衡的因素主要有：两边机翼形状不一致、两边发动机工作状态不一致、螺旋桨发动机油门改变时螺旋桨滑流引起的垂直尾翼力矩改变。当方向平衡受到破坏时，驾驶员可使用脚蹬或方向舵调整片，利用偏转方向舵产生的方向操纵力矩来平衡使机头偏转的力矩，从而保持飞机的方向平衡。

4.2.2.3 横向平衡

飞机的横侧平衡是指作用于飞机的各滚转力矩之和为零。飞机处于横侧平衡后，不绕纵轴滚转，坡度不变或没有坡度。

作用于飞机的滚转力矩，主要是两翼升力对重心产生的力矩和螺旋桨旋转时产生的反作用力矩。要使飞机横侧平衡，必须使飞机的左滚力矩之和等于右滚力矩之和。影响飞机横侧平衡的因素有：两边机翼形状不一致、螺旋桨发动机油门改变时导致的螺旋桨反作用力矩改变、重心的左右移动等。当飞机的横向平衡被破坏后，飞机会向左或向右倾斜，此时飞机与水平面之间的夹角叫做坡度。

驾驶员保持平衡的最有效的方法是转动驾驶盘或操纵副翼调整片，利用偏转副翼产生的

横侧操纵力矩来平衡飞机滚转的力矩，以保持飞机的横侧平衡。

4.2.3 飞机的稳定性

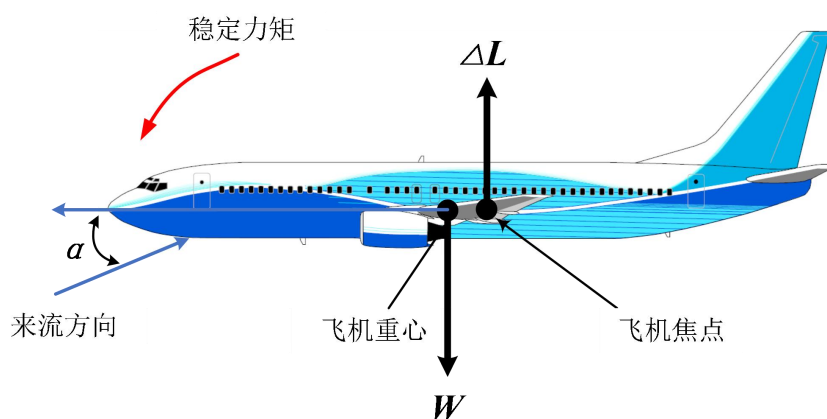
飞机在飞行中会受到各种扰动，比如突风引起飞机的迎角和速度的改变、气流使舵面发生了小偏转等，这时作用在飞机上的气动力和力矩也会发生变化，破坏了飞机原始的平衡状态。当扰动消失后，飞机能自动回到原平衡状态，这架飞机就具有稳定性，否则就是不稳定或中立的。执行飞行任务的飞机必须具有一定的稳定性，这点对飞行安全来说至关重要。为了讲述方便起见，按照前面我们所建立的机体坐标系，将飞机的稳定性分为三个方面的稳定性：

1.纵向稳定性

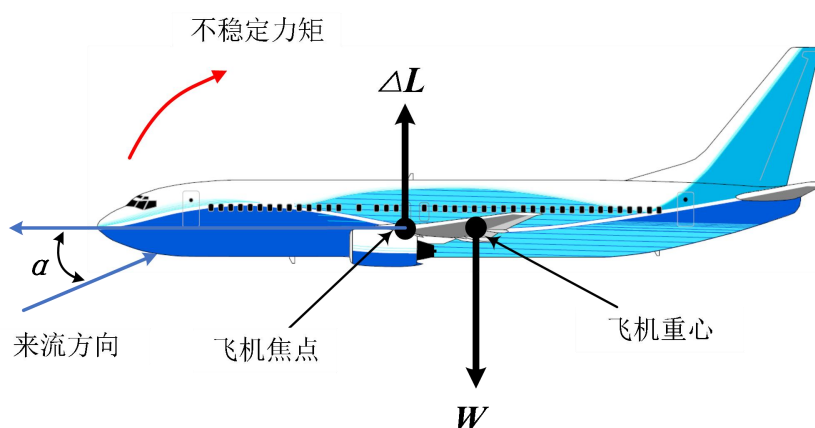
飞机受到扰动，产生绕横轴的偏转，飞机迎角变大或变小，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复到原飞行状态的能力叫纵向稳定性。纵向稳定性包括纵向静稳定性和纵向动稳定性。

由于扰动使飞机迎角发生变化时，迎角改变引起的飞机气动力增量对飞机重心产生的俯仰力矩有使飞机回到原飞行状态的趋势，是飞机具有纵向静稳定性的必要条件。当迎角发生变化时，气动升力的增量作用在全机焦点上，这个气动升力的增量对全机重心产生的俯仰力矩，就是迎角变化带来的俯仰力矩的变量。如果迎角变化带来的俯仰力矩的变量能消除迎角的变化，扰动消失后，飞机向恢复原飞行姿态的方向运动，飞机就具有纵向静稳定性，否则就没有。而俯仰力矩变量是否具有这样的作用，取决于全机焦点和全机重心的相对位置。所以，在迎角小于临界迎角的情况下，飞机的纵向静稳定性只和全机焦点及全机重心的相对位置有关，如图 4-22 所示。

- (1) 全机焦点位于重心之后：飞机是纵向静稳定的。
- (2) 全机焦点位于重心之前：飞机是纵向静不稳定的。
- (3) 全机焦点和重心重合：飞机具有纵向中立静稳定性。



(a) 全机焦点位于重心之后，飞机是纵向静稳定的



(b) 全机焦点位于重心之前，飞机纵向静不稳定

图 4-22 重心位置与静稳定性关系

当受到扰动使飞机抬头时，迎角增加，产生的气动升力增量是向上的，作用在全机焦点上。如果全机焦点在重心之后，升力增量对重心必然形成低头力矩，使飞机有低头运动趋势，升力增量产生的是恢复力矩，飞机具有纵向静稳定性；如果全机焦点在重心之前，升力增量对重心必然形成抬头力矩，使飞机更加偏离原飞行姿态，飞机就具有纵向静不稳定性；当受到扰动使飞机低头时，迎角减小，产生的气动升力增量是向下的，作用在全机焦点上。如果全机焦点在重心之后，升力增量对重心必然形成抬头力矩，使飞机有抬头运动趋势，升力增量产生的是恢复力矩，飞机具有纵向静稳定性；如果全机焦点在重心之前，升力增量对重心必然形成低头力矩，使飞机更加偏离原飞行姿态，飞机就具有纵向静不稳定性；如果全机焦点和重心重合，升力增量不会对重心形成力矩，飞机就具有纵向中立静稳定性。

全机焦点和重心之间的距离称为纵向静稳定裕量。为了保证飞机具有一定的纵向静稳定性，要求全机焦点在重心之后一定的距离。不同用途的飞机对重心到焦点的距离有着不同的

要求。

2.侧向稳定性

飞机受到扰动，产生绕纵轴的滚转，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复原飞行姿态的能力叫侧向稳定性。

同样，飞机的侧向稳定性包括侧向静稳定性和侧向动稳定性。飞机具有侧向静稳定性的条件是：飞机受到扰动，绕机体纵轴转动，产生了滚转角，造成侧滑时，如果由于侧滑角引起的滚转力矩与飞机滚转的方向相反，飞机就具有侧向静稳定性。影响飞机侧向静稳定性的因素主要是机翼上反角和机翼后掠角。

飞机的侧向静稳定性主要由机翼的上反角来提供。如图 4-23 所示，当飞机受到扰动滚转时，会产生侧滑，由此产生了沿机体横轴的气流分量。由于机翼有上反角，沿机体横轴的气流分量流过下沉机翼时，产生向上的气流分量，迎角增加，升力也增大；流过上扬机翼（左翼）时，产生向下的气流分量，迎角减小，升力也减少。两侧机翼的升力差，产生了使飞机向左滚转的恢复力矩，所以机翼上反角为飞机提供了侧向静稳定性。机翼上反角不但为飞机提供了侧向静稳定性，而且通过改变上反角的大小，可定量地调整飞机侧向静稳定性的大小，所以侧向静稳定性也称为“上反效应”。

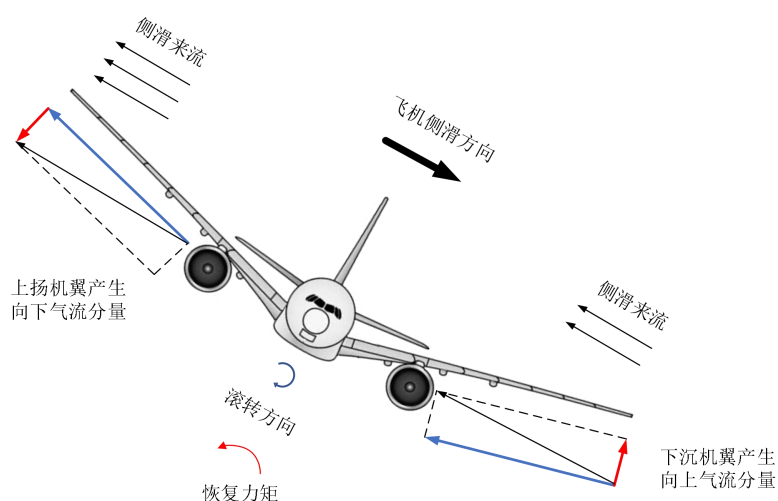


图 4-23 机翼上反角与侧向稳定性

机翼后掠角对飞机侧向静稳定性的影响如图 4-24 所示。当飞机受扰动，绕纵轴向右滚转，产生正侧滑角，由于机翼有后掠角，气流从右前方吹来时，垂直下沉机翼（右翼）前缘的速

度分量大于垂直上扬机翼（左翼）前缘的速度分量，从而使下沉一侧机翼上的升力大于另一侧机翼上的升力，两侧机翼的升力差，产生了使飞机向左滚转的恢复力矩。也就是说机翼的后掠角也为飞机提供侧向静稳定性。

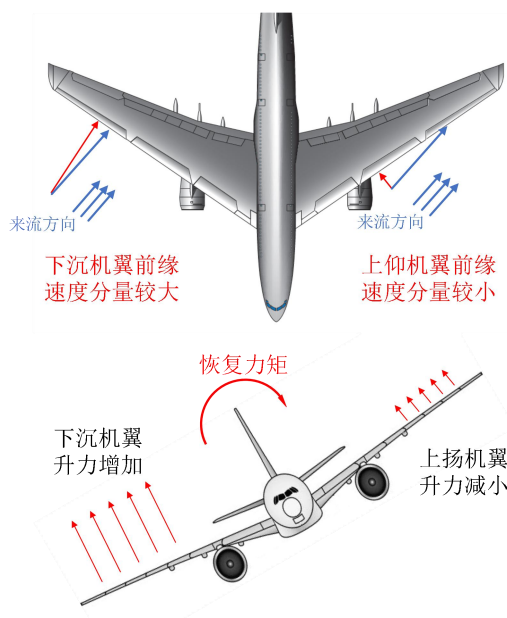


图 4-24 机翼后掠角与侧向稳定性

3. 方向稳定性

飞机受到扰动，产生绕立轴的转动，扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复原飞行姿态的能力叫方向稳定性。飞机具有方向静稳定性的条件是：飞机受扰动绕竖轴偏转，产生侧滑角时，如果由于侧滑角引起的偏航力矩力图使飞机对准来流，消除侧滑角，飞机就具有方向静稳定性。影响飞机方向静稳定性的因素主要是垂尾和后掠角。

飞机的方向静稳定性主要是由垂直尾翼提供的。当飞机受扰动绕竖轴向右偏转，产生左侧滑时，在垂尾上产生的侧向力方向向右，对飞机重心产生的偏航力矩使飞机向左偏转，对准来流，消除侧滑角。同样，当飞机受扰动产生右侧滑时，垂尾上产生的侧向力方向向左，对飞机重心产生的偏航力矩使飞机向右偏转，对准来流，消除侧滑角。所以垂直尾翼为飞机提供了方向静稳定性。从以上分析可以看出，垂尾为飞机提供的方向静稳定性，总是让飞机机头对准来流，消除侧滑角。

机翼的后掠角对飞机的方向稳定性也有一定的作用。当有正侧滑角存在，气流从飞机的右前方吹来，由于机翼有后掠角，流过右侧机翼、垂直机翼前缘的产生气动力的气流速度大

于左侧机翼的速度。这样，不但右侧机翼上的升力大于左侧机翼的升力，右侧机翼上的阻力也大于左侧机翼的阻力。两侧不平衡的阻力会使机头对准来流消除侧滑角。

另外，机体的侧向迎风面积也对飞机的方向稳定性有一定的影响：在飞机重心前的侧向迎风面积起到侧向不稳定的作用；在飞机重心后的侧向迎风面积起到侧向稳定作用。

总体来说，飞机的稳定性并非越强越好，稳定性大小要合适，稳定性强表明飞机受到干扰后恢复的力矩强，这就使飞机恢复原状态时摆动的强度增加，使飞机回到正常位置时不能及时停止，要反复摆动多次，这对飞机的乘坐舒适性和结构受载都是不利的。在考虑侧向稳定时，对上单翼飞机或一些大后掠翼飞机，由于不希望其有过强的侧向稳定性，而采取下反角机翼。如果侧向稳定性过强而方向稳定性差，则在飞机左右摆动时引起较大的方向变化，飞机会有自发的周期性的侧滑、滚转和偏航运动，这种运动叫做荷兰滚，如图 4-25 所示。如果方向稳定性过强，侧向稳定性不好，会引起飞机在方向不稳时自发地侧倾，使飞机螺旋形下降。因而飞机的横侧稳定性要很好地配合考虑。

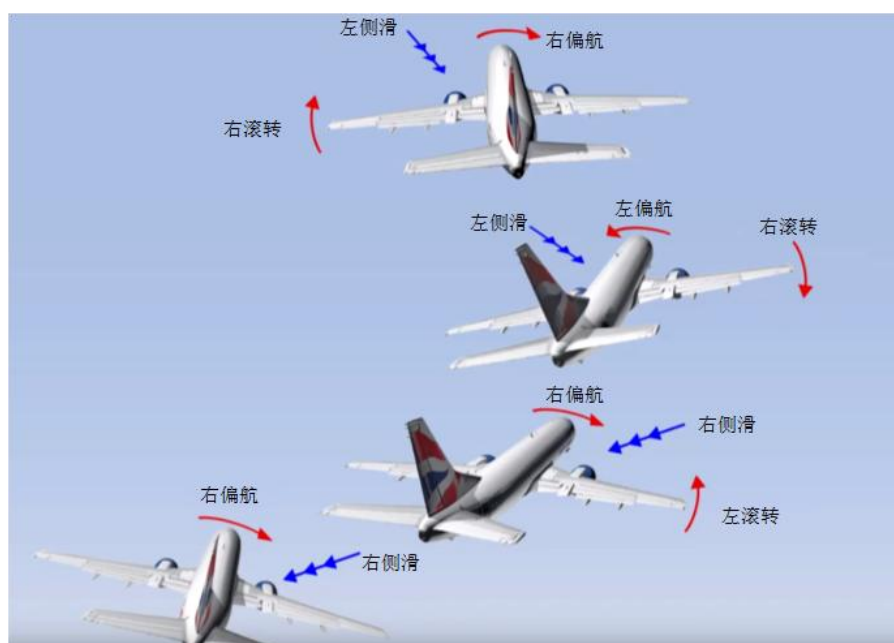


图 4-25 荷兰滚模态示意图

4.3 飞机的操纵性

4.3.1 操纵性的概念

操纵性是指飞机在飞行员操纵下,从一种飞行状态过渡到另一种飞行状态的特性。对于飞行员的操纵反应过于灵敏或过于迟钝的飞机都会给飞机的飞行操纵带来困难。对操纵反应过于灵敏会使飞行员很难精确控制飞机,也会因对操纵反应过大而造成失速或结构的损坏;对操纵反应过于迟钝的飞机,飞行员不得不加大操纵量,操纵起来十分的吃力,所以只有具备一定操纵性的飞机才适合飞行。飞机通过三个主操纵面——升降舵、方向舵和副翼对三个轴的运动进行操纵。和稳定性一样,为了便于讲述,我们也把操纵性分为纵向操纵性、侧向操纵性和方向操纵性。

纵向操纵性:飞机按照飞行员的操纵指令,绕横轴转动,增大或减少迎角,改变原飞行姿态的能力,也称俯仰操纵。飞机的纵向操纵是通过升降舵进行的。

侧向操纵性:飞机按照飞行员的操纵指令,绕纵轴滚转,改变原飞行姿态的能力,也称滚转操纵。飞机的侧向操纵是通过操纵副翼实现的。

方向操纵性:飞机按照飞行员的操纵指令,绕立轴转动,向左或向右偏转,改变原飞行姿态的能力,也称偏航操纵。飞机的方向操纵是通过改变方向舵的偏转角来实现的。

4.3.2 俯仰/纵向操纵性

飞机的水平尾翼是由前面的固定不动(或安装角可调)的水平安定面和后面可绕转轴偏转的升降舵组成,如图4-26所示。

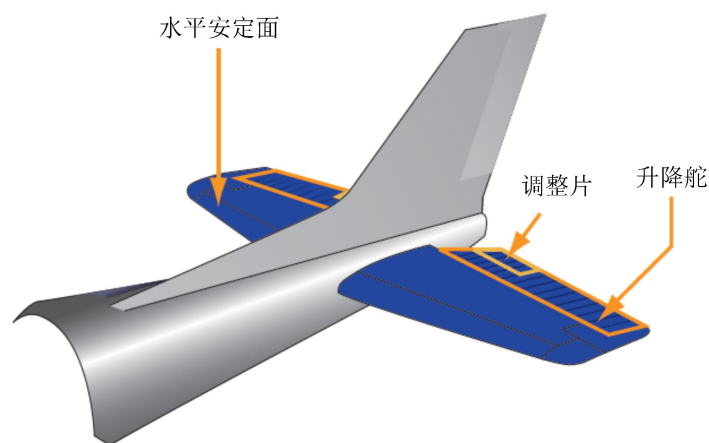


图 4-26 水平尾翼的组成

当升降舵偏转或调整水平安定面的配平角时,产生的附加升力,对飞机重心形成了附加的纵向力矩,以保持飞机在不同状态下的纵向平衡和对飞机进行纵向操纵。

飞机的纵向操纵是由飞行员通过驾驶杆、传动系统等改变升降舵的偏转角来实现的。飞行员通过操纵机构改变升降舵的偏转角度，对飞机重心产生的俯仰力矩称为纵向操纵力矩。

如图 4-27 所示，当飞行员向后拉杆，升降舵面向上偏转，平尾上产生的附加升力向下，对重心产生的附加纵向力矩迫使飞机抬头，增大迎角，减少飞行速度；当飞行员向前推杆，升降舵面向下偏转，平尾上产生的附加升力向上，对重心产生的附加纵向力矩迫使飞机低头，减小迎角，增大飞行速度。



图 4-27 飞机的纵向操纵

4.3.3 滚转/横侧向操纵性

对飞机的侧向操纵是通过偏转副翼来完成的。副翼是安装在机翼后缘转轴上的操纵面。一种典型的大型客机侧向操纵舵面和增升装置如图 4-28 所示。

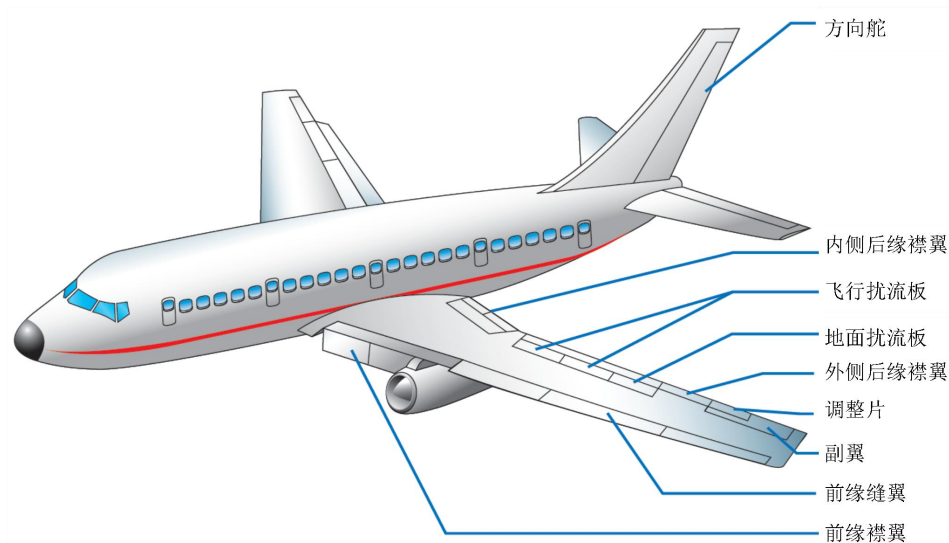


图 4-28 飞机上的操纵面和增升装置

当飞行员向左扳动驾驶杆（或向左转驾驶盘），左机翼上的副翼向上偏转，升力减小；右机翼上的副翼向下偏转，升力增加。两机翼上的不对称升力产生的力矩使飞机向左滚转。如果向右扳动驾驶杆，产生的运动与上述情况正好相反。飞机的侧向操纵原理如图 4-29 所示。

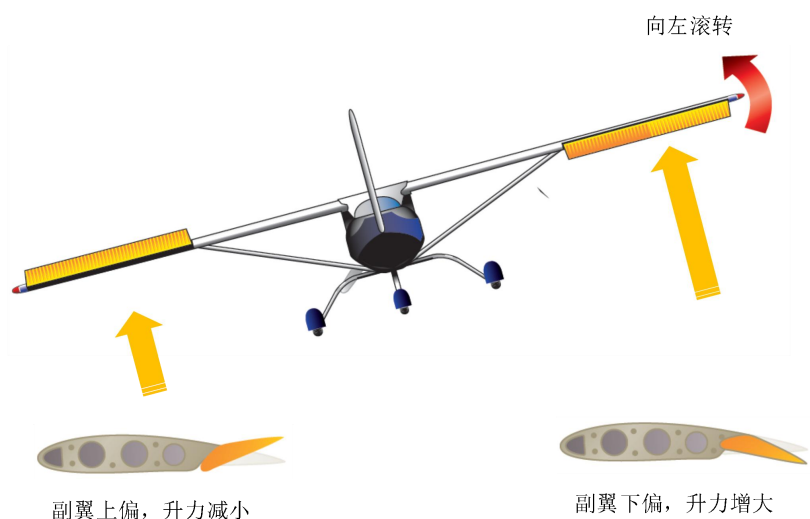


图 4-29 飞机侧向操纵原理

偏转副翼不仅产生滚转力矩，也会产生偏航力矩，偏航力矩值虽然比较小，但对飞机的操纵不利，被称为有害偏航。

有害偏航的产生主要是由于副翼上、下偏转时，不但机翼的升力发生变化，左右不对称；机翼的阻力也发生变化，左右不对称的阻力产生了偏航力矩。比如，将驾驶杆向左压（左压杆），左侧副翼向上偏转，左侧机翼的升力减少，伴随阻力减少；右侧副翼向下偏转，右侧机翼的升力增加，使右翼阻力增加。这样右机翼的阻力大于左机翼阻力，于是产生了使飞机绕立轴向右偏转的偏航力矩。

偏航力矩的出现造成两个不利的影响：一个是飞机绕立轴向右偏转，出现左侧滑，由于飞机的侧向静稳定性，侧滑产生的滚转力矩使飞机向右滚转，这与向左搬动驾驶杆，使飞机向左滚转的操纵目的相反，减少了向左滚转的操纵力矩，从而降低了副翼的操纵效率。另一个不利的影响是，向左搬动驾驶杆，使飞机向左滚转，是为了使飞机向左进入盘旋，但两翼阻力不等产生的偏航力矩却使飞机机头向右偏转，这对飞机的水平转弯操纵也不利。综合以上两点，偏转副翼引起的偏航力矩是有害的。

为了克服有害偏航，可采用差动副翼。差动副翼是指对于同样的操纵量，副翼上偏角度

大于下偏角度的副翼。这种副翼是通过在副翼上偏一侧机翼上产生较大的废阻力，去平衡另一侧机翼上的过大的诱导阻力，来消除有害偏航。

另一种可以用来克服有害偏航的副翼是弗来兹（Frise）副翼，如图 4-30 所示。

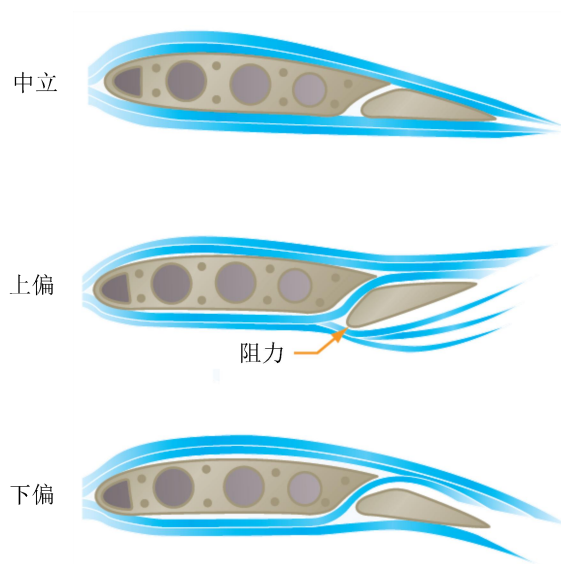


图 4-30 弗来兹副翼

弗来兹副翼是将副翼的转轴由副翼的前缘向后移，并安排在副翼的下表面。这样，副翼向下偏转时，即使达到最大偏转角，副翼的前缘也不会露出机翼的上表面；而当副翼向上偏转时，即使偏转很小的角度，副翼的前缘就会露出机翼的下表面，产生较大的废阻力，去平衡副翼下偏一侧较大的诱导阻力，消除副翼偏转产生的有害偏航。使用弗来兹副翼的飞机，副翼上下偏转角度是相同的。

4.3.4 偏航/方向操纵性

方向舵是安装在垂直尾翼上的操纵面。垂尾由垂直安定面和方向舵组成，安定面固定在机身上，方向舵悬挂在安定面后缘的转轴上。飞行员可通过脚蹬，操纵方向舵绕转轴左右偏转，实施对飞机的方向操纵。

根据飞行员的生理习惯，当飞行员蹬左舵时，方向舵向左偏转，垂尾上产生的侧向力指向右（见图 4-31），对飞机重心产生的偏航力矩使飞机机头向左偏转；若蹬右舵，则飞机的运动正好相反。

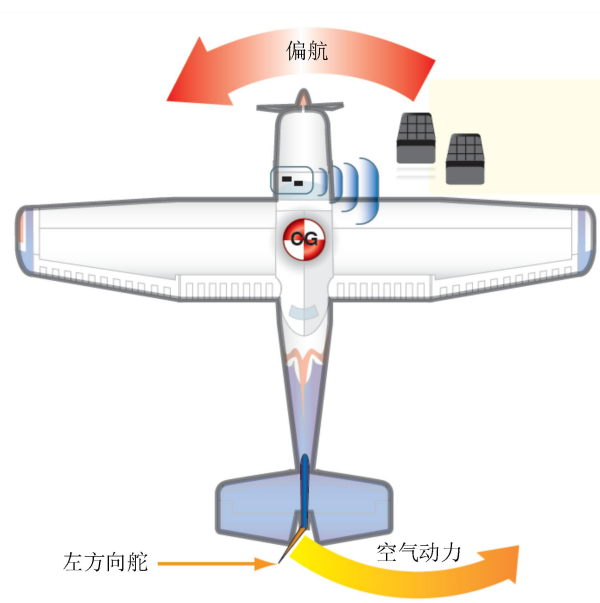


图 4-31 飞机的方向操纵原理

通常希望单独蹬舵时，飞机能够向所需方向倾斜。比如，蹬左舵，飞机机头向左偏转，飞机应同时向左倾斜（向左横滚）；蹬右舵，飞机机头向右偏转，飞机应同时向右倾斜（向右横滚）。但方向舵偏转时，同时产生的滚转力矩却恰恰与所希望飞机滚转的方向相反。以蹬左舵为例，当飞机机头向左偏转，形成右侧滑，由于飞机的侧向静稳定性，产生横滚力矩，使飞机向左横滚，这和我们希望蹬左舵飞机向左倾斜的要求是一致的。但另一方面蹬左舵时，垂尾上产生的侧向力对重心产生的横滚力矩，却使飞机向右倾斜，如果侧向力对重心产生的横滚力矩大于侧向静稳定性产生的横滚力矩，就会出现蹬左舵飞机向右倾斜，蹬右舵飞机又向左倾斜的现象，这种现象叫做蹬舵反倾斜现象。这种现象的根源在于飞机侧向稳定性和方向操纵性的搭配不合理。

飞机的操纵性和稳定性是一对矛盾。稳定性太大，飞机保持原飞行姿态的能力太强，要改变它就很难，操纵起来就很费劲，飞机的操纵性就很迟钝；稳定性太小，飞机的飞行姿态很容易改变，飞行员很难掌握操纵的分寸，精确的操纵飞机，飞机的操纵性又过于灵敏。所以，应在稳定性和操纵性两者之间选取一个平衡点，以使飞机具有足够的稳定性和良好的操纵性。对于军用飞机往往强调操纵性，以利于战斗机动；而民航机更注重稳定性，使飞行更加舒适平稳。

4.3.5 飞机主操纵面上的附设装置

飞机上的三个主操纵面是：对飞机进行俯仰操纵的升降舵、进行滚转操纵的副翼和进行偏航操纵的方向舵。三个主操纵面上的附设装置所起的作用有质量平衡、气动补偿和气动平衡。

4.3.5.1 质量平衡

1.质量平衡的目的

质量平衡是在操纵面前缘内部加配重，使操纵面的重心前移，移到转轴之前。目的是防止颤振。颤振是飞机结构在均匀气流中，由于弹性力、惯性力和气动力的耦合作用而发生的一种自激振动。当激振力对结构所做的功等于或大于阻尼力所消耗的能量时，就会发生颤振。颤振时，振幅保持定值或越来越大，结果会在很短时间内导致灾难性的结构毁坏，带来严重的后果。

2.质量平衡的方法

对操纵面进行质量平衡加配重的方法有两种，一种是集中配重，就是使用一些集中配重物，通过支架安装在操纵面前缘距转轴较远的地方。这种配重方法增加重量少，使操纵面重心前移效果显著，但由于配重往往会突出在气流中会增加阻力，而且这种配重将重量集中在操纵面的某个截面上，并不满足动平衡对操纵面重量沿展向变化均匀、连续的要求，所以防颤振效果较差。另一种方法是分散配重，将配重物沿操纵面前缘分散布置，这种配重方法达到配重要求所需配重物的重量大，但它的气动外形好，不会增加阻力；而且使操纵面各截面重量都得到平衡，防止颤振效果好，在高速飞机上得到广泛的应用。如图 4-32 所示。

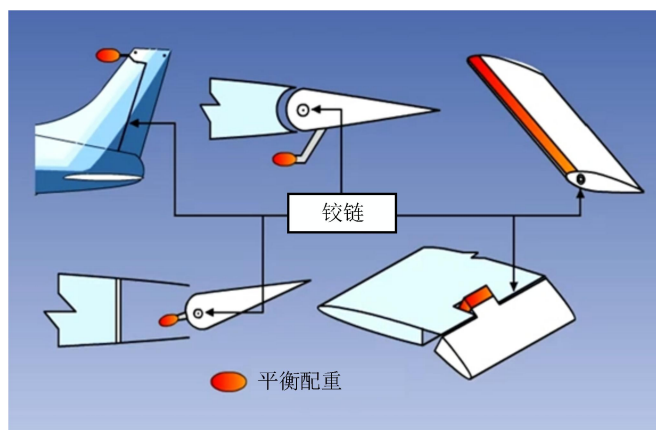


图 4-32 典型操纵面质量平衡方法

操纵面的配重还分为固定配重和可调配重。当操纵面质量分布发生变化,要重新配重时,可用可调配重进行调整。固定配重则是不变的。

4.3.5.2 气动补偿

1. 铰链力矩

作用在舵面上的气动力对舵面转轴的力矩,称为铰链力矩。偏转舵面时,克服铰链力矩使舵面偏转的力矩称为操纵力矩。在无助力的操纵系统中,传动杆力要按一定比例传递到驾驶杆上,这正是飞行员偏转操纵面时,搬动驾驶杆的操纵力。随着飞机飞行速度的提高和飞机尺寸重量的增加,铰链力矩很快加大,飞行员操纵驾驶杆(或盘)的力也随之增大。这样就加重了飞行员的劳动强度,甚至达到了力不能及的程度。气动补偿的目的就是要减少铰链力矩,减轻飞行员操纵飞机的劳动强度。

2. 气动补偿的方式

气动补偿的方式有轴式补偿、角式补偿、内封补偿、随动补偿片、弹簧补偿片等。其中内封补偿还有两种形式:密封布式和平衡板式。典型气动补偿方式如图4-33所示。

轴式补偿的原理是将操纵面的转轴从操纵面前缘向后移到某一位置,在操纵面绕转轴偏转时,转轴前后两部分产生的空气动力形成绕转轴方向相反的两个力矩,从而使舵面的铰链力矩减小,起到气动补偿的作用。

角式补偿是在操纵面的外侧部位(或上侧部位),操纵面的一部分向前伸出,伸到转轴之前,形成一个角。在操纵面偏转时,外伸角部分的气动力和操纵面上的气动力对转轴的力矩方向相反,从而减少铰链力矩。

内封补偿一般用于副翼,补偿面位于机翼后缘的空腔内,空腔由平衡板或气密布分成上、下两室。副翼向下偏转时,上室打开,下室封闭,上室空气随气流流走形成负压,上下室压力差形成的气动力对副翼转轴的力矩和副翼上气动力对转轴的力矩相反,减小铰链力矩。当副翼向上偏转时同理。

随动补偿片是装在操纵舵面后缘的一块可偏转小翼面。当驾驶员操纵舵面偏转时,由于刚性连杆的长度固定不变,随动补偿片会与舵面转动方向相反,相对气流吹在随动补偿片上,产生的气动力相对转轴的力矩与舵面气动力相对于转轴的力矩相反,从而减小铰链力矩。

弹簧补偿片能根据操纵力的大小进行补偿,当操纵力较小时,弹簧筒相当于刚性连杆,力通过它传到操纵面承力件上,带动操纵面偏转,传动杆带动补偿片随操纵面同向偏转,不起气动补偿作用。当操纵力达到一定值时,操纵拉杆通过摇臂作用在弹簧筒中弹簧上的力将弹簧拉开,弹簧不但将力传给操纵面承力件,使操纵面偏转,由于弹簧筒长度的改变,操纵面上的摇臂相对操纵面发生转动,摇臂下端点发生移动,通过传动杆带动补偿片向相反方向偏转,进行气动补偿。

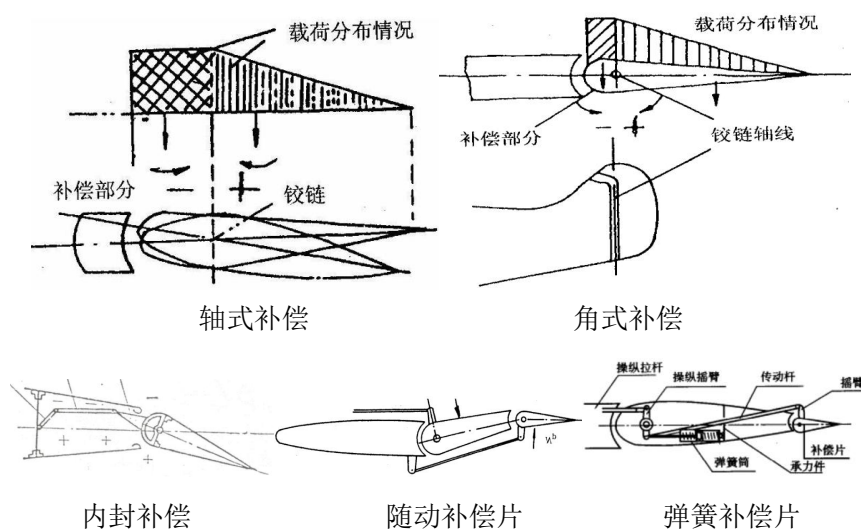


图 4-33 典型操纵面气动补偿方法

4.3.5.3 气动平衡

气动平衡是在飞机处于某一飞行状态时,完全消除驾驶杆力,实现松杆飞行。气动平衡与气动补偿的区别有两点:一是它们的功能不同。气动平衡是在飞机达到某一飞行状态后,将铰链力矩完全抵消掉,飞行员松杆,飞机仍保持这一飞行姿态;而气动补偿则是在飞行员偏转操纵面,对飞机进行操纵时,减小铰链力矩,减轻飞行员操纵飞机的劳动强度。二是操纵方式上不同。气动平衡装置不是随操纵面偏转来起作用,而是飞行员通过独立的配平手轮或配平电门等来操纵。

气动平衡装置有调整片和可变安装角的水平安定面两种。

1. 配平调整片

配平调整片是安装在操纵面后面的一个小翼面,可绕其支持在操纵面上的铰链形成的轴

线转动。飞行员使用配平手柄或电门，驱动电动机或涡轮螺杆来控制，见图 4-34。

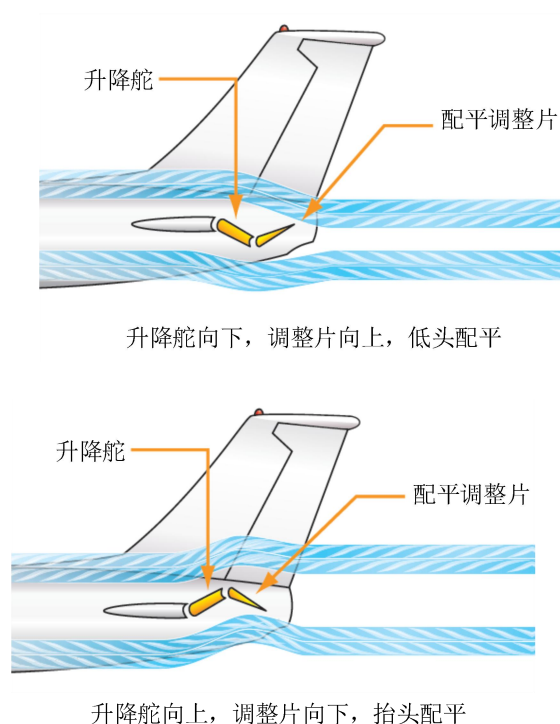


图 4-34 配平调整片

飞行员根据飞行情况，将操纵面偏转某一角度，达到一个稳定飞行状态，然后就可通过配平手柄或电门偏转配平调整片。调整片转动方向与操纵面转动方向相反。调整片上产生的气动力对操纵面转轴的力矩与操纵面的铰链力矩方向相反，飞行员逐渐偏转调整片，直到铰链力矩完全被抵消，驾驶杆上没有力的感觉为止。此时飞行员可松杆，操纵面仍保持在被偏转的位置上，飞机即可在这一状态下进行松杆飞行。如果飞机要在新的飞行状态下获得平衡，则必须重新改变调整片相对操纵面的角度。

2. 可变安装角的水平安定面

这是目前高速大型飞机常采用的一种气动配平的装置。这种水平安定面与一般水平尾翼的安定面不同，它的后梁固定在一个铰链支承上，前梁的下方通过万向节与水平安定面配平作动器相接（图 4-35）。飞行员可通过配平手轮、配平作动器升高或降低前梁的支点，使安定面绕后梁的铰支点转动，改变其安装角，达到纵向配平的目的。

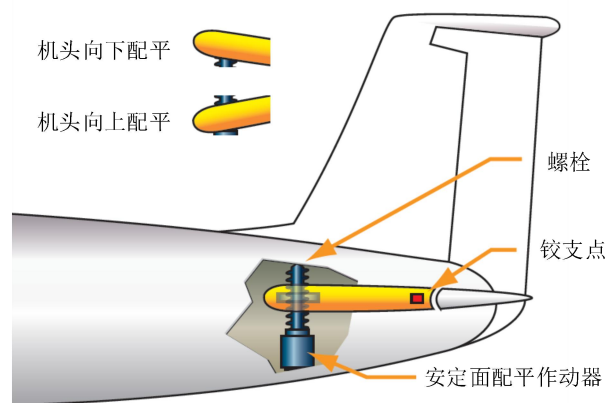


图 4-35 可变安装角的水平安定面

高速大型运输机，机身较长，重量大，重心位置变化范围也较大，又要求有足够的静稳定性，所以，在不同飞行阶段，用改变升降舵偏角的方法来达到飞机纵向力矩配平就比较困难了。特别是在飞机起飞和着陆阶段。为了使飞机起飞离地或保持较大迎角着陆，都需要升降舵向上偏转较大角度。若飞机机身过长，重量较大，重心又较靠前，所需要的偏转角度可能就超过了升降舵偏转角度的允许范围。

为了解决这个问题，采用了可变安装角的水平安定面。起飞前飞行员根据飞机重量配平报告和缝翼、襟翼位置，用配平手轮将水平安定面的安装角调整到需要值，这样当飞机在地面滑跑加速达到前轮离地速度时，只要操纵升降舵使它稍向上偏，就能产生足够的抬头力矩，使机轮离地。到达巡航高度后，又可将安定面的安装角调到巡航时纵向平衡所需要的角度。着陆下滑时，又可将安定面的安装角调到着陆时需要的角度，以保持飞机着陆时大迎角的飞行姿态。另外，飞机起飞后，襟翼收起加速到一定的马赫数后，全机压力中心会后移，飞机会产生自动下俯的现象。

4.4 旋翼航空器基本飞行原理

4.4.1 旋翼升力的产生和反作用扭矩

4.4.1.1 旋翼升力的产生

旋翼由桨叶和桨毂组成，旋翼桨叶的每一个与叶片轴线垂直的截面都相当于机翼的一个翼型。直升机旋翼开始旋转后，在桨叶上产生向上的升力。随着旋翼转速的增加，升力逐渐

增大。当达到额定转速后，靠总距操纵来增大桨叶角，从而增大迎角增加升力。当升力超过重力时，直升机即垂直上升；若升力与重力平衡，则悬停于空中；若升力小于重力，则向下降落。

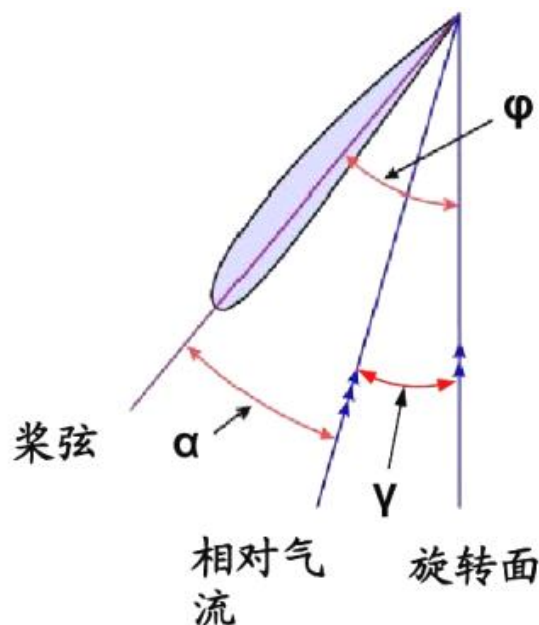


图 4-36 桨叶角

旋翼桨叶剖面的弦线与旋转平面的夹角称为桨叶角，见图 4-36 所示。螺旋桨旋转一圈沿桨纵向轴方向前进的距离称为桨距，这个距离和桨叶角的大小对应。旋转旋翼桨叶所产生的拉力，不仅取决于旋翼的转速，而且还取决于桨叶的桨距。从原理上讲，调节转速和桨距都可以调节拉力的大小。

4.4.1.2 直升机的反作用扭矩

随着旋翼旋转，旋翼轴会对传动系统作用大小相同方向相反的扭矩，如图 4-37 所示。

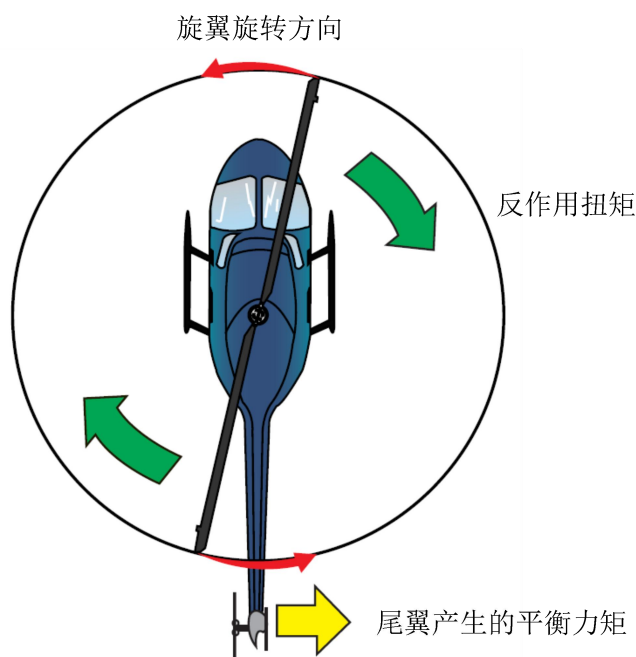


图 4-37 尾桨平衡旋翼反扭矩示意图

如果没有一定的反扭力措施，直升机机体就会产生反向旋转现象。直升机抵消反作用扭矩的方案有很多，最常规的是采用尾桨。例如主旋翼逆时针旋转，对机身就产生顺时针方向的反扭力矩，尾桨就必须或推或拉，产生逆时针方向的平衡力矩，以抵消主旋翼的反作用扭矩。

4.4.2 旋翼桨叶运动的基本原理

旋翼桨叶的运动比较复杂。如图 4-38 所示，当直升机前飞，旋翼旋转一圈时，在迎风的半圈（称为前行）和顺风半圈（后行）中，桨叶相对气流的速度是不同的，迎风的半圈大，而顺风时小，因而会造成升力不对称，即前行桨叶升力大，这会使桨叶根部产生交变弯矩，使桨叶加速损坏。为了解决这个问题，桨叶和桨毂之间用一个水平铰链或是柔性构件连接起来，使桨叶可在旋翼平面上、下摆动，这样由于铰链不能传递力矩，从而使两边升力平衡，这个铰链称为水平铰或挥舞铰。除了用机械铰链容许桨叶在环形过程中相对于其它桨叶有一定的挥舞外，桨叶材质也必须具有弹性，这就是为什么直升机停在地面时，桨叶总是“耷拉着”的原因。

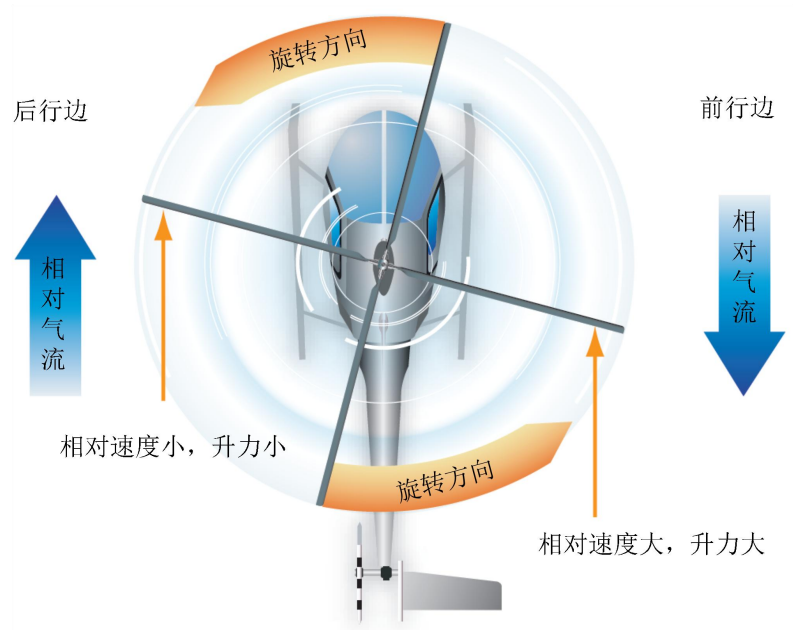


图 4-38 前飞时升力不平衡

同样，在使用了挥舞铰后，由于桨叶的上下摆动，使每个桨叶旋转轴的角速度发生变化。由于科里奥利效应，桨叶下挥时，使旋翼角速度变小，上挥时，角速度增大。这个力称为哥氏力，是沿旋翼周向作用在桨叶上的，也是周期变化的，同样产生交变的根部弯曲力矩，为了减少这个力的作用，通常再加上一个垂直放置的铰链，使桨叶可在圆周方向做少量的前后摆动，这个铰链叫做垂直铰或摆振铰。挥舞铰和摆振铰是旋翼升力均匀的平稳飞行的关键。

旋翼桨叶的桨距，对应桨叶弦线与桨毂旋转面间的夹角，和拉力的产生有直接关系。因而它的桨距也要求可调，从而调节和控制升力，这需要第 3 个铰链使桨叶可以围绕自身的轴运动，这个铰称为桨距铰，或轴向铰。挥舞铰、摆振铰、桨距铰结构如图 4-39 所示。

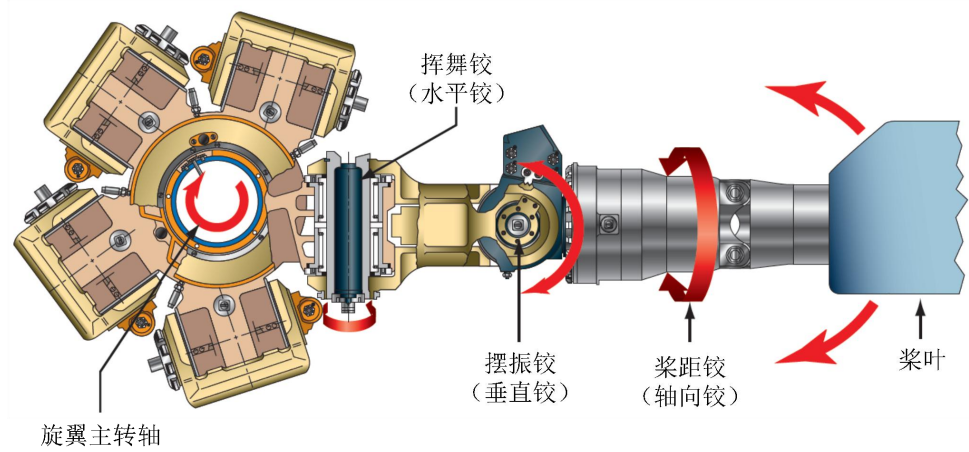


图 4-39 挥舞铰、摆振铰、桨距铰结构示意图

根据桨叶与桨毂的连接方式，旋翼有四种形式，即全铰式、半铰式、无铰式和无轴承式，如图 4-40 所示。全铰式旋翼包括水平铰、垂直铰和轴向铰；半铰式旋翼是两片桨叶彼此连为一体，共用一个中心水平铰，没有垂直铰，仍有轴向铰；无铰式旋翼取消了水平铰和垂直铰，只保留轴向铰；而无轴承式旋翼是取消三个铰，桨叶的运动靠其扭转变形和弯曲变形来实现。



(a) 全铰式



(b) 半铰式



(c) 无铰式



(d) 无轴承式

图 4-40 典型桨毂连接方式

对于直升机尾桨，桨叶与桨毂结构的特点是有轴向铰和水平铰，但没有垂直铰。

4.4.3 旋翼航空器的操纵

直升机的操纵系统分为油门变距系统、驾驶杆操纵系统和脚操纵系统三部分，用于控制直升机的飞行姿态和飞行方向。

4.4.3.1 油门变距系统

通过同时改变直升机旋翼各片桨叶安装角（桨距）的大小，可以改变旋翼升力的大小，从而实现直升机的悬停、垂直上升和垂直下降。如图 4-41 所示，直升机垂直运动时旋翼产生拉力全部变为升力，产生的反作用扭矩被尾桨产生的拉力力矩平衡。



图 4-41 直升机垂直飞行时受力示意图

油门变距系统可以实现总距操纵。操纵总距杆可以使旋翼桨距同时增大或减小，从而使旋翼升力增大或减小，以操纵直升机的升降；油门变距系统还可以实现油门的控制，旋转油门变距杆，可以使油门增大或减小。总距操纵如图 4-42 所示。



图 4-42 总距操纵实现直升机升降

4.4.3.2 驾驶杆操纵系统

直升机的前飞、侧飞、后飞运动，是通过调整旋翼桨盘向所需飞行方向倾斜，从而产生所需方向的水平分力，实现该方向的水平飞行，如图 4-43 所示。

以直升机向前飞行的受力为例，前飞时，旋翼桨距产生周期性变化，使旋翼桨盘前倾，产生向前的分力，如图 4-44 所示。

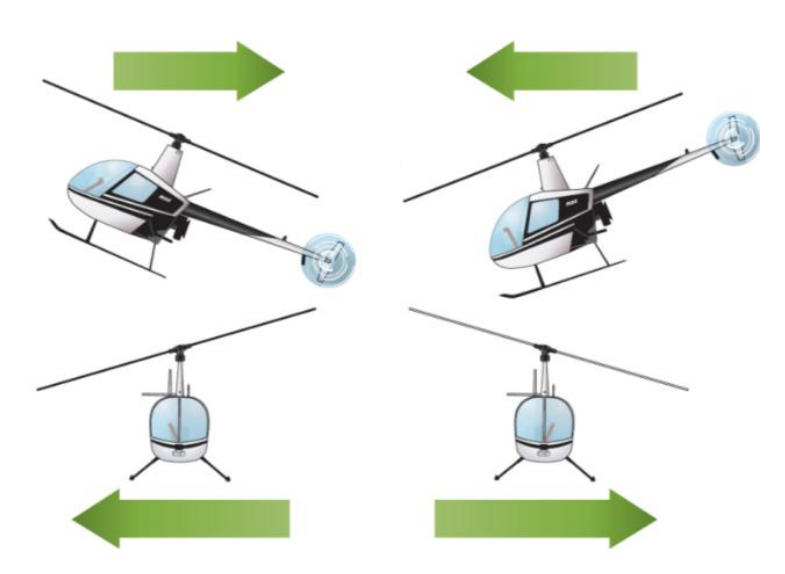


图 4-43 调整旋翼桨盘实现前飞、后飞和侧飞

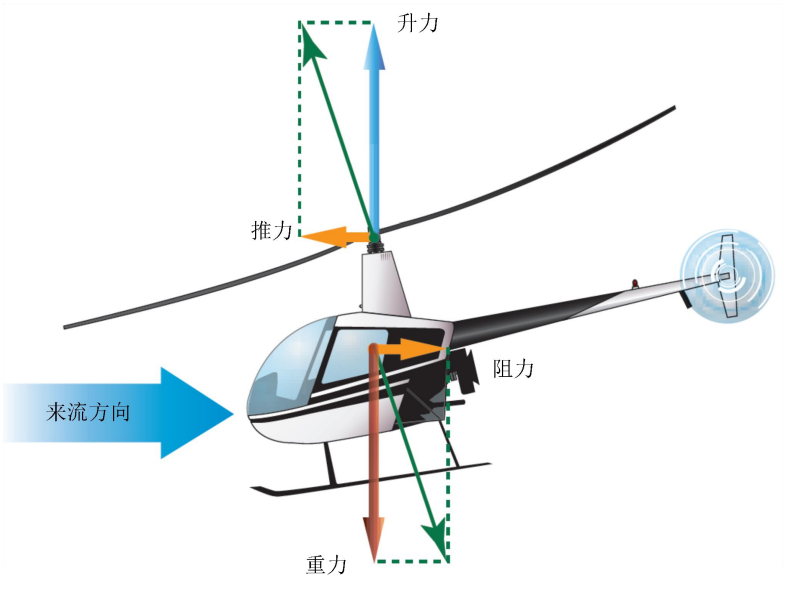


图 4-44 直升机前飞时受力示意图

驾驶杆操纵系统实现周期变距操纵。操纵周期变距杆，可以使旋翼桨距产生周期性变化，从而旋翼的旋转平面向某一方向倾斜，改变旋翼拉力的方向，如图 4-45 所示。

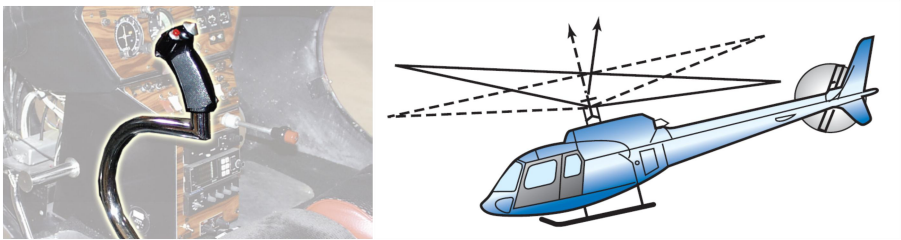


图 4-45 周期变距操纵改变旋翼拉力方向

4.4.3.3 脚操纵系统

脚操纵系统实现脚蹬操纵。操纵脚蹬，可以整体改变尾桨的桨距，从而改变尾桨拉力，使直升机机体改变航向，如图 4-46 所示。

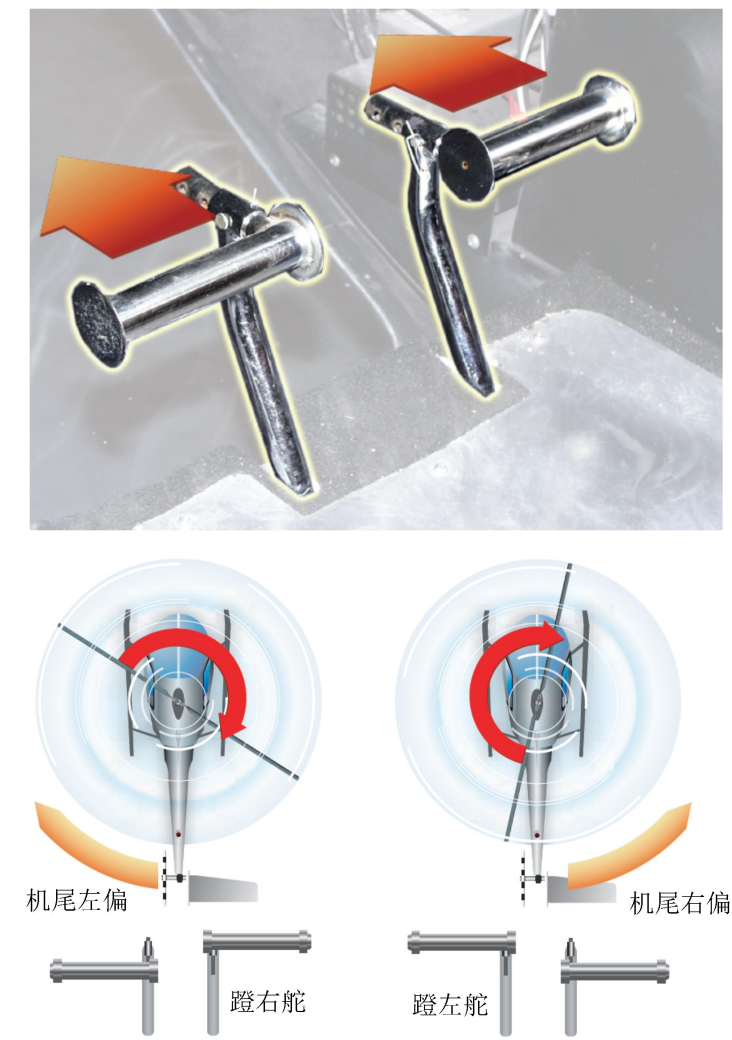


图 4-46 脚蹬操纵改变直升机航向

第5章 航空动力装置

飞机之所以能够飞行是因为它有了向前运动的推力，从而产生飞机与气流的相对运动，这才有了升力。因而飞机的动力装置是飞机的核心部分，可以说动力装置是飞机的心脏。飞机动力装置的构造复杂，自成系统，它独立于机体，成为飞机的一个主要部分。

动力装置是指为飞机飞行提供动力的整个系统，包括发动机、螺旋桨及其它附件，而其中最主要的部分是发动机。在飞机上使用的发动机分类如图 5-1 所示：

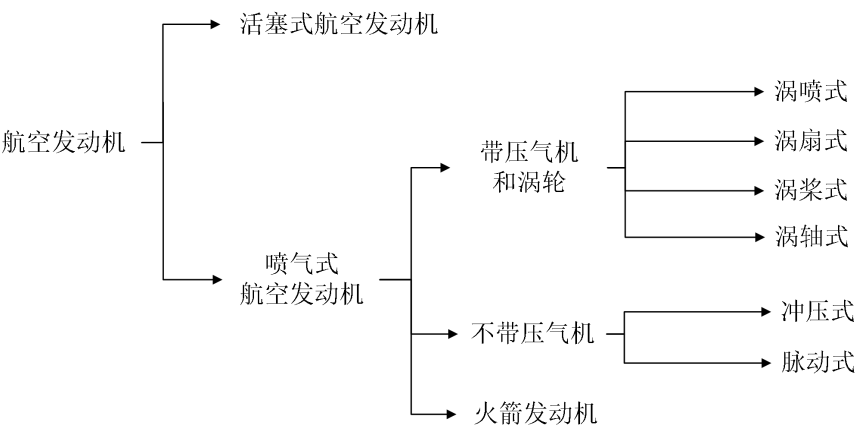


图 5-1 飞机发动机分类

航空发动机共分为两大类：活塞式发动机和喷气式发动机。航空用的活塞式发动机主要是四冲程汽油内燃机，重量轻、功率大。直到 20 世纪 30 年代末出现了喷气发动机，飞机的动力装置才有了第二种不同的形式。现代高速飞机都使用喷气式发动机，只有在小型、低速飞机上，由于经济性能好，易于维护，活塞式发动机还在大量使用。本书主要介绍民航飞机应用的两大类发动机，即活塞式发动机和带压气机、涡轮的喷气发动机。

在大、中型飞机和大型直升机上，为了减少对地面（机场）供电设备的依赖都装有独立的小型动力装置，称为辅助动力装置（Auxiliary Power Unit, APU）。APU 的作用是向飞机独立地提供电力和压缩空气。飞机在地面，由 APU 来起动发动机，从而不需依靠地面气源、电源车来起动发动机。飞机在地面时，APU 提供电力和压缩空气，保证客舱和驾驶舱内的照明和空调，这样在飞机起飞时，发动机功率便可全部用于地面加速和爬升。降落后，仍由 APU 供应电力照明和空调，使发动机提早关闭，从而节省燃油，降低机场噪声。通常在飞机爬升到一定高度后辅助动力装置关闭。但在飞行中当主发动机空中停车时，APU 可在一定高度以下的高空中及时起动，为发动机重新起动提供动力。

5.1 航空活塞式发动机概述

5.1.1 航空活塞式发动机

目前使用的航空活塞式发动机主要为四冲程发动机，在轻型低速飞机上仍广泛采用。大多数航空活塞式发动机使用航空汽油作为燃料，但近年来使用航空煤油作为燃料的航空活塞式发动机也逐渐增多。

根据发动机的汽缸排列方式的不同，可以分为星型发动机和直列型发动机，如图 5-2 所示。直列型发动机的汽缸呈前后排列，又可分为单排直列型、水平对置型、H 型或 V 型等形式，最常见的为水平对置型。汽缸在机匣的左右两侧各排成一行，彼此相对，有四缸、六缸和八缸等。星型发动机的汽缸排列呈辐射状，又可分为单排星型和双排星型两种。

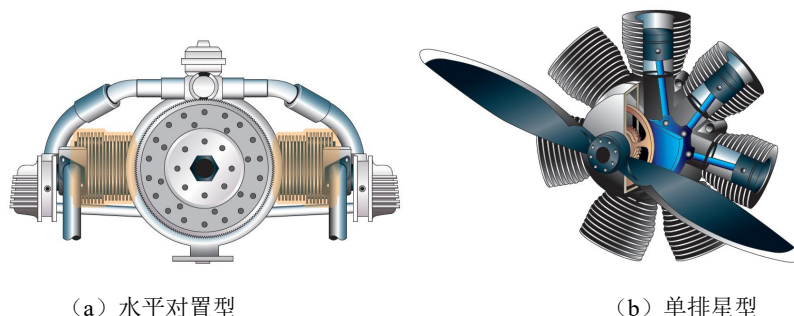


图 5-2 常见航空活塞式发动机气缸排列方式

活塞式发动机的基本构件是汽缸、活塞、曲轴和连杆，如图 5-3 所示。

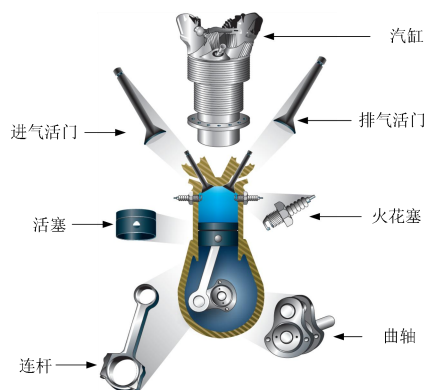


图 5-3 四冲程活塞式发动机基本构件

活塞式发动机工作原理如图 5-4 所示，汽油在汽缸中燃烧，形成高温气体，气体膨胀做功，推动活塞在汽缸中向下运动，活塞带动连杆，使曲轴转动；曲轴继续转动，使活塞又向上移动，然后，再开始点火，使活塞再向下运动，这样往复不断，就把汽油燃烧的热能转化

为曲轴转动的机械能，这就是活塞式发动机最基本的工作原理。为实现这一过程，发动机的动作由四个过程构成一个循环，我们通常称为进气冲程、压缩冲程、做功冲程、排气冲程。

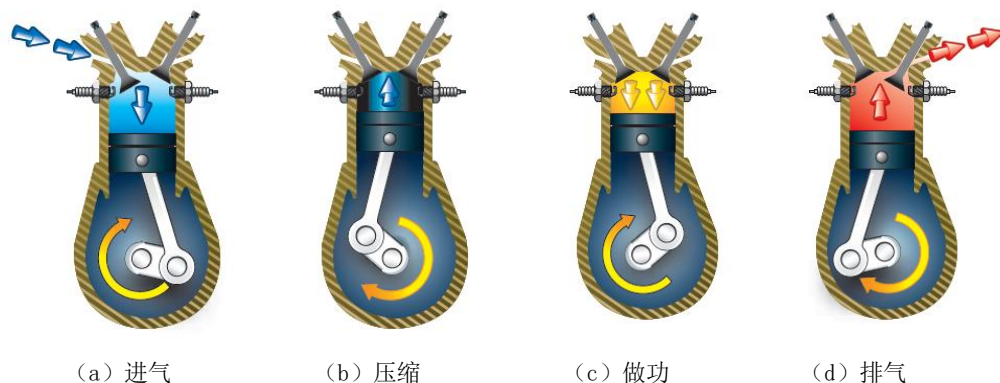


图 5-4 航空活塞发动机四冲程工作示意图

活塞在四个冲程运动中，每一个循环，活塞往复两次，进、排气门各开关一次，点火一次，气体膨胀做功一次，其中只有做功冲程获得机械功，其余三个冲程都要消耗一部分功，消耗的这部分功比膨胀得到的功小得多。因此，从获得的功中扣除消耗的那部分功，所剩下的功仍然很大，可用于带动附件和螺旋桨转动。

由于材料强度的限制，汽缸通常不能做得太大，而单个汽缸功率往往不足，并且单个汽缸的工作也不均衡，震动很大，因此航空活塞式发动机往往不是只有一个汽缸，而是由多个汽缸所组成，功率越大，汽缸就越多。

不论发动机有多少个汽缸，每个汽缸内的活塞总是按四个冲程的方式进行工作的。但是，各个汽缸内同样的冲程并非同时进行，而是按一定的次序均匀错开，点火次序也是均匀错开的。多缸发动机上各缸的点火次序确定了整台发动机的工作次序。各缸工作均匀错开，可以保证活塞推动曲轴的力量比较均匀，发动机的运转较为平稳。

航空活塞式发动机不但要具备汽缸、活塞、曲轴和连杆等主要机件，而且还必须有附件系统配合，才能够进行工作。航空活塞式发动机一般都具有燃油、点火、润滑、冷却和起动等工作系统。

1. 燃油系统

燃油系统的功用是连续地向发动机供给适量的、清洁无污染的燃油，并将燃油很好地雾化和气化，便于与空气混合形成均匀的可燃混合气体。

2.点火系统

使用航空汽油的活塞式发动机，正常工作时还需要点火系统，在发动机工作过程中的适当时刻产生能量足够的电火花，点燃汽缸内的混合气体。而使用航空煤油的活塞式发动机，其汽缸内混合气体的着火方式是压燃式，因此不需要点火系统。

3.滑油系统

滑油系统的功用是在发动机正常工作过程中，连续不断地将温度适当的清洁滑油送到各机件的摩擦表面进行润滑，减小摩擦阻力，减轻机件磨损，带走磨损下来的金属碎屑，并将机件摩擦产生的热量带走，散发到大气环境中。在有些活塞发动机上还用来做螺旋桨变距机构的伺服介质。发动机不工作时，金属零件表面的滑油油膜还起到防腐作用。

4.冷却系统

冷却系统的功用是在发动机正常工作过程中，将汽缸的部分热量散发到大气环境中去，确保汽缸头温度正常。

5.起动系统

起动系统的功用是利用外部动力把曲轴转动起来，使发动机从静止状态转入正常的工作状态。

航空活塞发动机的性能指标，主要是发动机的功率和经济性。发动机的功率包括本身所消耗各种功率和发动机输出带动螺旋桨的功率；发动机的经济性指的是燃料的消耗率和效率等。发动机功率指标包括指示功率、阻力功率、有效功率等；经济性指标包括发动机的效率和燃油消耗率。发动机有效效率越高，说明供给发动机的燃料所含的热能，转换为有效功的热量越大，用于带动螺旋桨的功就越多；燃油消耗率是发动机产生一马力有效功率，在一小时内所消耗的燃油质量。有效效率高，说明能量损失小，要得到同样的有效功率，燃料消耗率就必然小。活塞发动机工作可靠，目前仍在小型飞机和轻型直升机上广为应用。

5.1.2 螺旋桨

活塞式发动机单独不能驱动飞机，它必须驱动螺旋桨才能使飞机运动，因而活塞发动机和螺旋桨在一起才构成了飞机的推进系统。

螺旋桨由桨叶和桨毂组成，每个单独的桨叶从根部到顶部扭曲，每一个与桨叶轴线垂直

的截面都相当于机翼的一个翼型。当螺旋桨旋转通过空气时，类似于飞机机翼产生升力的原理，在桨叶的两侧形成压力差，同时，螺旋桨迫使相对气流改变方向产生的反作用力，在发动机轴线方向上也形成一个分力，两者的合力形成了螺旋桨的拉力。螺旋桨的拉力的大小取决于桨叶迎角、螺旋桨转速和翼型的形状。桨叶迎角是桨叶弦线和相对气流速度的夹角。螺旋桨的拉力的产生如图 5-5 所示。

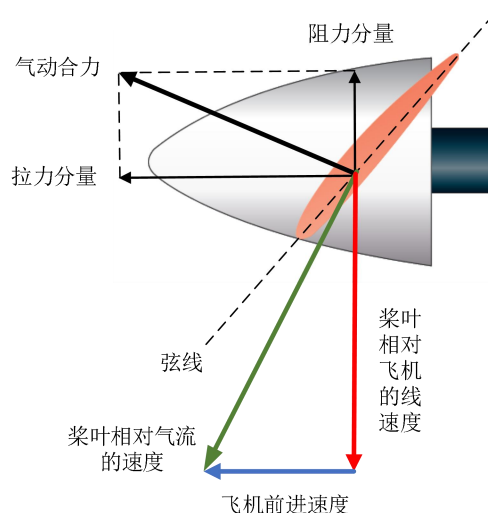


图 5-5 螺旋桨拉力的产生

虽然桨叶的各部分以同样的角速度旋转，但是桨叶根部的线速度要比尖部的线速度小，只有将桨叶的迎角从根部到尖部逐渐减小，才能保证叶尖不受过大的力，这是螺旋桨扭曲的主要原因（如图 5-6 所示）。除叶片扭转外，大多数螺旋桨接近桨毂用较厚的低速翼型，接近翼尖用较薄的高速翼型。这样，同叶片扭转组合，允许螺旋桨沿着桨叶整个长度产生相对不变的拉力。

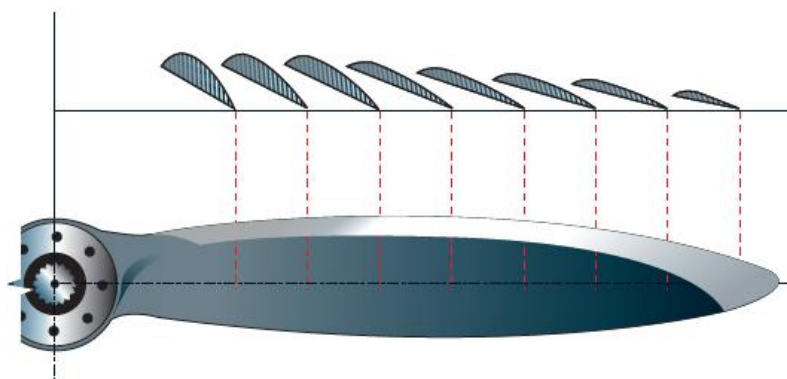


图 5-6 螺旋桨桨叶的扭转

螺旋桨是在空气中旋转获得拉力的机构，因而它不仅可以和活塞式发动机配合使用，也可以和输出轴功率的喷气发动机配合使用，直升飞机上的旋翼和尾桨也是螺旋桨的一种。

由于螺旋桨上任一点的速度都是飞行速度和旋转速度合成的，因而桨上各点的运动速度都要大于飞行速度，特别是叶尖的速度最高。因此，飞行速度低于声速时，叶尖速度就可能接近声速，在叶尖上产生激波，使阻力大增，所以，一般安装的螺旋桨的飞机最高速度都在每小时 800 千米之下。一般在 20 千米/小时到 700 千米/小时的范围内，螺旋桨推进的效率很高，产生的推力也较喷气推进的飞机大，因而在支线运输飞机上，涡轮螺旋桨飞机得到了广泛应用。

5.2 航空燃气涡轮发动机概述

由于螺旋桨在高速飞行时的缺点及活塞发动机在降低推重比上已接近了极限，因而人们为提高飞机飞行速度在动力装置上需要来一次革新才能继续前进。随着喷气式发动机的出现，飞机的动力装置进入了一个新纪元。

5.2.1 喷气式发动机的工作原理和基本组成

喷气式发动机和活塞式发动机一样通过燃油在发动机内部的燃烧使燃料的化学能转变为机械能，同时喷气式发动机利用反作用力把气体排向后方产生推力。

喷气式发动机和活塞式发动机的能量都是由燃油燃烧的热能转化为机械能而来的。它们的不同在于喷气式发动机的燃油是在一个开敞的燃烧室内燃烧，气流不断喷出，燃气的喷射速度很高，但对发动机壁的压力不大，不需要坚固的器壁。喷出的气流直接输出功率，不需要连杆、曲轴一类的运动转化机构。以上两个方面的原因，使喷气式发动机的结构重量比同样功率的活塞发动机要轻很多，为飞机高速飞行提供了基础，使得高亚声速和超声速飞行得以实现。

1. 涡轮喷气发动机

飞机采用的喷气发动机中最基本的形式是涡轮喷气发动机，由进气道、压气机，燃烧室、涡轮和尾喷管几个部分组成（如图 5-7 所示）。

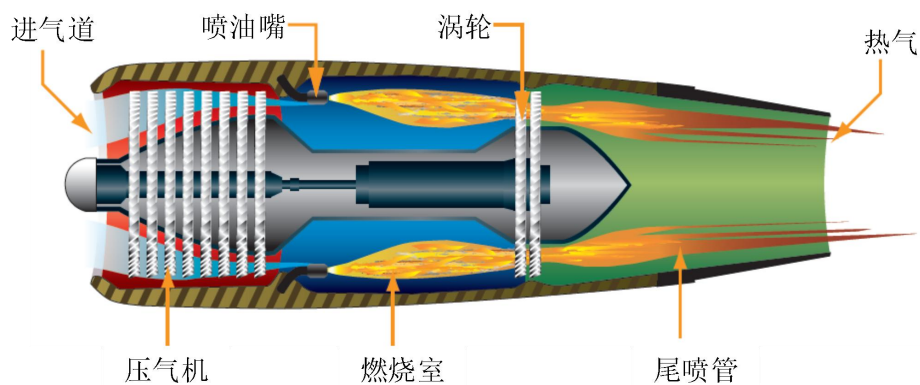


图 5-7 涡轮喷气发动机的组成

这两种发动机的工作过程看上去是类似的，但有所区别。一是在活塞式发动机中所有的工作都是在一个空间——汽缸内完成的，而在涡轮喷气发动机中是在不同的空间中完成的，吸气在进气道，压缩在压气机，燃烧（点火）在燃烧室，排气在尾喷管。二是活塞式发动机的做功是周期性的，一个循环工作一次，而涡轮发动机的做功是连续的，因而工作得比较平稳，振动要小。三是活塞式发动机的功率输出只由曲轴的转动完成，而涡轮发动机的做功分为两个部分：一个部分是涡轮的转动，它除带动压气机转动外，也可以带动功率轴做功；另一部分是由喷出的气体直接产生推力做功。

涡轮喷气发动机是带压气机的喷气发动机的最基本形式，重量轻、推力大，适于高速飞行，但它的油耗大、经济性差，目前在民航飞机上已经使用的不多，主要使用的是在它的基础上发展起来的涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇式发动机和涡轮轴发动机。

2. 涡轮螺旋桨发动机

喷气发动机在亚声速飞行时经济性差，人们自然想到用涡轮输出轴功率来带动螺旋桨，这样就产生了涡轮螺旋桨发动机。它的基本构造与涡轮喷气发动机相同（如图 5-8 所示），但它的涡轮要带动前面的螺旋桨，这就提出了两个要求：一是涡轮提供一部分的功率，以带动螺旋桨，为此涡轮的级数要相应增加来吸取更多的能量；另一个要求是在涡轮后的转速很高，但螺旋桨要求的转速很低，因而只有加装减速机构二者才能连接。

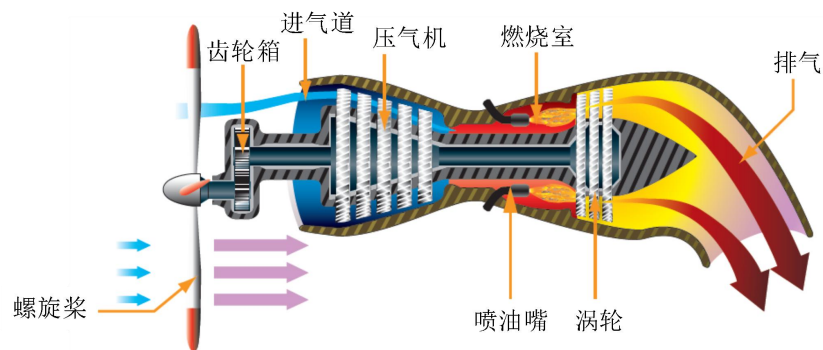


图 5-8 涡轮螺旋桨发动机

涡轮螺旋桨发动机产生的动力以螺旋桨的拉力为主，约占全部前进动力的 90%，因此它本质上是螺旋桨推进的飞机。由于受到螺旋桨叶端速度的限制，飞机的飞行速度一般在 800 千米/小时以下，但和活塞发动机相比，涡轮发动机的推重比高，构造简单，维护容易。它的耗油率和活塞式发动机相近并使用航空煤油，航空煤油比活塞式飞机使用的航空汽油价格低，因而经济性比活塞式发动机略优。由于以上优点，涡轮螺旋桨发动机在中速的客机和支线飞机上已经取代了活塞式发动机。许多小型飞机也在采用这种发动机。

3. 涡轮风扇发动机

为了使喷气式飞机能在高亚声速中以低的油耗飞行，20 世纪 60 年代出现了涡轮风扇发动机，它已经成为目前大型民航运输飞机主要的动力装置。

如图 5-9 所示，涡轮风扇发动机是在涡轮喷气发动机的压气机前面又增加了风扇，风扇由大的叶片组成，直径比压气机大，并由涡轮带动。

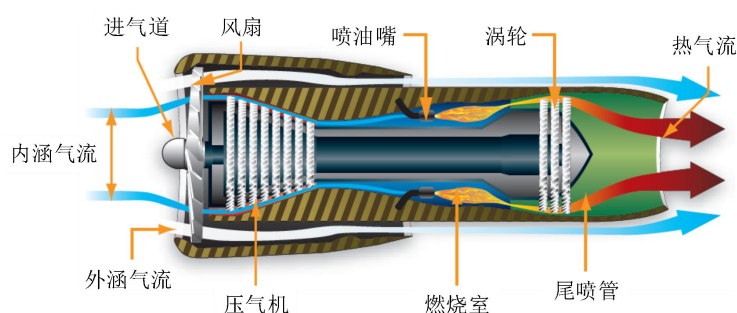


图 5-9 涡轮风扇发动机

空气经过风扇后分成两部分，一部分在核心机外面流过，这个气流通道我们称之为外涵道或外涵。这部分气流受到风扇的推动向后流去，产生推力，同时也把后面的核心机冷却。另一部分通过核心机，这条通路称为内涵道或内涵。内涵流动的气流燃烧后推动涡轮，然后

从尾喷管排出产生推力。外涵的推力产生和螺旋桨相似，只不过风扇的叶片大大缩短，并且它被放入一个有限直径的涵道中，从而避免螺旋桨叶尖在高速时产生激波的情况，使飞机速度得以提高。

涡轮风扇发动机空气流量大，推力大，在高亚声速的情况下使用时，耗油率接近涡轮螺旋桨发动机的水平。涡轮风扇发动机的另一个巨大的优点是噪声低。由于涡轮风扇发动机大量的外涵低速气流，当内涵的高速气流和外涵气流混合排出时，噪声大为下降。这是涡轮风扇发动机在民航飞机上取代涡轮喷气发动机的又一重要原因。

4. 涡轮轴发动机

在直升机和其它工业应用上需要一种只输出轴功率而不需要喷气动力的涡轮发动机，在20世纪40年代末出现了涡轮轴发动机（如图5-10所示）。

在涡轮螺旋桨发动机中已经介绍，它的功率输出的90%以上是轴动力输出，由喷气产生的动力只占动力输出的一小部分，因而将涡轮螺旋桨发动机做一定的改动，就发展成为涡轮轴发动机。

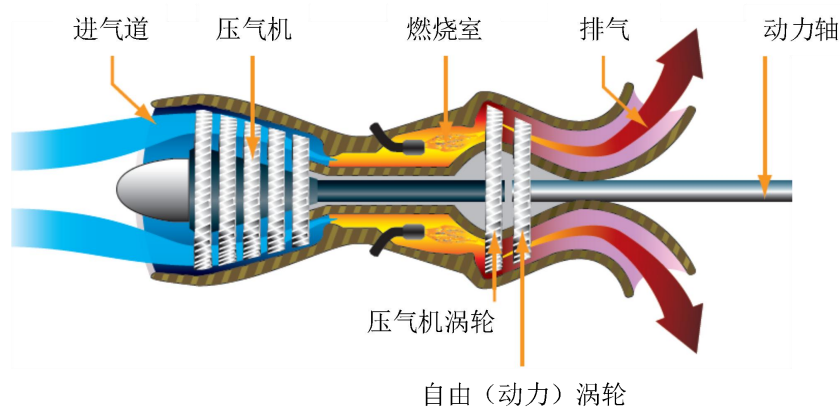


图 5-10 涡轮轴发动机

涡轮轴发动机都采用两套涡轮，一套带动压气机，而另一套则是专门输出功率的自由涡轮。自由涡轮也称动力涡轮，一般在两级以上，它专门用来输出功率。喷气通过自由涡轮后剩余能量很小，基本上不能再产生推力了。由自由涡轮带动减速箱，再带动旋翼，这样涡轮轴发动机就成为直升机的动力。

和活塞式发动机相比，涡轮轴发动机的结构重量轻，功率大，同时耗油率也在逐步下降，它燃烧的是低价的航空煤油，因而经济性能也和活塞式发动机不相上下。目前已成为直升机

的主要动力形式。

5.2.2 喷气式发动机的主要附件系统

发动机是产生动力的核心部件，但如果没有其它系统的配合就不能工作。和发动机配套的其它系统有：燃油系统、点火系统、起动系统、附件传动系统、润滑系统、控制仪表系统、冷却系统等。

1.燃油系统

用于给发动机提供适量的清洁燃油，并雾化燃油，便于与空气混合。现代的发动机驾驶员只通过手动控制油门杆来控制发动机的开、停和功率选择，其它控制都是自动的。

2.点火系统

用于在发动机起动和正常工作时，使电嘴适时地产生电火花，可靠地点燃混合气。

3.起动系统

利用外部动力，使发动机由静止状态进入慢车工作状态。主要使用电起动和空气起动。电起动是用电动机来起动发动机，它的电源是电池、地面电源或飞机上安装的辅助动力装置供电；空气起动是由地面或飞机上装的辅助动力装置向空气涡轮起动机供气，使空气涡轮起动机旋转带动发动机起动。

4.附件传动系统

由于涡轮的转速一般在 20000-30000 转/分，不能为其它机构直接提供动力，因此所有涡轮发动机都需要有一套减速齿轮装置，为飞机的液压、气压和电气装置提供动力，这套装置称为附件传动装置。附件传动装置是发动机的重要部件，若出现故障，发动机应立即停车，是维护中的重要部位。

5.润滑系统

对涡轮发动机的所有齿轮、轴承都要用滑油润滑和冷却。润滑系统由滑油箱、滑油泵、供油管道、供油喷嘴、回油管道、冷却装置组成。

6.仪表系统

发动机的仪表安装在仪表板的中央部位，用以测量发动机的各种参数，按类型分有压力表、温度表、转速表、油量表、振动指示器等。随着电子技术的进步，现代飞机把这些数据

都通过电子指示系统综合显示到一个或几个显示器上，并有报警系统。如果某一项数据超限，就用声音、灯光向飞行员报警。

7.冷却系统

使发动机工作的温度保持在一个适当的范围。由于有大量空气流过，因此发动机大部分由空气冷却。齿轮箱和轴承由滑油冷却，滑油的热量经过交换器由气流带走。

5.2.3 喷气式发动机的安装布局

螺旋桨推进飞机的发动机，一般装在机身前段和机翼上的发动短舱之内（如图 5-11 所示）。单发动机的活塞式飞机的发动机都装在机头部分。多发动机的螺旋桨飞机的发动机都对称地装在两翼上，这样既改善了驾驶舱的视野，又使两边螺旋桨产生的反作用扭矩平衡。



图 5-11 螺旋桨推进飞机的发动机一般安装位置

现代民航飞机的喷气发动机主要有两种安装形式：在机翼下的发动机吊舱中和在机身尾部外侧的发动机舱中，典型飞机如图 5-12 所示。



(a) 翼吊布局

(b) 尾吊双发布局

(c) 混合布局

(d) 尾吊三发布局

图 5-12 现代民航飞机的喷气发动机主要安装形式

第一种方式统称为翼吊布局，是现在最通行的布置方式，它的优点是：由于机翼受向上的力，而发动机的重力向下与之抵消，使翼根受力减小，因而减少了机翼结构重量；发动机进气不受干扰；飞行阻力在巡航时很小；客舱内噪声影响较小。缺点是：由于发动机远离机身轴线，如果有一台发动机失效，它的偏航力矩大，飞机的航向控制比较困难；发动机离地近，容易吸入异物。

第二种方式把发动机装在尾部外侧的短舱内称为尾吊布局，它的优点是：客舱内的噪声小；单发失效时偏航力矩小；机翼设计简单、容易；可以安装奇数个发动机。缺点则是：和翼吊布局比结构重量较高；由于机身的一部分被占用，因而机身长度长；尾翼受发动机排气的影响，通常都是高平尾形式；飞机的重心靠后，因而导致机翼后移。装载时要注意配平，否则会尾部接地。

两种布局的飞机都在大量使用，另外有的飞机尾部一台发动机，翼下两台，称为混合布局，但从趋势上看，翼吊布局优越性较大。

第6章 航空仪表和机载设备

6.1 航空仪表概述

6.1.1 航空仪表的分类

航空仪表可分为飞行仪表、发动机仪表和其它飞机系统仪表。

6.1.1.1 飞行仪表

飞行仪表用于测量飞机的各种运动参数，主要包括气压飞行仪表和陀螺飞行仪表。其中气压飞行仪表有高度表、升降速度表、空速表等；陀螺飞行仪表有转弯仪、姿态指示器、航向指示器等；此外，还有无线电高度表、无线电磁指示器等无线电类仪表等。

1. 气压式高度表

气压式高度表是用来测量飞机气压高度的仪表。大气压随着高度升高而下降，测出这一高度的气压就可换算出高度值。通过测量气压来表示高度时，选定的基准面不同，测出的高度也不同，仪表底部的气压基准调节旋钮用于设定不同的气压高度基准面。

2. 空速表

飞机的空速表是用来测量飞机相对于空气的速度的仪表。它通过连接到飞机的动压管和静压管来测量冲压空气的压力，然后将这些数据转换成指示空速（Indicated Air Speed, IAS）。指示空速表上的箭头指向的数字代表了飞机相对于空气的速度。

3. 升降速度表

升降速度表，通过测量大气压力的变化率间接测量飞机升降速度的仪表，又称爬升速度表或垂直速度表，是基本飞行仪表之一。

4. 转弯仪

飞机上通常使用两种转弯仪：转弯侧滑仪和转弯协调仪。转弯仪是一种陀螺仪表。指针偏转的方向，表示飞机转弯的方向，指示偏转角的大小，表示飞机转弯角速度的大小。侧滑仪由一个弯曲玻璃管和一个小黑球组成。飞机转弯时若无侧滑，由于没有侧向力作用，小球仍保持在管子的中央；若转弯动作不正确，发生侧滑，就产生侧向力，使小球滚向玻璃管的一端。所以，从小球偏离管中央位置的距离和方向，可以看出飞机侧滑的程度和方向。

5. 姿态指示器

姿态指示器也称为地平仪，用来指示飞机与地平面之间的相对关系，即指示飞机的俯仰和倾斜角度。姿态指示器中有一个可移动的飞机标志和一条人工地平线，利用飞机标志和人工地平线显示出飞机的飞行姿态。

6. 航向指示器

航向指示器也称为航向陀螺仪，实际上是一个用来配合磁罗盘使用的机械仪表。磁罗盘

存在多种误差,使得飞行员很难完成直线飞行和精确转至某航向,尤其是在颠簸中。陀螺罗盘稳定性好,但无自动定向能力,通过把陀螺的定轴性和磁罗盘的指向性结合起来制成陀螺磁罗盘系统,使其能够输出磁航向修正后的陀螺航向。

6.1.1.2 发动机仪表

发动机仪表是指发动机工作系统中的各种参数测量仪表,包括各类测量压力、温度、转速、油量、流量和振动的仪表。

如活塞式发动机仪表包括:燃油压力表、滑油压力表、滑油温度表、气缸头温度表、排气温度表、转速表、燃油油量表以及燃油流量表等。

燃气涡轮发动机仪表包括:燃油压力表、滑油压力表、滑油温度表、排气温度表、转速表、扭矩表(用于涡轮螺旋桨式发动机)、推力表(用于涡轮风扇或涡轮喷气发动机)、燃油油量表、燃油流量表以及振动指示器等。

6.1.1.3 其它飞机系统仪表

在飞机的其它系统或设备中使用的测量仪表统称为其它飞机系统仪表,如飞机增压系统的座舱高度表、压差表等;飞机液压系统的各种压力表和液压油油量表等;灭火系统的各种压力表;此外,还有起落架收放位置表、襟翼位置表和飞机电气设备用的电流表、电压表、频率表等。其它飞机系统仪表通常位于驾驶舱的顶板上。

6.1.2 航空仪表的发展历程与布局

从航空仪表在各个历史时期出现的不同结构与形式看,它的发展过程大体分为以下五个阶段。

6.1.2.1 机械仪表阶段

这个阶段是仪表的初创时期,多数仪表为单个整体直读式结构,也称为直读式仪表。即传感器和指示器组装在一起的单一参数测量仪表。表内敏感元件、信号传送和指示部分均为机械结构,例如早期的空速表和高度表。

这种表的最大优点是结构简单、工作可靠、成本低廉。它的缺点是灵敏度较低,指示误差较大。随着飞机性能和要求精度的不断提高,机械式仪表早已不能满足航空发展的需要。

6.1.2.2 电气仪表阶段

从20世纪30年代起,航空仪表已由机械化逐步走向电气化,发展成电气仪表,此时的仪表称为远读式仪表。用电气传输代替机械传动,可以提高仪表的反应速度、准确度和传输距离。将仪表的指示部分与其它部分分开,使仪表板上的仪表体积大为缩小,改变了因仪表数量增多而出现的仪表板拥挤状况。

6.1.2.3 机电式伺服仪表阶段

为了进一步提高仪表的灵敏度和精度,20世纪40年代后出现了能够自动调节的小功率伺服系统仪表,即机电式伺服仪表,提高了仪表的指示精度和带负载能力。

6.1.2.4 综合指示仪表阶段

20 世纪 40 年代后,把功能相同或相关的仪表指示器有机地组合在一起,形成统一指示的综合仪表,图 6-1 所示就是这种机电式综合仪表的典型代表。



图 6-1 典型机电式综合仪表及其布局

6.1.2.5 电子综合显示仪表阶段

随着电子技术的飞速发展,从 60 年代开始出现了电子屏幕显示仪表,逐步在取代指针式机电仪表,到 70 年代中期,电子显示仪表又进一步向综合化、数字化、标准化和多功能方向发展,并出现了高度综合又相互补充、交换显示的综合电子仪表显示系列。



图 6-2 典型电子式综合仪表及其布局

6.1.2.6 驾驶舱显示新技术

平视显示器 (Head-Up Display, HUD), 是运用在航空器上的飞行辅助仪器。HUD 能将飞行参数等信息,以图像、字符的形式,通过光学部件投射到座舱正前方。飞行员透过 HUD 观察舱外景物时,可以同时看到叠加在外景上的字符、图像等信息,使飞行员几乎不用改变眼睛焦距,即可随时察看飞行参数,可视度也不会受到日光照射的影响。



图 6-3 平视显示器

合成视景系统（Synthetic Vision System, SVS）以三维色彩地形图像背景，叠加传统的 PFD 仪表式读数，由此形成大面积逼真的地形背景，再组合地形感知和告警系统地形数据，可以精确地描绘当前地形、障碍物和跑道等信息。

增强视景系统（Enhanced Vision System, EVS）可大大增强人眼的可视能力，利用前视红外成像传感器对可见光灵敏度低的特性，EVS 能够为飞行员提供在低能见度条件下清晰的红外环境图像，有效增强飞行员的观察和识别能力，提升飞行员的态势感知能力。



图 6-4 合成视景系统



图 6-5 平视显示器上的融合显示

6.1.3 显示数据的基本 T 型格式

无论分离式仪表显示数据的格式，还是屏幕仪表显示数据的格式都遵循基本“T”型格式。

6.1.3.1 分离式仪表显示数据的基本“T”型格式

典型的飞行仪表板如图 6-6 所示，从仪表板上线框处的形状可以看出，左边为指示空速表，中间为姿态指示器，右边为气压高度表，T 型下边为航向指示器，构成了“T”型格式。



图 6-6 分离式仪表显示数据的基本“T”型格式

6.1.3.2 电子式仪表显示数据的基本“T”型格式

如图 6-7 所示，该显示器称为主飞行显示器（Primary Flight Display, PFD）。从显示器上同样可以看出，左边的空速带，中间的姿态指示球，右边的气压式高度带，下边的航向带也构成“T”型格式。



图 6-7 电子式仪表显示格式

6.2 机载电子设备概述

6.2.1 机载通信系统

机载通信系统主要是用以实现飞机与地面之间，飞机与飞机之间的相互通信，对于大型民用客机，还包括机内通话、广播、驾驶舱话音记录等。典型无线电通信系统主要包括高频（High Frequency, HF）通信系统、甚高频（Very High Frequency, VHF）通信系统、卫星

通信系统（Satellite Communication, SATCOM）、选择呼叫系统（Selective Calling, SELCAL）和飞机通信寻址与报告系统（Aircraft Communications Addressing & Reporting System, ACARS）等。

6.2.1.1 高频通信

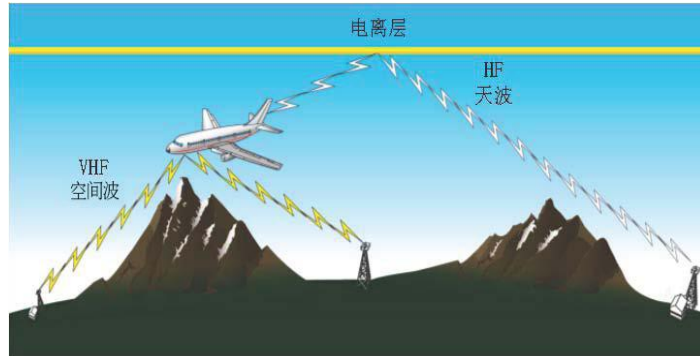


图 6-8 高频通信系统

高频（HF）通信系统是一种远距离通信系统，主要用于飞行中保持与基地和远方航站的联络，使用的频率范围为 2~30MHz。HF 电波传播主要靠电离层反射（图 6-8），而电离层随着昼夜和季节而变，很不稳定，还会受太阳黑子活动的影响，产生扰动。但在卫星通信还没有完全普及的情况下，HF 通信仍然是远距通信的主要手段；即便采用卫星通信，HF 仍然是高纬度地区的主要通信手段。高频语音通信的作用虽然正在日趋减弱，但高频数据链通信仍可以作为甚高频数据链和卫星数据链通信的补充，则可以增加通信覆盖区，充分利用现有 HF 地面通信设施。

6.2.1.2 甚高频通信

甚高频（VHF）通信系统是一种近程通信系统，也是应用最广泛的飞机无线电通信系统，主要用于飞机在起飞、降落时或通过控制空域时机组人员与地面人员间的双向语音通信。甚高频通信使用甚高频无线电波，以空间波的形式在视距内传播，传播距离近，根据飞机飞行高度、发射功率和天线高度而定，最远可以达到 400 千米。

大型民航飞机通常装有 2~3 套系统。甚高频通信系统由收发机组、控制盒和天线三个部分组成，天线为刀形。

6.2.1.3 飞机通信寻址与报告系统（ACARS）

飞机通信寻址与报告系统（ACARS）是把数据通过地空双向的数据链进行交换，飞机用甚高频或高频向地面发射，地面站把这些数据再发往航空公司、管制塔台等。数据链通信可以克服语音通信中信道拥挤、误解、信号听错、信号失真和信号破坏等问题，增加信息传输的效率。如图 6-9 所示，ACARS 系统使飞机与地面各有关部门联系成为一个实时数据处理的整体。它向地面部门自动报告飞机的各种参数，同时接受地面来的各种指示和信息，使飞行安全性提高，降低机组人员的工作负荷，减少地面维修人员的工作量，扩大了服务范围。

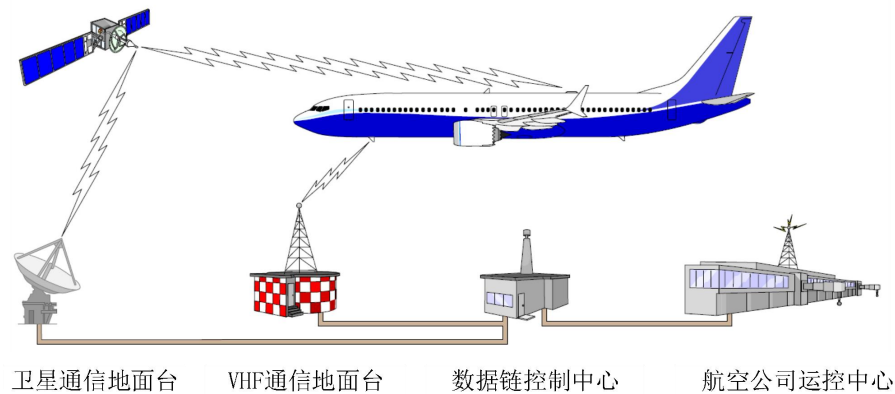


图 6-9 ACARS 系统

6.2.1.4 航空卫星通信

航空卫星通信也称为航空移动卫星业务（Aeronautical Mobile Satellite Service, AMSS），包括话音和数据通信两种方式，它使空中飞机在任何地方都能与地面进行实时有效通信，且在空管中心的实时监视之中。它与机载卫星导航接收机相结合，还可提供对飞机的自动相关监视。

6.2.2 机载导航系统

机载导航系统是利用导航设备接收和处理导航信息，确定飞机的位置、航向和飞行时间，引导飞机沿着预定的航线从地球表面上一点准确、准时、安全地飞往地球表面上预定点的过程。导航要解决的问题是在哪里、去哪里、向哪走，即定位、定向和确定飞行时间。

6.2.2.1 陆基导航

陆基导航是利用机载无线电导航设备接收和处理来自地面台的无线电信号，获取导航参数，确定飞机位置及飞往预定点的航向、时间，从而引导飞机沿选定航线安全、高效地完成规定的飞行任务的领航方法。陆基导航不受时间、天气限制，精度高，作用距离远，定位时间短，设备简单可靠。缺点是无线电波易受干扰，需要导航台支持，一旦导航台失效，与之对应的导航设备无法使用。

常见的陆基导航设备有：无方向信标（Non Directional Beacon, NDB）、甚高频全向信标（VHF Omnidirectional Range, VOR）、测距机（Distance Measuring Equipment, DME）、仪表着陆系统（Instrument Landing System, ILS）等。

1. 无方向信标（NDB）

NDB 台是最早投入使用的无线电导航设备。由于其设备简单，使用方便、价格低廉，至今仍然广泛应用于飞机导航。NDB 台不断地向空间发射无方向性的无线电信号，因此称为无方向性信标。机载定向设备为自动定向机（Automatic Direction Finder, ADF），接收天线为环形天线和垂直天线或组合式环形/垂直天线。

2. 甚高频全向信标（VOR）

VOR 系统是一种近程无线电测角导航系统，VOR 地面导航台如图 6-10 所示。VOR 系统属于他备式导航系统，地面发射台通过天线发射含有方位信息的无线电信号，机载 VOR 接收机通过接收到的无线电信号解算出方位信息，并通过有关的指示器指示相应的方位信息，引导飞机完成导航任务。



图 6-10 VOR 地面导航台

机载 VOR 设备包括控制盒、天线、VOR 接收机和指示器，处理后的方位信息还可与预选的航道比较，得到航道偏差信号去驱动航道偏离指示。

3.测距机（DME）

DME 测距机用于测量飞机到地面台之间的距离，首先由机载询问器向地面信标台发射询问脉冲对，地面台接收到这些询问脉冲对后，延迟 50us，然后发射回答脉冲对（图 6-11）。按照发射询问脉冲对和接收回答脉冲对之间所经过的时间，可以计算出飞机到地面台的斜距。机载 DME 测距机是民用飞机普遍装备的一种无线电导航系统，常与 VOR 台安装在一起，可用于飞机定位。

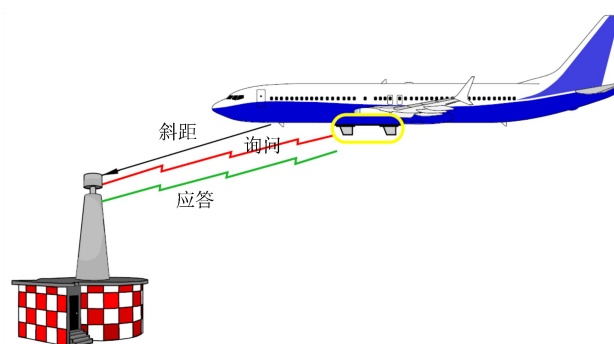


图 6-11 DME 测距机

4.仪表着陆系统（ILS）

ILS 是目前应用最为广泛的飞机精密进近着陆引导系统，能够在复杂气象条件下为航空器着陆提供航向引导和垂直引导。仪表着陆系统的作用是由地面发射的两束无线电信号实现航向道和下滑道指引，建立一条由跑道指向空中的虚拟路径。通过机载仪表着陆接收机，飞机可以确定自身与该路径的相对位置，使飞机沿正确方向飞向跑道并且平稳下降高度，最终实现安全着陆。

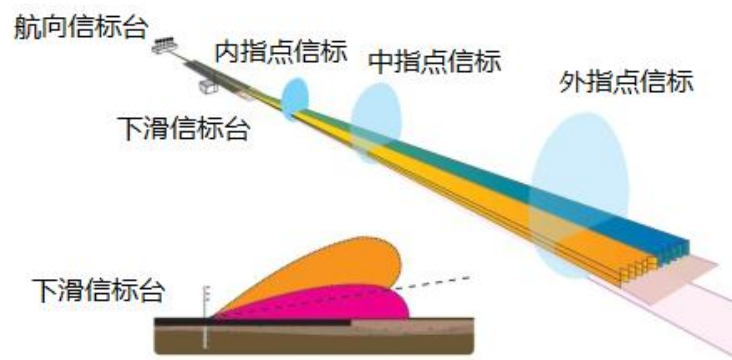


图 6-12 仪表着陆系统

6.2.2.2 星基导航

星基导航是利用卫星的导航系统（图 6-13），由飞机上的接收机接收导航卫星发射的无线电信号，计算出飞机相对于卫星的位置，再根据已知的卫星相对地面的位置，计算并确定飞机在地球上的位置。卫星导航系统精度高，设备简单，不受气候影响，和惯性导航相比没有累积误差，是比较理想的新型导航设备。

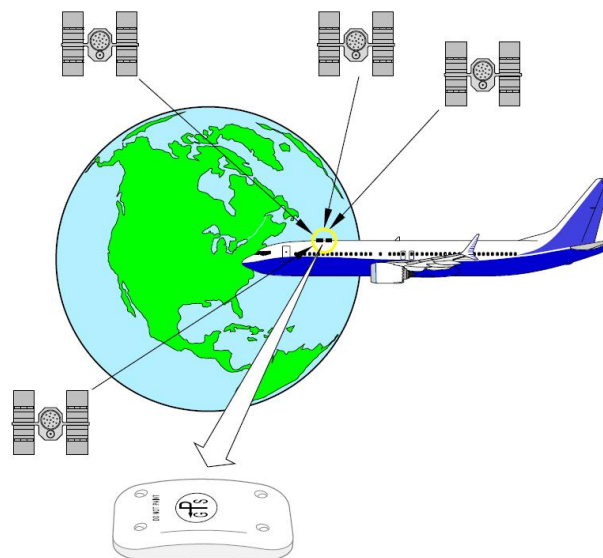


图 6-13 卫星导航系统

全球导航卫星系统（Global Navigation Satellite system, GNSS），包括美国的全球定位系统（Global Positioning System, GPS）、俄罗斯的全球卫星导航系统格洛纳斯（Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema, GLONASS）、欧洲的伽利略卫星导航系统（Galileo Satellite Navigation System, GALILEO）以及中国的北斗卫星导航系统（Beidou Navigation Satellite System, BDS）。使用 GNSS，飞机就可直线飞行，既缩短飞机间隔，又省时省油，并提高了安全性、准点率与空间利用率，而且还能以此为基础作自动相关监视。根据误差修

正数据来源不同,可以分为地基增强系统(Ground-Based Augmentation Systems, GBAS)和星基增强系统(Satellite-Based Augmentation System, SBAS)。

1.地基增强系统(GBAS)

GBAS 用户接收的增强信息来自跑道附近的监控站,监控站对全球卫星导航系统(GNSS)进行完好性监测,并根据位置差分解算定位误差修正信号,然后把该信号通过数据链发送给机载设备用于修正机载设备误差,提高精度。GBAS 提供了机场周边的导航和精密进近服务。

2.星基增强系统(SBAS)

SBAS 系统通过地球静止轨道卫星搭载卫星导航增强信号转发器,向用户播发星历误差、卫星钟差、电离层延迟等多种修正信息,实现对于原有卫星导航系统定位精度的改进。

6.2.3 机载监视系统

监视的任务是对航空器及其他目标进行可靠的探测,提供准确的航空器及其他探测目标的位置状态和告警信息。

6.2.3.1 雷达监视

1.一次雷达(Primary Surveillance Radar, PSR)

一次雷达指通过自主发射电磁波并在接收端检测到目标对电磁波的反射而对目标进行空中定位的雷达系统。它不需要被监视者配合、完全由监视者独立完成对被监视者测量定位的监视方式,也称为独立监视。一次雷达只能探测出空中飞行物的方位和距离,但无法知道该飞行物的飞行高度及其性质,因此它只用于监控,只有和二次雷达配套使用才能实现空中交通的雷达管制。

2.二次雷达(Secondary Surveillance Radar, SSR)

二次雷达是利用约定的询问应答模式对合作目标实现定位的雷达系统。二次雷达发射约定模式的询问信号,机载应答机接收并响应询问后发送应答信号(图 6-14)。二次雷达接收处理后,管制员容易获得飞机的编号、高度、方向等参数,使雷达由监视的工具变为空中管制的手段。

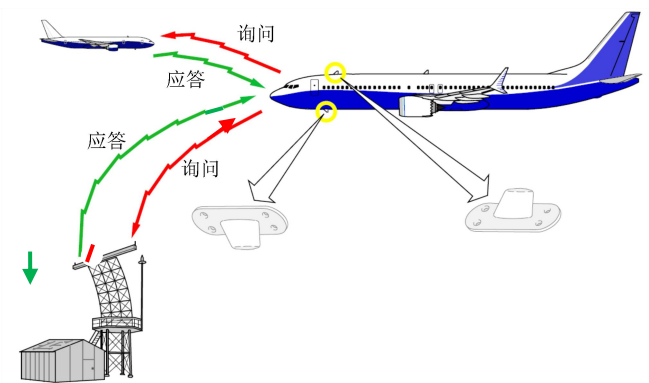


图 6-14 二次雷达与机载 ATC 应答机

按照国际民航组织规范,传统二次雷达有6种询问模式,分别称为1、2、3/A、B、C、D模式。其中,1、2模式专用于军用识别询问;3/A模式用于军用识别和民用识别询问;B模式只用于民用识别询问;C模式用于高度询问;D模式作为备用询问模式。实际常用A、C两种模式。新型的二次雷达采用S模式询问,可以实现“一对一”的点名询问。

6.2.3.2 自动相关监视系统

自动相关监视(Automatic Dependent Surveillance, ADS)是新航行系统新增的监视方式之一,由机载电子设备、地空数据链、先进的地面处理和显示系统组成。自动是指无须驾驶员操作或输入就可以周期性地发送信息;相关是指位置与速度从卫星导航系统获取,因此而此类监视功能的实现和监视性能精度都依赖于外部导航源;监视是指在地面管制系统上可以以类似雷达画面向管制员提供空中交通态势。自动相关监视系统与传统监视环境的区别如图6-15所示。

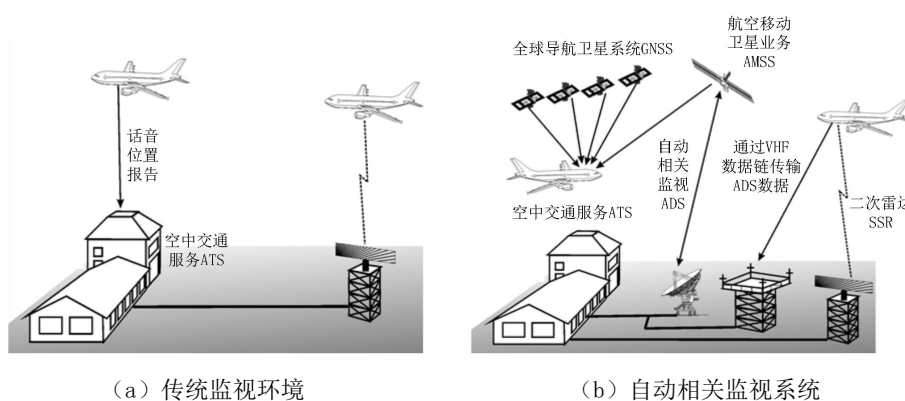


图 6-15 自动相关监视系统

6.2.3.3 TCAS 系统

空中交通警戒与防撞系统(Traffic Collision Avoidance System, TCAS),主要用于显示邻近飞机与本机的间距与航向,若是与其它飞机的距离或航向有相撞的危险时,TCAS会用声音及显示警告驾驶员,并且会用语音指示避撞的动作。驾驶员通过这些信息可及时采取措施防止空中相撞。TCAS由询问器、应答机、收发机和计算机组成。TCAS是航线飞机的标准装置,极大地降低了空中相撞的危险。TCAS系统工作示意图如图6-16所示。

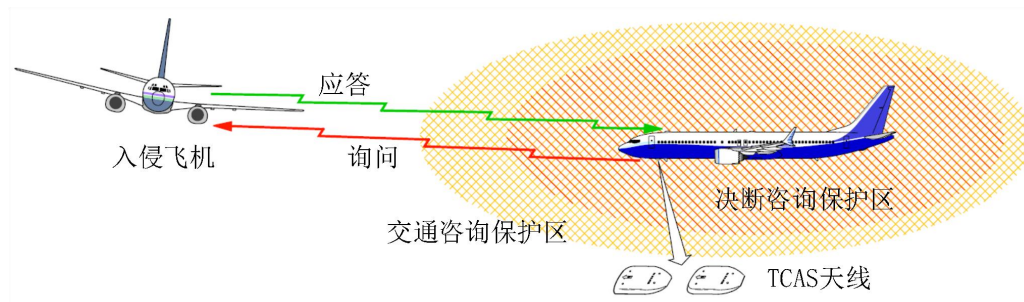


图 6-16 TCAS 系统工作示意图

6.2.3.4 GPWS 系统

近地警告系统（Ground Proximity Warning System, GPWS）向驾驶员提供飞机在以不安全的方式或速度靠近地面的警告，防止发生因疏忽或计算不周而发生的触地事故，增加飞机安全性。GPWS 主要依靠无线电高度表工作，只能探测飞机下方的地形情况，不能探测到飞机前方的情况，当飞机进入突然上升的地形时，或者着陆至未经平整的地面时，会出现隐患，不能提供警告。增强型近地警告系统（Enhanced Ground Proximity Warning System, EGPWS），包含了全球机场位置数据库和地形数据库，并利用飞机位置、无线电高度和飞行轨迹信息来确定潜在的撞地危险，弥补了 GPWS 的不足，如图 6-17 所示。

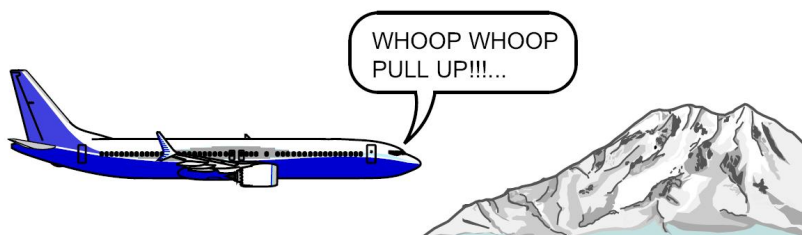


图 6-17 EGPWS 系统

6.2.4 自动飞行系统

自动飞行系统是现代民航飞机主要机载系统之一，对保证飞行安全，改善飞行品质，减轻飞行员工作负荷等起重要作用，目前，绝大多数现代飞机都装备该系统。自动飞行系统是一个以计算机为核心，以机载导航系统、飞行员输入指令、执行机构反馈为主要信息源，以伺服系统为执行机构的自动控制系统。通常，典型的自动飞行系统包括有 4 大基本功能：自动驾驶（A/P）、飞行指引（F/D）、自动油门（A/T）、偏航阻尼（YD）。

6.2.5 飞行管理系统

随着计算机能力的提高，把各个机载系统的计算机联成网络统一在一个主机的控制之下，经电传操纵实现飞行过程的全面自动化，使驾驶员除了必要时进行直接控制外，大部分时间用于监控仪表，并及时做出必要的调整。驾驶员的主要任务不再是一个操作员，而成为一个管理者。大量的信息进行传输和处理需要有相应的管理计算机，这就形成了飞行管理系统（Flight Management System, FMS）。FMS 提供飞行的时间、距离、速度、经济剖面和高度的预测，可减小驾驶员的工作量，提高效率，省掉许多以前通常由驾驶员执行的日常操作。

6.2.6 记录系统

按照航空法的规定，在大型商业飞机上必须安装飞行记录器（俗称“黑匣子”），它记录重要的飞行数据用于飞机发生意外后进行事故分析。现代机载飞行数据记录器可以记录几十类上万个参数。飞行记录器包括两个部分，一个是驾驶舱话音记录器（Cockpit Voice Recorder, CVR），另一个是飞行数据记录器（Flight Data Recorder, FDR），典型记录器如图 6-18 所示。

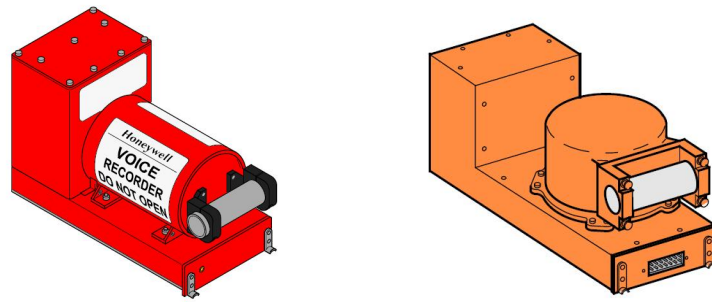


图 6-18 典型飞行记录器

驾驶舱话音记录器可以连续记录驾驶舱中机组人员的通信联络话音,包括用无线电发送或接收的语音通信、驾驶舱中的声响、机组成员在驾驶舱中使用飞机内话系统进行的通话、传入耳机或扬声器中的识别导航或进近助航识别的话音或音频信号、机组成员使用旅客广播系统进行的话音信息。记录器最长记录飞行的最后 2 小时内的信号,把以前的信号抹掉。

飞行数据记录器记录飞机的系统工作状况和发动机工作数据等飞行参数,内容包括空中飞行速度、高度、航向、发动机推力数据、俯仰与滚动数据、加速度数据及许多参数。可记录飞行最后 25 小时的 60 多种数据。

记录器对于飞机失事调查和飞行性能评估具有非常重要的意义。因此要求记录器在规定的工作极限范围内,所记录的数据应得到完好的保护,防止由于飞机坠毁等引起的火焰烘烤、冲击和海水浸泡等因素对数据造成任何损坏。为使记录器损坏的可能性降至最小,记录器通常都安装在事故发生时最不易受到冲击的飞机尾部,如后客舱、后厨房、飞机尾舱、后货舱侧壁、后机组休息舱侧壁等。记录器颜色为国际通用的橘红色。

6.3 其它机载系统概述

6.3.1 座舱环境控制系统

承担着为机上人员提供舒适空气环境的任务。环控系统通过控制机舱内空气的温度、湿度、流速、压力等参数,向机组人员和乘客提供足够舒适的生存和工作环境。它包括三个大部分:氧气系统、座舱增压系统和空调系统。

6.3.1.1 氧气系统

现代民航飞机的氧气系统用于在紧急情况下救生使用,在座舱释压、有烟雾或出现毒气时,氧气系统为乘客和机组提供足够的呼吸用氧气。

氧气系统由氧源、管路和面罩几部分组成。目前绝大多数客机有两套独立的氧气系统,一套给旅客使用,一套给飞行机组使用,如图 6-19 所示。



(a) 乘客用的氧气面罩



(b) 机组用氧气面罩

图 6-19 氧气面罩

6.3.1.2 座舱增压系统

高空的低气压会使人产生减压症状,因而在高空飞行时座舱和驾驶舱的气压要保持在一定的范围。喷气飞机出现后,为了快速、安全地运送大量旅客,必需长时间在 8000 米以上高空飞行,因此就需要把整个座舱的压力保持在适当范围,使座舱增压。增压的座舱要有一定的密封性能,以保证舱内压力。

6.3.1.3 空调系统

空调系统的功能是保证座舱内的温度和湿度,保障舒适、安全的飞行环境。空调系统由加热、通风、除湿等部分组成。在小型飞机上加热由电加热器或烧油的加热器完成,通风和除湿则由飞机前部向外界开孔把外界的冲压空气引入而完成。大型飞机上把控制飞机座舱内部的压力、温度通风的设备组成一个完整的系统,通常由空调组件、分配管路和控制系统组成。

6.3.2 电气系统

飞机的电气系统是指飞机的供电和用电设备系统,包括电源、配电和用电三个部分。

6.3.2.1 电源系统

飞机上的电能由电源系统产生,为飞机用电设备提供所需的交流电和直流电。飞机上的电源由主电源、辅助电源和应急电源组成。主电源是发动机带动的发电机;辅助电源是在发动机不运转时,由辅助动力装置带动一台发电机,在地面或紧急状况下提供电力;应急电源一般是由蓄电池构成的独立电源。

6.3.2.2 配电系统

这个系统包括导线组成的电网、各种配电器具和接头以及检查仪表。

6.3.2.3 用电设备

飞机上的用电设备主要有电动机、电子仪器设备、照明系统、电加热设备几类。

1. 电动机

飞机上大量使用各类不同的电动机,主要用于飞机的操纵,如舵面、起落架收放等,以及驱动油泵、阀门等的电动机。

2. 电子仪器设备

早期飞机的仪表是电动式的，用电要求不高，一般由直流电源直接供电。现代的飞机仪表装备了大量使用固态元件的电子器件，对电压波动十分敏感，如果电压变化太大，这些电子仪器都会受到损害，对电源质量要求高，一般采用恒频交流电。

3. 照明系统

为了飞机的安全飞行和保证机组和旅客的照明需要，飞机需装有多种照明灯光，直流电、交流电均可，要求电压稳定。飞机的外部灯光有航行灯、着陆灯、滑行灯、防撞灯和机翼照明灯。内部照明包括座舱照明、仪表照明、驾驶舱照明。

4. 电加热设备

飞机上的电加热设备主要用于防冰和加温。在小型飞机的机翼前缘、发动机进气口、空速管、风挡玻璃上全部使用电热防冰，座舱饮食也用电来加热。

6.3.3 燃油系统

燃油系统是飞机上用来储存以及向发动机和辅助动力装置（APU）连续供给燃油的整套装置。燃油系统主要有两种型式：重力供油式和油泵供油式。

1. 燃油箱和管路

按构造不同可将油箱分为软油箱、硬油箱和结构油箱。燃油管路主要是用来传输燃油的，包括加油总管，供油总管等。

2. 油箱通气增压系统

飞机由高空急速俯冲到海平面时，油箱如没有通气增压管道与大气相通，油箱便会在强大的外界压力下被压瘪。通气增压管道可使油箱内部始终保持比外界大气压略高的压力。

3. 输油控制系统

飞机上众多的油箱分散布置在机身和机翼内。如果对各油箱的用油顺序不加控制，飞机的重心便会发生很大变化，影响飞机的平衡。控制系统根据各油箱内油量传感器提供的信息，按照规定（保证重心变化为最小）的要求自动安排用油顺序。

4. 压力加油系统

喷气飞机载油多，油箱数量也多，为提高加油速度，在飞机上较低的部位设置一个压力加油口，用较粗的管子和各个油箱连通，由地面压力加油车迅速把全部油箱加满。压力加油如图 6-20 所示。



图 6-20 飞机压力加油

5. 紧急放油系统

大型客机起飞时载油量很大，为了在紧急情况下（特别是在起飞后不久燃油尚未大量消耗时）安全着陆，油箱内的燃油应能尽快地排放掉。紧急放油管道要求足够粗大，排放口的位置适当，不能使放出的燃油喷洒在飞机机体上。紧急放油如图 6-21 所示。



图 6-21 飞机紧急放油

6.3.4 液压系统

飞机液压系统是以油液为工作介质，靠油压驱动执行机构完成特定操纵动作的整套装置。为保证液压系统工作可靠，特别是提高飞行操纵系统的液压动力源的可靠性，现代飞机上大多装有两套或多套相互独立的液压系统。液压系统用来驱动起落架、襟翼和缝翼的收放，前轮转弯操纵；同时还可用于驱动副翼、升降舵和方向舵等操纵面的助力器。



图 6-22 典型大型飞机液压系统

液压系统通常由供压、执行、控制、辅助四个部分组成：

1. 供压部分

包括主油泵、应急油泵和储压器等，主油泵装在飞机发动机的传动机匣上，由发动机带动。储压器用于保持整个系统工作平稳并储备一定系统压力。

2. 执行部分

包括作动筒、液压马达和助力器等。通过它们将油液的压力能转换为机械能。

3. 控制部分

用于控制系统中的油液流量、压力和执行元件的运动方向，包括压力阀、流量阀、方向阀和伺服阀等。

4. 辅助部分

保证系统正常工作的环境条件，指示工作状态所需的元件，包括油箱、导管、油滤、压力表和散热器等。

6.3.5 防冰排雨系统

飞机在温度低于 0℃左右的云层和雨区中飞行，这时在它的突前部分，如机翼前缘、发动机进气道前缘、空速管、伸出的天线和风挡玻璃上就会出现结冰，结冰改变了飞机外形，对飞机性能产生很大影响，严重时导致坠机事故发生。防止或消除结冰可以采用四种方式：气热防冰、电热防冰、化学溶液防冰和机械除冰。

在雨雪天气，为了保证驾驶舱视线不受影响，飞机风档需要有排雨系统，通常使用的方法有：风挡雨刷、喷排雨剂和采用厌水涂层。

6.3.6 防火系统

飞机的任一部分起火都会造成严重的后果。飞机易于起火的地方有发动机舱、客舱、货舱、电子设备舱、起落架舱等。发动机舱内装有防火隔板（亦称防火墙），使得在起火时火势不至于蔓延；客舱内的各种设施和壁板的材料采用阻燃的而且不生成有毒气体的材料；电气设备舱内采用电路防护措施，可以减少电火花的产生。除了这些措施之外，飞机上还装有按民航当局规定的防火系统，以便在万一发生火险时，可以及时探测，迅速扑灭。防火系统轻易不会动用，但它是重要的安全保障系统，必须经常检查、更换，保证处于随时可用的状态。

6.3.7 客、货舱设备

1. 客舱

客舱是保证旅客安全、舒适旅行的空间。客舱系统的舒适及安全程度对旅客选择航空公司有重要影响。客舱的布局是指座椅、厨房、卫生间的安排，制造厂可按航空公司的意图来进行布局。机上的厨房和卫生间都是按照旅客人数配置的，通常为每 60 到 70 人一个厨房，40 到 50 人一个卫生间。厨房中有电加热设备和食品储藏柜，还有饮用水的供水和排水管道。卫生间中主要是面盆，抽水马桶和通风系统。

2.货舱

民航的货运有3种形式的飞机：一种是专门设计的货机，这种飞机的机身除驾驶舱外，全部都是货舱。第二种是客货混用机，这种飞机前舱载客后舱装货。客货舱的面积可以根据使用者的要求在停场时转换，飞机的座椅固定在导轨上，转换时把座椅以及机内装饰拆下。第三种是全客机，主舱载人，下舱载货。客机下部的货舱容量远大于旅客的行李量，多数客机在设计时就考虑到要利用这些舱位来装运货物。现代飞机的货舱都是增压舱，以保证能运送各类鲜活物品，有的飞机货舱还装有平衡传感系统，能反映出飞机货物装载是否平衡，以便装货人员及时调整。

3.机舱内的救生设施

（1）撤离通道和应急出口

按国际民航组织的要求，全部机上人员在紧急情况下必须能在90秒内撤离。机上的出口除了正常的登机门和厨房服务门外，还根据旅客的数量设置了若干应急出口，在驾驶舱有机组的应急出口，在客舱每个撤离分区都有相应的应急出口。

（2）应急撤离设备

大型客机的出口距地面多数在两米以上，必须有梯子乘客才能平安到达地面。因此在舱门和应急出口处都装有撤离滑梯，平时以不充气状态折叠存放在舱门下部和应急出口下，在应急情况下打开后自动充气，在6秒钟内充气完毕在出口外展开。机上还有扩音器、急救药箱、救生斧、护目镜、防护头盔、救生索、照明灯等救生设备。

第7章 空中交通管理和机场

7.1 空中交通管理概述

7.1.1 空中交通管理的发展历程

在航空活动的初期,由于飞机数量很少,并没有空中交通管理的概念,但随着商业飞行的开始,航空运输涉及的范围和人员越来越多,为保障飞行的安全和有序,就需要制定规则来管理和控制飞行活动,于是空中交通管理部门应运而生。随后,空中交通管理的发展大致经历了以下四个阶段后逐步趋于成熟和完善。

第一阶段:目视飞行规则

第一阶段是在20世纪30年代以前。当时飞机的飞行距离最多只有几百千米,只能按照目测飞行条件的原则制定目视飞行规则,如图7-1所示。



图7-1 目视飞行示意



图7-2 程序管制飞行示意

第二阶段:以程序管制为核心的空中交通管制

第二阶段是1934—1945年。这一阶段大部分飞机都装备了无线电通信和机上导航设备,使飞行员在不用看到地面的情况下就可以确定飞行姿态,如图7-2所示。

第三阶段:雷达管制、仪表着陆系统的使用

第三阶段是1945年至20世纪80年代。第二次世界大战带来了航空技术的飞跃进步,飞机的航程延伸,载量和速度都大幅度提高,迫切需要一个组织能把全世界的航空运行规则统一在一个标准之下,如图7-3所示。



图 7-3 雷达管制、仪表着陆飞行示意

第四阶段：空中交通管理

第四阶段是从 20 世纪 80 年代开始到现在。因为互联网的迅速发展，电子技术和计算机在飞机装备和机场地面设施上的广泛应用，卫星通信和定位系统技术的成熟，使得飞行员、管制员和各种保障单位、决策机构可以实时掌握飞机的准确位置并进行通信，从而可以在大范围内使空中交通按照总体的调度和安排顺利进行，这就是空中交通管理的综合概念，如图 7-4 所示。

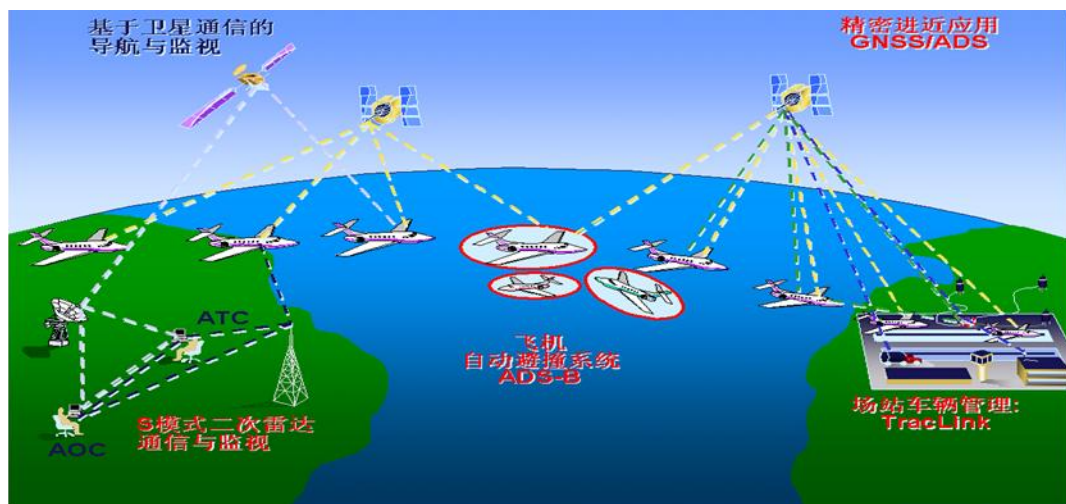


图 7-4 空中交通管理示意

7.1.2 空中交通管理的概念和任务

7.1.2.1 空中交通管理的概念

空中交通管理是为了有效地维护和促进空中交通安全，维护空中交通秩序，保障空中交通畅通，利用通信、导航、监视、航空情报和气象服务等运行保障系统对空中交通的航路、航线和机场区域进行的动态、一体化的管理总和。

7.1.2.2 空中交通管理的任务

空中交通管理从时间和空间的分配上可以分为三大部分，分别是空中交通服务、空域管理和空中流量管理。三者各尽其责，高效、有序地维护了空中交通秩序，保障了空中交通的畅通与安全。

(1) 空中交通服务的任务

(2) 空域管理的任务

(3) 空中流量管理的任务

7.1.2.3 空中交通管理的机构

统一管制、分别指挥：国务院、中央军委空管委的领导下，由空军负责实施全国的飞行管制；军用飞机由空军和海军航空兵实施指挥；民用飞行和外航飞行由民航实施指挥。

中国民用航空局空中交通管理局（简称民航局空管局）是管理全国空中交通服务、民用航空通信、导航、监视、航空气象、行情情报的职能机构。我国空中交通管理系统现行管理体制为民航局空管局、地区空管局、空管分局三级管理体制。

7.1.3 空中交通服务

空中交通服务的主要目的是防止民用航空器同航空器、民用航空器同障碍物相撞，维持并加速空中交通的有秩序的活动。空中交通服务由空中交通管制服务、飞行情报服务和告警服务三部分组成。

7.1.3.1 空中交通管制服务（ATCS）

空中交通管制服务（Air Traffic Control Service, ATCS）是指利用技术手段和设备对飞机在空中飞行的情况进行监视和管理，以保障其飞行安全和飞行效率，是空中交通服务的核心部分。空中交通管制服务根据飞机运行的不同阶段可细分为机场管制服务、进近管制服务和区域管制服务。按照管制手段的不同又分为程序管制和雷达管制。

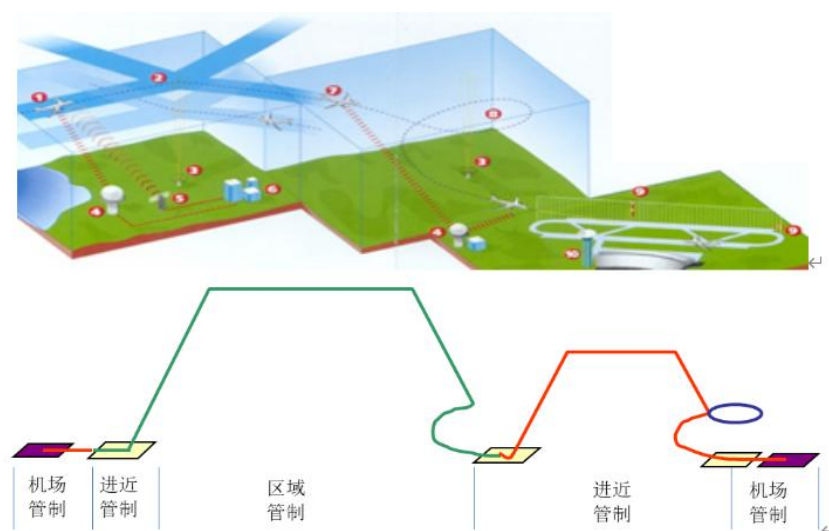


图 7-5 空中交通管制服务示意

1. 机场管制服务

机场管制服务是指在机场管制地带提供的管制服务，由机场管制塔台（TWR-Tower）实施。机场管制地带一般包括机场起落航线、仪表最后进近阶段、第一等待高度层以及向下的空间和机场机动区。机场管制服务的目的是通过指挥飞机在地面滑行、引导飞机起飞和着陆以及在管制管辖区内的飞行活动，来保障飞机的地面运行安全。

为防止航空器在机场内运行的过程中相撞，机场管制服务的范围包括：

- （1）航空器在机场交通管制区的空中飞行；
- （2）航空器的起飞和降落；
- （3）飞机在机坪上的运动；
- （4）防止飞机在移动中与地面车辆和地面障碍物碰撞。

从以上管制任务来看，显然可以把它分为两部分：前两项是空中的，后两项是地面的，因此，机场管制服务可以交由机场地面交通管制员和空中交通管制员负责。机场地面交通管制员负责控制在跑道之外的机场地面上（包括滑行道、机坪上）的所有飞机的移动。机场空中交通管制员负责飞机进入跑道滑行时和按目视飞行规则在机场控制的起落航线上飞行时的交通管制。

2. 进近管制服务

进近管制服务是针对按仪表飞行规则飞行的航空器起飞后进入航路和着陆前由航路到机场管制区的管制服务。进近管制服务是塔台管制和航路管制的中间环节，这种服务由进近管制室（approach control office, APP）或终端管制中心（Terminal Control Center, TCC）来提供。进近管制员通过无线电设备和监控设备管制飞机飞行，管制范围上接航路区、下接机场管制区。

3. 区域管制服务

区域管制服务是指对沿航线飞行的航空器巡航阶段的管制服务，提供服务单位为区域管制室或区域管制中心（Area Control Center, ACC）。每一个区域管制中心负责一定航路、航线网的空中交通管理。区域管制所提供的服务对象主要是 6000 米以上高度运行的航空器。目前我国已建成北京、上海、广州、成都、西安、沈阳、乌鲁木齐和海口八大区域管制中心，每个管制中心负责整个区域内的交通管制工作。

区域管制员的任务是根据飞行计划，批准飞机在其管区内的飞行，保证飞行间隔，然后把飞机移交到相邻空域，或者把到达目的地的飞机移交给进近管制。在繁忙的空域，区域管制中心把空域分成几个扇区，每个扇区只负责特定部分空域或特定航路上的管制。区域管制员依靠空地通信、地面通信和远程雷达设备来确定飞机的位置，按照规定程序调度飞机，保持飞行的间隔和顺序。

7.1.3.2 飞行情报服务（Flight Information Service, FIS）

飞行情报服务是向飞行中的航空器提供有助于安全和有效实施飞行的建议的情报，如危

险天气及各种限制性空域。飞行情报服务提供的信息主要包括：（1）航图信息，包括各类航空地图、特种航图等；（2）航行资料，包括航行资料汇编、航行通告、航行资料通告、飞行员资料手册等；（3）航空气象。航空气象服务是由单独的民航气象机构完成的，由航空气象观测站、机场气象台和区域气象预报中心组成。



图 7-6 飞行情报服务示意

7.1.3.3 告警服务（Alerting Service, AS）

当航空器处于搜寻和救援状态时，涉及向有关单位发出通告，并给予协助的服务，该服务被称作告警服务。飞行中遇到严重威胁航空器和人员生命安全的情况时，机场应当立即发出遇险信号并打开识别器的遇险信号开关。民航局和地区管理局搜寻援救协调中心承担陆上搜寻援救工作。按照紧急情况可将告警服务的工作程序分为三个阶段：情况不明阶段、告警阶段和遇险阶段。

1.情况不明阶段（UNCERTAINTY）

航空器超过预计飞越某一位置报告点时间 30 分钟没有收到任何报告，或者从第 1 次与航空器联络起，30 分钟内没有再取得联络，或超过 30 分钟后仍未到达。

2.告警阶段（ALERTING）

航空器发出紧急信号；情况不明航空器 30 分钟后仍无消息；已取得着陆许可，超过预计着陆时间 5 分钟尚未着陆，又无通信联络；有通信联络，但飞行能力受到损害尚未导致迫降。

3.遇险阶段（DISTRESS）

航空器发出遇险信号；告警阶段之后进一步扩大通信搜寻服务 1 小时后，仍无消息；燃油耗尽且无着陆消息；机长报告决定选择场地迫降或航空器有备降可能。

7.1.4 航空气象服务

航空器运行是在大气中进行的，它每时每刻都要受到大气的制约，航空器能否起降、起降方向、载量、两地间的飞行时间等都与气象有关。从航空器延迟起降和发生的事故来看，气象原因占的比例最大，大约有 80% 以上的航班延误是由于天气原因造成的。研究表明，如果航空运输系统具有更及时而准确的天气信息支持和更优的管理工具支持，全球 66% 的

飞机延误将会得到有效解决。

航空气象服务是运用航空气象技术探测、处理和分发航空气象服务产品的过程。气象条件对飞机的起飞、航行、降落以及其他各种飞行活动有不同的影响，飞机的设计制造和气象条件也有密切关系。航空气象服务的目的就是确保航空运输及航空运营调度的安全和效率。我国的民航气象业务由中国民用航空局负责统一管理，并接受中国气象局的行业管理和业务指导。中国民用航空局负责制定民用航空气象发展规划、规章及规范性文件，由民航局空管办航空气象处具体负责。民航各地区管理局设置航空气象处，负责监督和管理本地区的民用航空气象工作。民航局设立民航气象中心和民航地区气象中心，各民用运输机场设置机场气象台、通用机场设置机场气象台或气象站。

7.1.4.1 气象条件对飞行安全的影响

气象条件对飞行安全有重大影响，恶劣气象造成的航空事故，给航空运输业带来巨大的损失，并危及旅客生命安全。影响飞机飞行的不利气象条件主要是低能见度、雷暴、积冰、风和低空风切变等。

1.能见度的影响

能见度影响到飞行安全。影响能见度的天气主要有雾、烟、毛毛雨、沙尘天气、大雨、大雪、吹雪等，其中最常见、影响最严重的是雾。低能见度使飞机不能正常起降，是航班延误的主要原因之一。

2.云的影响

云对飞行安全有重要影响。特别是积雨云，对流十分强烈，云中有闪电、雷击、冰雹，以及很强的上升和下降气流。因此，飞机是绝对禁止进入积雨云的，如果航线上积雨云成带，飞机就不能起飞。

3.降水的影响

降水对飞行有多种影响，主要包括：能见度减小，且飞行速度越快，能见度越小，降雪区能见度更小；过冷雨滴易造成飞机积冰；大雨、暴雨可使发动机熄火；大雨雨滴打击机身引起动量损失，升力减小，使阻力增加，自重增大；暴雨下方易出现强下沉气流，严重影响飞机着陆；降水改变跑道使用性能。

4.风的影响

飞机都采取逆风起降、因为这样飞机升力大，滑行距离最短、最安全。顺风起降容易使飞机冲出跑道，侧风则会使飞机偏离跑道出事，如果风速过大，逆风起降也不安全。各种机型的飞机都有自己允许起落的顺风、逆风和侧风标准。风对飞行安全影响最严重的是低空风切变，常指高度 600m 以下的低空中风向和风速在短距离内发生剧烈变化，造成飞机剧烈颠簸，以致飞机解体失事。

5.积冰的影响

跑道积冰使飞机滑行时打滑，不易保持方向而偏离跑道。机身积冰会破坏飞机的流线型，

破坏飞机的空气动力学性能。垂直尾翼积冰则影响航向。空速管严重积冰使飞行员无法确知飞机速度。在喷气式发动机进口边缘的积冰如果掉进发动机则可以导致发动机突然熄火。积冰一般可以事先防治。其实只要事先启动防冰装置,一般可免于积冰。即使无防冰装置,积冰后只要向上或向下飞离积冰层也可化险为夷。

7.1.4.2 气象服务产品

民用航空气象工作的基本内容包括观测与探测气象要素,收集与处理气象资料,制作与发布航空气象产品,提供航空气象服务。目前我国提供的航空气象产品大致可以分为三类,气象观测与探测产品、航空天气预报产品以及其他气象情报和警报产品。

1. 气象观测与探测产品

气象观测与探测产品主要分为两类,一类为民航气象地面观测;一类为气象探测和航空器探测。气象观测与探测产品可以为航空器运行提供天气实况信息。

2. 航空天气预报产品

航空天气预报是气象预报员对机场、飞行情报区、管制区域等飞行空域预期气象要素的发生及变化所做出的分析和说明。航空天气预报包括机场预报、着陆预报、起飞预报、区域预报。航空天气预报可以为航空器的运行提供预期气象条件。

3. 其他气象情报和警报产品

其他气象情报和警报产品包括重要气象情报、低空气象情报、机场警报、风切变警报和告警等。

7.2 机场概述

7.2.1 机场发展历史与机场分类

根据《国际民用航空公约》附件14“机场”里的定义,“机场是指在陆地或水面上一块划定的区域(包括各种建筑物、装备和设备),其全部或部分意图供飞机着陆、起飞和地面活动之用”。机场是航空运输系统的一个重要组成部分。机场的基本功能是供飞机起飞和着陆,为旅客和货物在这里换乘运输工具提供方便。

7.2.1.1 机场发展历史

机场的发展历史大约可分成三个阶段。当飞机在1903年出现的时候还没有机场的概念,当时只要找到一块平坦的土地或草原,能承受不大的飞机重量,飞机就可以在上面起降了。

1. 第一阶段

世界上机场最早出现于1910年,在德国出现了第一个机场,这个机场只是一片划定的草原,有几个人来管理飞机的起飞、降落,还有简易的帐篷来存放飞机。到1919年飞机只用于做航空爱好者的试验飞行或军事目的飞行,机场只为飞机和飞行人员服务,这是机场发展的幼年期,只是“飞行人员的机场”。

2. 第二阶段

1919 年欧洲开始建立起最初的民用航线，随着航空运输的发展，机场大量建设起来。随着航空技术的进步，飞机对机场的要求也提高了，机场建设中出现了各种问题，如：航管、通信的要求；跑道强度的要求；一定数量旅客进出机场的要求。为满足这些要求出现了塔台、混凝土跑道和航站楼，这时现代机场的雏形已经基本出现，这时的机场主要是为飞机服务，是“飞机的机场”。

1944 年国际民航组织 ICAO 成立，20 世纪 50 年代，国际民航组织为全世界的机场制定了统一标准和推荐要求，使全世界的机场建设有了大体统一的标准。

3.第三阶段（1960 年至今）

20 世纪 50 年代末，大型喷气运输机投入使用，使飞机变成真正的大众交通运输工具，航空运输成为地方经济的重要组成部分，它为所在地区的经济发展提供了巨大动力，又为城市的发展带来许多矛盾和问题。机场成了整个社会的一个部分，因而这个时期的机场是“社会的机场”。机场的建设和管理要结合城市的发展有协调的、统一的、长期的考虑。

我国在 1910 年出现了第一个机场——南苑机场，1920 年开通了京津航线后在全国各大城市都建立了机场，开辟了航线，是由第二阶段起步的，但直到 1972 年引进大型喷气飞机以前，航空运输只能为较少人员提供服务，对机场的需求也只处于第二阶段，1958 年才建成了新中国第一个机场——北京首都机场。改革开放以来，伴随着我国经济的发展，机场的数量越来越多，截止到 2022 年，我国民航运输机场总数已达到 254 个，并形成北方、华东、中南、西南、西北五大机场群。

7.2.1.2 机场的分类

机场分为军用、民用和军民合用三类。如图 7-7 所示。

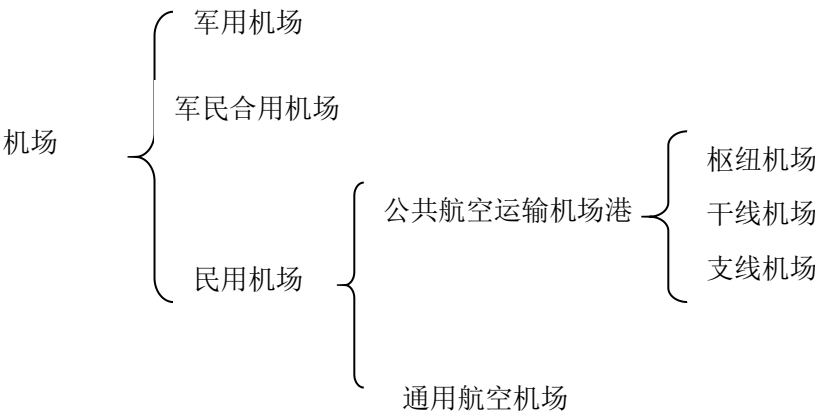


图 7-7 机场分类

军用机场用于军事目的，有时也部分用于民用航空或军民合用。但从长远来看，军用机场将会和民用机场完全分离。

公共航空运输机场，简称运输机场，是指为从事旅客、货物运输等公共航空运输活动的民用航空器提供起飞、降落等服务的机场。按照机场在民航运输网络系统中所起的作用划分，

又可将运输机场分为枢纽机场、干线机场和支线机场。

枢纽机场：是国内航空运输网或国际航线网络的枢纽，是航空客货集散中心。航班从枢纽机场辐射出去，就像车轮的轴心伸出的轮辐一样，主要充当换乘航班旅客的中转点。枢纽机场是当今世界民航发展的趋势。

干线机场：一般是省会城市、国内主要旅游城市的机场，干线机场飞行区等级一般都4D级以上。

支线机场：根据目前我国民用机场业发展的现实情况，一般符合以下三条中的任何一条，就可以界定为支线机场：

- （1）年度旅客吞吐量在 50 万人次以下；
- （2）机场在目前和可预见的时期内，进出港航线主要呈单向分布，非中枢辐射型；
- （3）机场处于非首都、非省会或自治区首府城市，服务的旅客群体以本地为主。

通用航空机场，主要用于通用航空，为专业航空的小型飞机或直升机服务。

单位或私人机场，在我国除民航和军用机场外，有些机场属单位和部门所有，如飞机制造厂的试飞机场，体育运动的专用机场和飞行学校的训练机场。在国外还有大量的私人机场，服务于私人飞机或企业的公务机，这种机场一般只有简易的跑道和起降设备，规模最小，但数量很大。

7.2.2 机场功能分区

机场作为航空运输的基地可以划分为空侧和陆侧两个大部分，空侧部分包括供飞机起飞和降落的终端区进近空域及供飞机在地面上运行的活动区两部分。陆侧包括旅客和货物办理手续和上下飞机的航站楼、各种附属设施及出入机场的地面交通设施三部分，如图 7-8 所示。

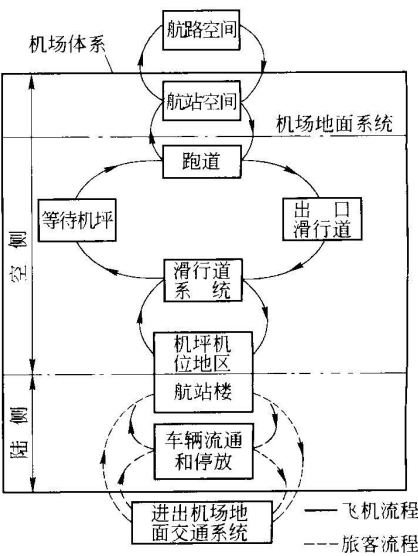


图 7-8 机场功能分区

7.2.2.1 空侧

空侧活动区包括跑道、滑行道、停机坪和登机门，以及一些为维修和空中交通管制服务

的设施，如机库、救援中心等。

1.跑道

跑道是陆地机场上划定的长方形地区，供航空器着陆和起飞之用。跑道根据飞行程序的类别分为非仪表跑道和仪表跑道。非仪表跑道是供航空器用目视进近、起飞的跑道；仪表跑道是供航空器用仪表进近、起飞的跑道，分为精密进近跑道和非精密进近跑道。

2.滑行道

滑行道的作用是连接对空面各个部分的飞机运行通路，它从机坪开始连接跑道两侧，在交通繁忙的跑道中段设有一个或几个跑道出口滑行道，以便降落的飞机迅速离开跑道。滑行道的宽度由使用机场最大的飞机的轮距宽度决定。滑行道在和跑道端的接口附近有等待区，由地面标志线标出，这个区域是为了飞机在进入跑道前等待许可指令。

3.停机坪

停机坪是飞机停放和旅客登机的地方，飞机在这里还进行装卸货物、加油、维修和长时间停放。停机坪的面积要足够大以保证进行上述活动的车辆和人员的行动，机坪上用漆标出运行线，使飞机按照一定线路进出滑行道。

7.2.2.2 陆侧

1.航站楼

航站楼为旅客上、下飞机提供各种服务，是地面交通和空中交通的结合部，是机场对旅客服务的中心地区，又称候机楼。

航站楼的水平布局有单线式、指廊式、卫星厅式和车辆运送式四种。航站楼采取何种布局，需要综合考虑旅客流量、飞机起落架次、航班类型、地面交通等因素确定。

2.地面运输区

地面运输区包括机场进入通道、机场停车场和内部道路。

7.2.3 机场的运行

7.2.3.1 机场运行指挥机构

民航体制改革后，机场根据局方要求都成立了现场指挥机构，其从业人员成为机场运行指挥员，简称指挥员。

机场运行指挥机构一般称为机场运行指挥中心或运行管理中心。指挥中心是一个统筹机场运行全局的管理机构，是机场管理机构现场运行的最高一级调度指挥部门，负责对航空器机场运行保障作业的指挥、协调和监控，负责处理停机位的分配，在一些机场还负责机场的应急救援。除此之外，指挥中心还负责机场范围内所有不正常情况的处理，对应指挥中心从事的工作，行业里称为现场管理。

7.2.3.2 航班保障服务

机场航班保障服务可分为旅客服务、货物（或货邮）服务以及航空器服务，其中旅客服务比较复杂，可分为进港、离港或出港及中转服务，同时又要区分国际和国内旅客。

航空器地面保障分为出港、进港、经停服务,涉及的保障项目繁多,且有严格的时间限制。客机在机坪上,有十多辆服务车辆环绕飞机周围在进行服务,这些服务包括上、下旅客,装卸货物,供应食品及其他用品,供水、加燃油及清除垃圾等等。这些服务都有一定的时限,这样可以提高飞机的利用率,也增加机场的效率。勤务车辆有很多种,包括:飞机拖车、清水车、加油车、地面电源车、客梯车、货运拖车、货运平台车、可移式传动带车、食品车、清洁车等。

7.2.3.3 机场的后勤维护

要确保机场的安全运行,机场当局要进行大量的维护检查工作,任何疏忽都会导致事故的方式。

1. 道面的维护

道面包括跑道、滑行道和停机坪的道面,其中最重要的是跑道道面,因为飞机在跑道上运动时任何小的裂缝或隆起都有可能造成爆胎或对起落架的损害,从而引发大事故。

跑道维护人员要定期目视检查跑道的表面,在春季要增加检查次数,及时修补。跑道污染主要是由于油漆、废物和轮胎上的橡胶颗粒黏附造成的,其中最主要是橡胶黏附,它是飞机在降落时由于制动摩擦产生大量热量,使轮胎的橡胶颗粒黏附在道面上,大大降低了道面的摩擦系数。消除这种污染也比较费力,目前采用的方法有以下四种:高压水冲洗、化学溶剂溶解、高速机械刷除、超声波清洗。

2. 除雪和除冰

在中高纬度地区的机场,除雪和除冰是保证运行的重要工作,在每年的开支中也占有一个重要部分。除雪的方法分两种:机械的和化学的。化学方法的成本高且见效较慢,大多数机场使用机械方法除雪。除雪机械有铲雪车、吹雪机和扫雪车,如图 7-9 所示。



铲雪车



吹雪车



扫雪车

图 7-9 除雪机械

跑道结冰对飞机来说比积雪更危险。但除冰有时比除雪还难。如果扫雪车不能将冰扫走时,一般用洒沙子的方法,一方面增加跑道的摩擦力,同时也加快了冰融化的速度,更先进的方法是洒加热的沙子,使沙粒嵌入冰层。在有些地区用喷洒酒精或乙二醇的方法除冰。应急情况下用喷气发动机喷出的热气流除冰也极为有效,但是噪音太大,成本很高。

3. 防止鸟撞

飞机在起飞或降落时如果把鸟吸入发动机或与鸟相撞都会造成一定的危险,有些机场驱

散鸟类是一大任务，国际民航组织每年收到的鸟撞报告在 2000 次以上。解决鸟撞的办法有很多种。首先是把跑道和机场周围的垃圾封盖起来，控制一些昆虫和小动物的生长，清除杂草、水塘，使鸟类在这个地区没有食物来源。其他的方法有使用声音驱赶鸟类，投放化学药物及猎杀等方法，但有些方法遭到环境保护组织和动物保护组织的反对，防止鸟撞迄今仍是一个还没能完全解决的问题，只能靠机场加强对环境的清理，研究这一地区鸟类活动规律使驾驶员提高警惕来防止事故发生。

4.建筑物及设施的维修

主要是按计划对航站楼和其他建筑以及其中的设施定期维护和修理，航站楼的建筑和设施是使用最频繁的地点，因而也是维修的重点。

5.车辆维修

机场使用者大批的特种车辆和普通车辆，特种车辆的维护、修理是机场特有的问题，除了特殊的大修由外界承包外，其余问题只能由机场自选组织解决。

7.2.3.4 应急救援

应急救援是指在突发事件发生后，通过事先计划和应急措施，充分利用一切可能的力量，迅速控制事态的发展，保护现场人员和场外人员的安全，将突发事件对人员、财产和环境造成的损失降低至最小程度。据统计，航空事故的 70%发生在起飞和降落的时候，这种事故发生的地点都在机场附近，因而机场要有一支训练有素、装备精良的救援队伍。

应急救援应当坚持“先避险、后抢救，先救人、再救物，先救灾、再恢复”的原则开展工作。救援的反应时间对于救援的效果有着决定性的影响，例如：在理想的能见度和地表条件下，要求从消防的最初呼救至第一辆应答车或几辆消防车到位，并按规定喷射率的至少 50% 比率释放泡沫，应在 2 分钟内，不超过 3 分钟。对于大型机场的消防，国际民航组织制定了推荐标准，如果达不到这个标准，就不能取得机场使用许可。机场消防队使用的车辆有：快速救火救援车、轻型救火车和重型救火车。

参考文献

- [1] 李昂,降绍华,杨新涅编著.民航概论<第四版>.北京:中国民航出版社有限公司,2020.7.
- [2] 刘得一,张兆宁,杨新涅编著.民航概论<第三版>.北京:中国民航出版社,2011.8.
- [3] 李幼兰主编.空气动力学和维护技术基础.北京:清华大学出版社,2016.
- [4] 严宗毅主编.流体力学.北京:高等教育出版社,2000.
- [5] 吴望一主编.流体力学.北京:北京大学出版社,2021.
- [6] 邢琳琳主编.飞行原理.北京:北京航空航天大学出版社,2022.
- [7] 李幼兰.空气动力学和维护技术基础[M].清华大学出版社,2016.
- [8] 郭博智,等译.民用客机发展演变[M].北京:航空工业出版社,2010.
- [9] 宋笔锋,裴扬,钟小平等译.飞机:技术发展历程[M].北京:航空工业出版社,2012.
- [10] FAA-H-8083-30A, Aviation Maintenance Technician Handbook-General[S], U.S.Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2018.
- [11] FAA-H-8083-4, Helicopter Instructor's Handbook[S], U.S.Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service, 2012.
- [13] 钟伟雄,伟凤等.无人机概论[M].清华大学出版社,2019.
- [14] 于坤林,唐毅.无人机结构与系统[M].西北工业大学出版社,2021
- [15] 李航,叶宝玉主编.典型飞机通信系统.西安:西北工业大学出版社,2016.
- [16] 钱小燕主编.现代民用飞机通信系统.北京:科学出版社,2022
- [17] 唐金元,黄聚义,王思臣,王翠珍主编.航空无线电导航技术与系统.北京:电子工业出版社,2022.
- [18] 王世锦主编.飞机仪表.北京:科学出版社,2013.
- [19] 徐亚军主编.民航飞机自动飞行控制系统.成都:西南交通大学出版社,2018.
- [20] 龙江,刘峰,张中波主编.现代飞机结构与系统.西安:西北工业大学出版社,2016.