民用航空器维修基础系列教材•共 8 册

（第 1 册）

航空概论

Introduction to Aviation

中国民用航空维修协会推荐

内容简介

本书为民用航空器维修基础系列教材之一。全书分为五章，包括：第一章航空器的概念和分类，介绍航空器的概念、分类和基本特点；第二章空气动力学基础，介绍大气环境、空气动力学基本原理、机翼外形特点和参数、作用在飞机上的空气动力以及高速飞行的基本特点；第三章飞行原理，介绍飞机运动基础、飞机的稳定性和操纵性以及旋翼航空器的基本飞行原理；第四章航空器动力装置，介绍航空活塞式发动机和燃气涡轮发动机的分类和基本工作原理；第五章航空仪表和机载设备，介绍航空仪表以及其他机载电子、电气、机械系统的基本功能和组成。编者在编写中力求做到言简意赅，深入浅出，着重于清晰透彻的定性分析，力求做到所有内容尽量与目前我国民航机务维修人员的实际工作紧密结合。

本书内容图文并茂通俗易懂，是民用航空器维修执照人员必须掌握的基本知识。通过学习，机务维修人员不但易于掌握教材中的内容，而且能够起到提高其自身的素质和业务水平的作用。本书适合在职飞机维修人员学习和相关院校专业做专业教材。

民用航空器维修基础系列教材编写委员会

主任委员：吴溪浚

副主任委员：杨卫东、刘英俊、杨国余、徐建星、蒋陵平、罗亮生、刘韬然

编委：王会来、刘韬然、安辉、李珈、杨国余、何冠华、罗亮生、贺建坤、董红卫、蒋陵平、樊智勇（按姓氏笔画排名）

序 言

民用航空器维修基础系列教材是由中国民用航空维修协会民用航空器维修培训机构工作委员会依据中国民航局规章 CCAR-66R3《民用航空器维修人员执照管理规则》，并按照中国民航局咨询通告 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》组织民用航空器维修领域的工程师、专家、学者编写的系列教材。教材包括《航空概论》《航空器维修》《飞机结构和系统 》《直升机结构和系统》《航空涡轮发动机》《活塞发动机及其维修》《航空器维修基本技能》《航空器维修实践》，共计 8 本教材。教材紧密围绕 AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》维修基础知识和维修实作的培训模块内容，涵盖了飞机维修的基本知识、基础理论、飞机结构与系统、维修技能与维修实践等方面。在编写过程中，编者力求做到概念清楚、理论正确、知识点全面、突出维修实际应用，注重理论和实践相结合，力求深入浅出,图文并茂，通俗易懂，符合机务维修人员学习和使用习惯。本套教材是民用航空器维修执照人员必须掌握的基本知识和基本技能，主要作为 CCAR-66R3 执照考试和 CCAR-147 维修培训教材，也适合在职飞机维修人员学习和相关院校专业做专业教材。

本套教材是在中国民航局飞行标准司的直接领导下编写的，教材的编写得到了中国民航大学、中国民用航空飞行学院、中国南方航空股份有限公司、东方航空技术有限公司、广州民航职业技术学院、北京飞机维修工程有限公司(Ameco)、广州飞机维修工程有限公司(GAMECO)、海南海航汉莎技术培训有限公司、山东航空股份有限公司、厦门航空有限公司、东航江苏有限公司、海直通用航空有限责任公司、深圳航空有限责任公司、成都航空职业技术学院、北大荒通用航空有限公司、中航西飞民用飞机有限责任公司等单位以及航空器维修领域专家的大力支持，在此一并表示感谢!

本套教材由广州民航职业技术学院罗亮生教授负责统稿。

由于编写时间仓促和我们的水平有限，书中难免存在诸多不足，请各位专家和读者及时指出，以便再版时加以改进。

“民用航空器维修基础系列教材”编委会

2020 年 2 月 10 日

前 言

《航空概论》作为民用航空器维修基础系列教材之一，是按照中国民航局咨询通告AC-66-FS-002 R1《航空器维修基础知识和实作培训规范》维修基础知识培训模块M1航空概论编写的民用航空器维修人员执照理论课程教材，适用于民用航空器维修人员执照全部四个类别（TA/PA/TR/PR）航空基础知识的学习。全书分为五章，包括：第一章航空器的概念和分类，介绍航空器的概念、分类和基本特点；第二章空气动力学基础，介绍大气环境、空气动力学基本原理、机翼外形特点和参数、作用在飞机上的空气动力以及高速飞行的基本特点；第三章飞行原理，介绍飞机运动基础、飞机的稳定性和操纵性以及旋翼航空器的基本飞行原理；第四章航空器动力装置，介绍航空活塞式发动机和燃气涡轮发动机的分类和基本工作原理；第五章航空仪表和机载设备，介绍航空仪表以及其他机载电子、电气、机械系统的基本功能和组成。通过本书的学习，可以初步了解航空器基础知识，为顺利进行下一阶段的学习打下基础。

全书共五章，由樊智勇担任主编。

本教材第一章到第五章由中国民航大学樊智勇编写。在本教材编写过程中得到了中国民航大学徐建星主任的大力支持和帮助。

本教材由广州民航职业技术学院罗亮生教授、厦门航空有限公司钟宁伟工程师和中国民航飞行学院颜影副教授负责评审。中国民航华北管理局樊建梅监察员对本教材进行了审阅并提出了宝贵意见。

尽管在本书编写过程中得到了行业众多专家的指导和帮助，但由于编者水平有限以及编写仓促，书中难免存在不足，恳请使用本书的师生和读者提出批评指正，以便再版时加以改进。

希望本套教材可以优化飞行员培养，夯实飞行员专业基础知识，从源头上提高人才培养的质量效益。同时也欢迎同行及各界人士对本套教材提出宝贵意见，帮助本套教材与时俱进，实现飞行员理论基础培养的可持续发展。

编者

2020年2月10日

目 录

第 1 章 航空器的概念与分类

1.1 航空器的定义与分类

1.1.1 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。

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，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，动力驱动的分为飞机（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 1-1 所示。

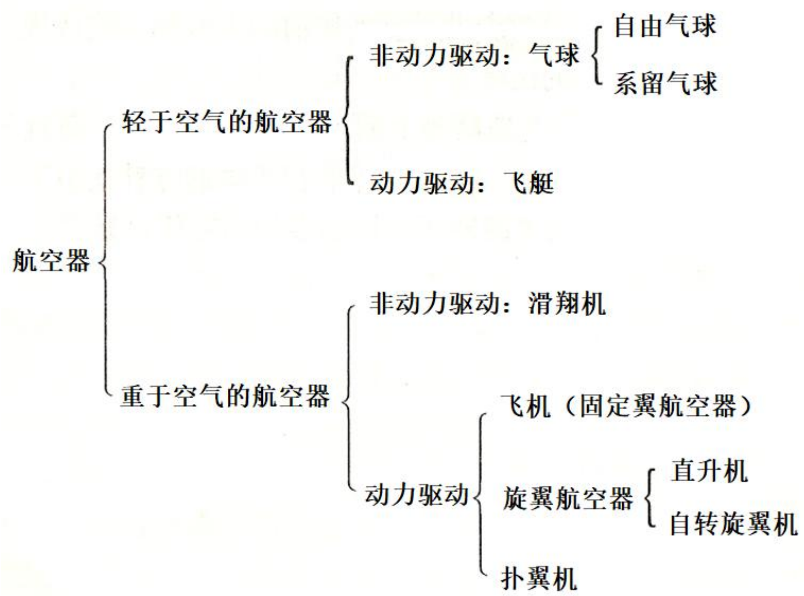


图 1-1 航空器分类

1.1.2 轻于空气的航空器

1. 气球

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 1-2）由绳索系留在地面，自由气球（图 1-3）则随风的方向而飘移。

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、探空等科学研究和文化娱乐庆典活动。

图 1-2 系留气球

图 1-3 自由气球

典型热气球结构主要由球囊、吊篮和燃烧器三部分构成（图 1-4）。

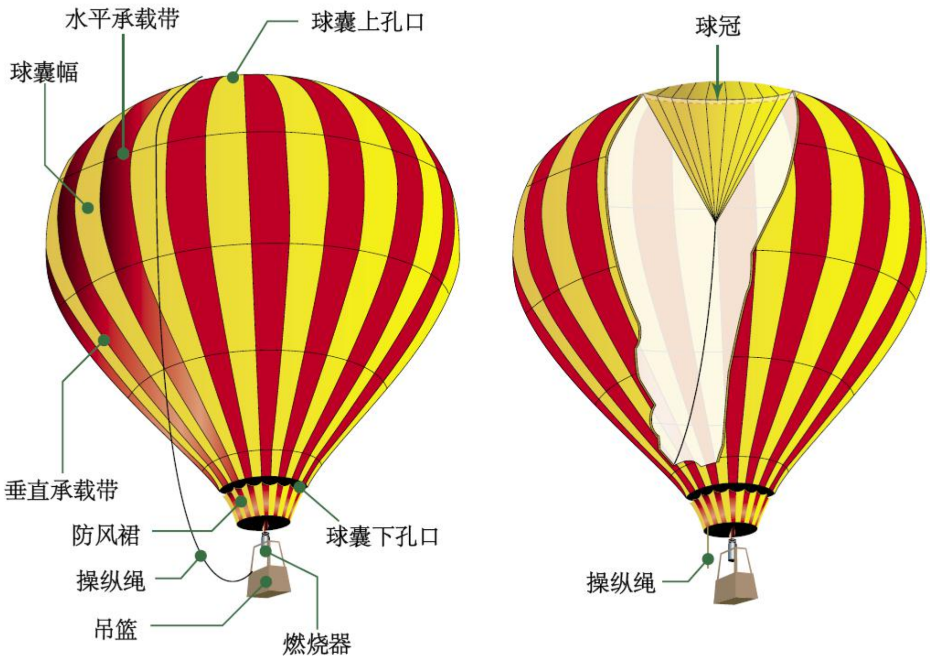


图 1-4 典型热气球结构

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。由于没有动力装置，热气球一般通过改变垂直位置来进行水平移动，因为高度不同，风向也会不同。要向特定方向移动，驾驶员只需上升和下降到合适的高度，然后御风而行。在大气中，高度越高，风速通常也会越快，所以驾驶员可以通过改变高度来控制水平速度。风力条件只能让驾驶员做出极少的选择，驾驶热气球在很大程度上依靠临时发挥。

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（图 1-5）。

现代飞艇一般都使用安全性更好的氦气来提供升力，发动机提供的动力主要用在飞艇水平移动以及艇载设备的供电上，所以飞艇相对于现代喷气飞机来说节能性能较好，而且对于环境的破坏也较小。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（图 1-6）。

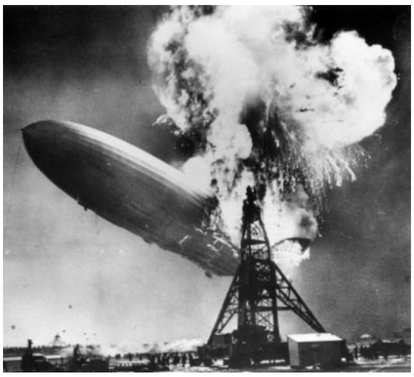


图 1-5 失事的兴登堡号飞艇

图 1-6 现代飞艇

从结构上看，飞艇一般可分为三种类型：硬式飞艇、半硬式飞艇和软式飞艇。硬式飞艇是由其内部骨架（金属或木材等制成）保持形状和刚性的飞艇，外表覆盖着蒙皮，骨架内部则装有许多为飞艇提供升力的充满气体的独立气囊。半硬式飞艇要保持其形状主要是通过气囊中的气体压力，另外部分也要依靠刚性骨架。现代飞艇一般都是软式飞艇，外形的保持是通过气囊中氦气压力来实现，典型飞艇结构如图 1-7 所示，由气囊、辅助气囊、吊舱、推进装置和尾翼等部分构成。

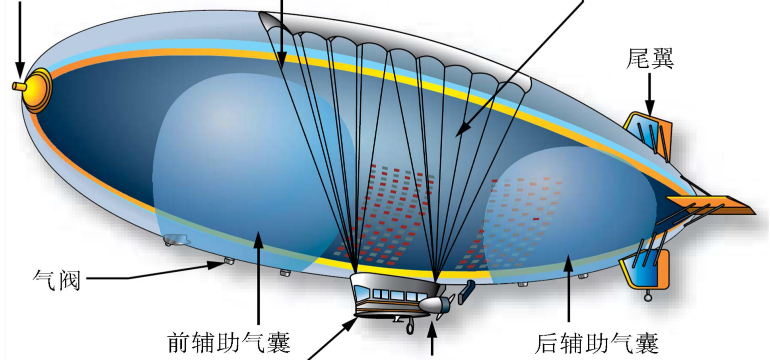


图 1-7 典型飞艇的结构

1.1.3 重于空气的航空器

1. 滑翔机

传统意义上的滑翔机（Glider）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（图 1-8）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（图 1-9），由于造价低廉使航空运动更加普及。

图 1-8 典型滑翔机

图 1-9 伞翼滑翔机

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 1.2 节中详细介绍。

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和自转旋翼机两类。

直升机是旋翼航空器的一种，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。直升机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，直升机航程不够、速度不高、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。典型的单旋翼直升机和自转旋翼机如图 1-10 和 1-11 所示，旋翼航空器的分类和基本组成将在 1.3 节中详细介绍

图 1-10 典型直升机

图 1-11 典型自转旋翼机

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，又称振翼机。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。扑翼机的需要解决的主要问题是气动效率低、动力及机构要求高、材料要求高、有效载荷小。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。

1.2 民用飞机的分类和基本组成

1.2.1 民用飞机的分类

1. 民用航空的基本概念

航空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、军事航空和民用航空三个部分。

航空制造研究和使用最新的技术，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，涉及飞行器设计、飞机结构设计、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、应急救生等专业航空技术。

军事航空是指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，如空军执行的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。

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。

1）运输航空

运输航空是指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。

2）通用航空

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航空运输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。

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. 航线飞机

航线飞机也称运输机，分为运送旅客的客机和专门运送货物的货机，还有由客机改装成的客货混用的运输飞机。航线飞机的吨位大，产值高，由航线飞机的飞行构形成了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。

客机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 3 000 千米以下者为短程客机、3 000 至 8 000 千米为中程客机，在 8 000 千米以上为远程客机。有时把航程在 5 000 千米以内的飞机称为中短程客机，5 000 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。

客机按发动机来分类可分为活塞式飞机和喷气式飞机。1958 年以前航线上主要使用的是活塞式飞机，1958 年以后喷气发动机的客机大批量投入使用。活塞式飞机由于速度慢，效益低，目前只在短航线上有少量使用。

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。客机可分为双通道的宽体客机和单通道的窄体客机。

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 3 000 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，但它只能在设备齐全、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。

3. 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 5 000 千米以上，它的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，公务机属于通用航空范畴。

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。

1.2.2 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 1-12 所示。

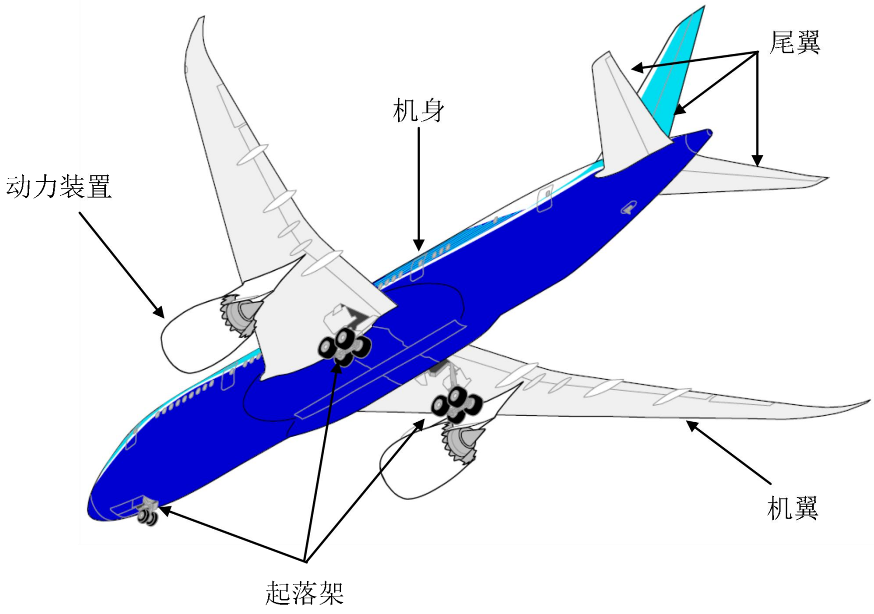


图1-12 飞机的组成

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（见图 1-13）。通常，受力骨架是由纵向四根桁条及直支柱、斜支柱和横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，但对于小型低速飞机来说，这些缺点并不显著。此外，它还具有结构简单、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。

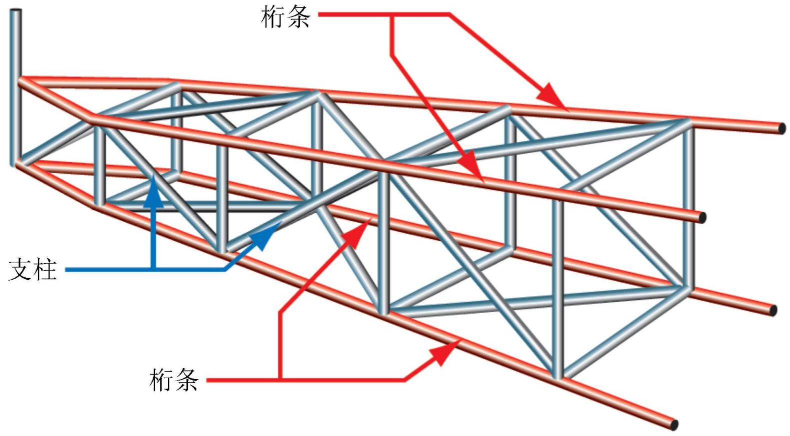


图1-13 构架式机身

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半硬壳式机身。半硬壳式机身是全金属薄壁结构。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。典型半硬壳式机身结构见图 1-14。现代飞机机身的结构型式主要是半硬壳式。

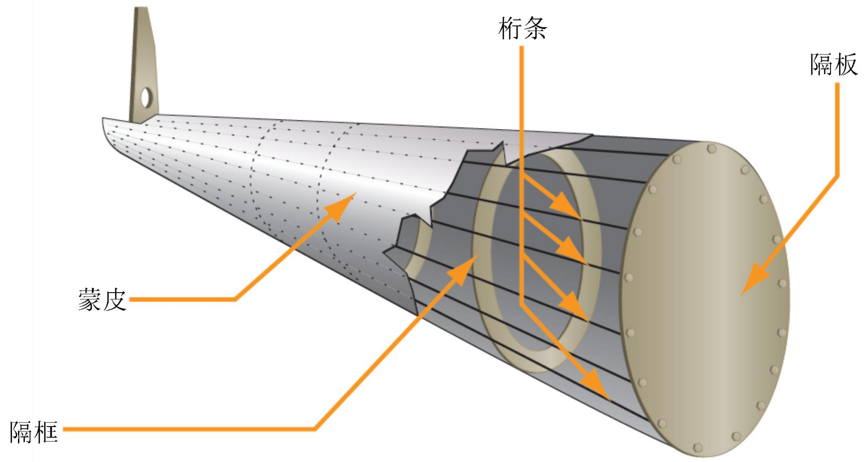


图1-14 典型半硬壳式机身

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 1-15 所示。

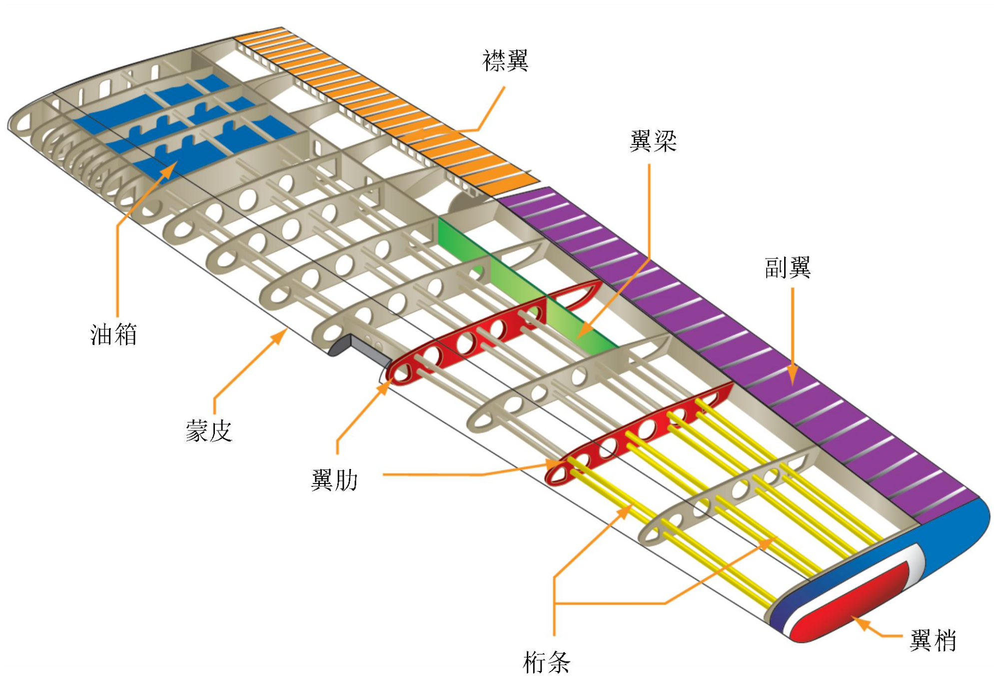


图 1-15 典型飞机的机翼结构

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。

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 1-16 所示。

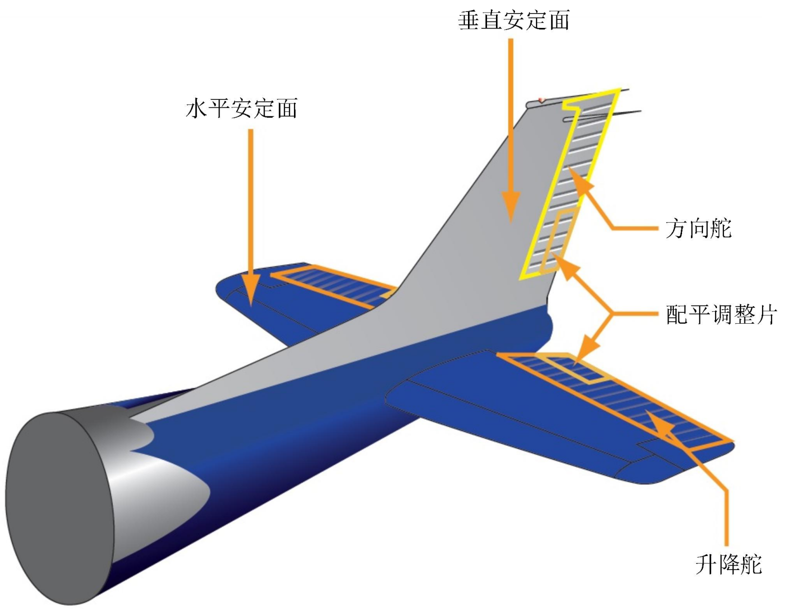


图 1-16 典型飞机的尾翼结构

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。

4. 起落架

起落架是飞机停放、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 1-17。

起落架一般由三个轮子组成，两个是主轮，第三个轮子安装在飞机后面或者前面，分别称为后三点式起落架和前三点式起落架。操控前轮或者尾轮可以控制飞机在地面上的转向。

（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 1-17 起落架

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第 4 章中详细介绍。

1.3 旋翼航空器的分类和基本组成

1.3.1 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取得升力；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。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；而自转旋翼机一般为单旋翼。

1. 直升机

直升机是以动力驱动的旋翼作为主要升力来源，能垂直起落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，即可以在山顶、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。

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。直升机在巡逻监控、森林防火、吊装设备、海上救援、医疗救护、地质勘探、农业飞行等方面获得广泛应用，典型的单旋翼带尾桨式直升机如图 1-18 所示。

（a）空中巡逻　　（b）森林防火

（c）吊装设备　　（d）海上救援

图 1-18 典型单旋翼带尾桨式直升机（续）

双旋翼的直升机有多种形式，它们的共同点是有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 1-19 所示。目前以纵列双旋翼直升机（图 1-19（a））的使用较多，即两个旋翼沿机身长度方向排列，它的重心移动范围大，机身长；共轴双旋翼直升机（图 1-19（b））结构紧凑，但操纵复杂。横列双旋翼直升机（图 1-19（c））和交叉双旋翼直升机（图 1-19（d））目前使用较少。直升机也可按起飞重量分类，小于 6 吨的为小型直升机，6 到 10 吨以上是大型直升机。


（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

图 1-19 典型双旋翼直升机

2. 自转旋翼机

自转旋翼机（图 1-20）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，无需向单旋翼直升机那样设置尾桨，但一般装有尾翼，以控制飞行。

起飞时，旋翼系统可以用动力驱动而“预旋”；也可通过“离合器”同发动机相连，靠发动机带动而产生升力，以缩短起飞滑跑距离，但不能垂直起飞，升空后再松开离合器，使旋翼转为自由旋转。若发动机空中停车，螺旋桨停转，在自转旋翼机作惯性起飞时，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。

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（图 1-20）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。这是一种双模态的航空器，应视为飞机，也可将其作为有条件的特殊构型双旋翼航空器。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 1-20 典型倾转旋翼航空器

1.3.2 旋翼航空器的基本组成

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 1-21 所示。

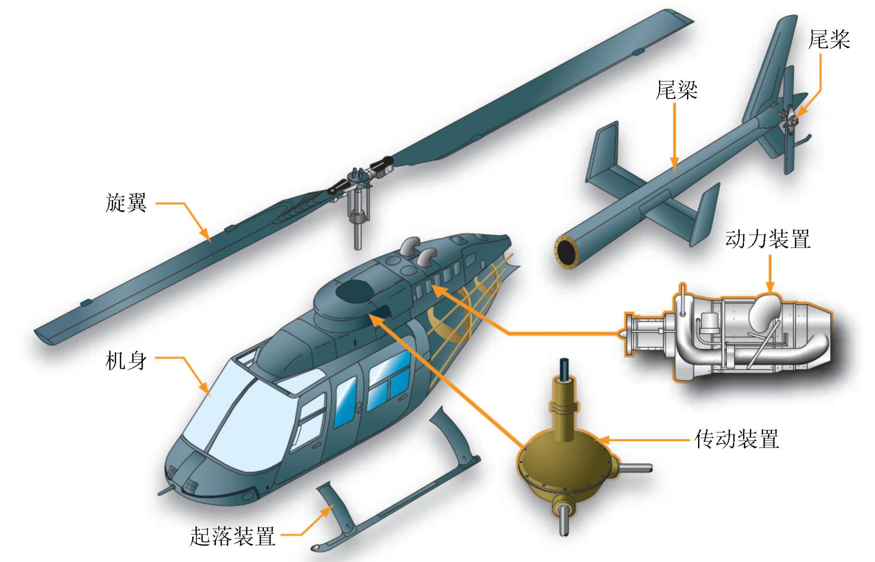


图 1-21 单旋翼直升机的组成

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。一般来说，直升机的起飞重量越大所需桨叶的叶片越多，一副旋翼的桨叶最少有两片，最多可达七到八片。桨叶要求具有极好的弹性和疲劳寿命，现代桨叶大量使用碳纤维复合材料制造。为了获得足够的升力，桨叶要做得很长，旋翼直径从小型直升机的 5 到 10 米到大型直升机的 20 到 30 米。

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 1-22（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。尾桨距旋翼转轴越远则产生的力矩越大。直线飞行时，如果控制尾桨的推力大小，就可以进行航向操纵，使直升机转向。尾梁上还装有水平和垂直的安定面，保证直升机的纵向和航向稳定。

图 1-22（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 1-22（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（NATO）

图 1-22 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. 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 1-23 所示。

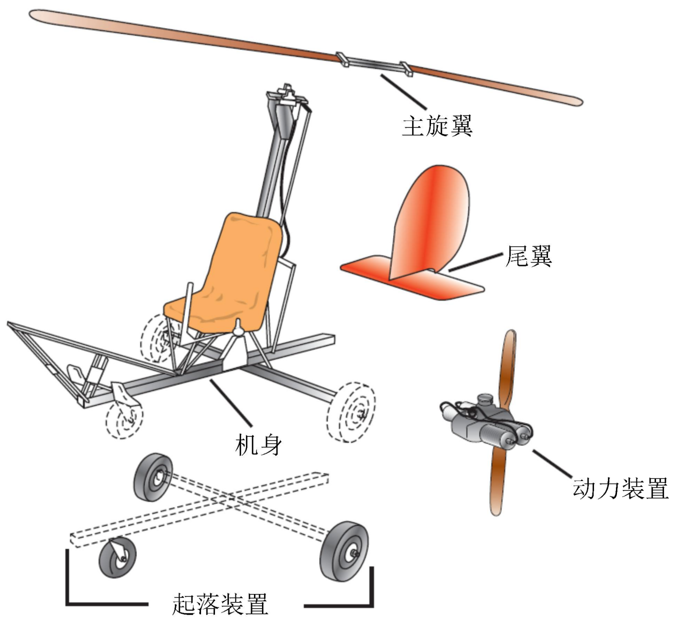


图 1-23 典型自转旋翼机的组成

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。

第 2 章 空气动力学基础

2.1 大气环境

2.1.1 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。

2.1.2 大气层的结构

大气层紧紧包围着地球，厚度大约在 1 000 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、热层和散逸层，如图 2-1 所示。

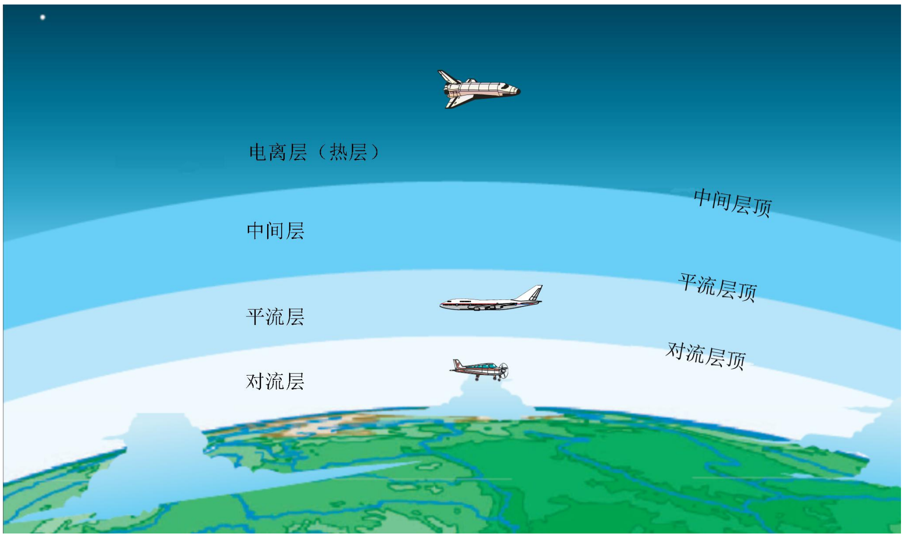


图 2-1 大气层的结构

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 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℃。在该层空气十分稀薄，又出现比较强的垂直对流作用。

4. 电离层

中间层之上，上界可达 800 千米以上的大气层，又称为热层。电离层中的空气处于高度的电离状态，氮氧分子电离称为离子和自由电子，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。由于空气电离和太阳辐射，这一层的温度很高，并随着高度增加而上升，所以电离层也被称为热层。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 2 000 到 3 000 千米，该层温度也随高度增加而升高。

2.1.3 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（℉）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：

$$℃ = (℉ - 32)\cdot 5/9 \tag{2-1}$$

$$K = 273.15 + ℃ \tag{2-2}$$

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 1 000 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 2-2 所示。

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℃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）。

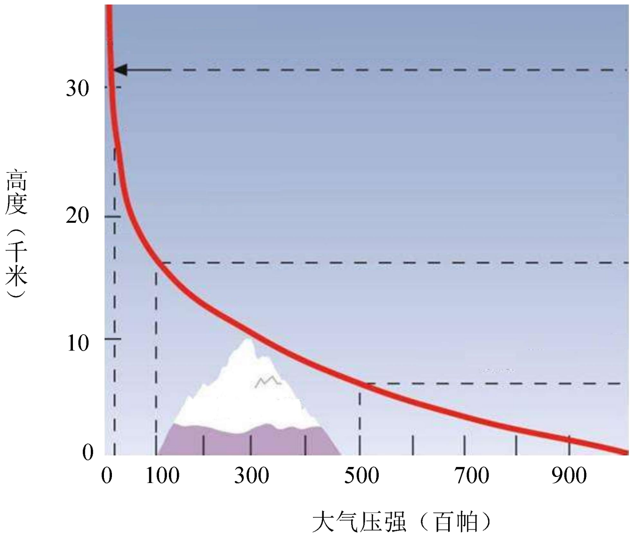


图 2-2 大气压强随高度的变化示意图

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气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”。

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来。

6. 可压缩性

空气的可压缩性是指一定量的空气，在压力或温度变化时，其体积和密度发生变化的特性。凡是物质都具有一定程度的可压缩的性，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。

2.1.4 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（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：

$$p = \rho RT \tag{2-3}$$

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，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=760mHg（1013.25hPa）；T=15℃（288.15K）；ρ=1.225kg/m³；声速 a=340.29m/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 2-1。

从表 2-1 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（11 000 米到 20 000 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。

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（ISA Deviation），以此作为确定飞机性能的基本条件。

表 2-1　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

2.2 空气动力学基本原理

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。

2.2.1 飞行相对运动原理

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 2-3。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。

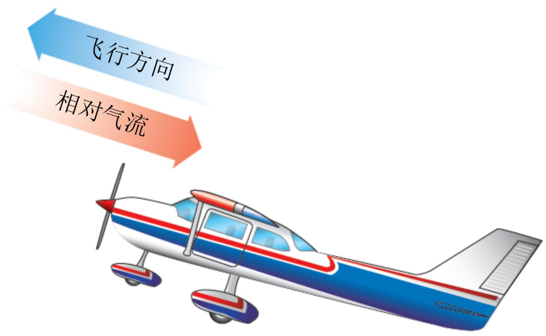


图 2-3 飞行方向和相对气流方向

2.2.2 连续性假设

实际的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。在这种运动中，分子在两次连续碰撞之间所走过的平均路程叫做分子的平均自由行程。由于飞行器的特征长度（如两翼尖之间的距离）往往大于空气平均自由行程，所以分析飞行器与空气作相对运动和它们之间的相互作用力时，可以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。进行空气动力学分

析时，连续性假设在将大气看成是连续的介质，在其中任意取一个微团都可以看成是由无数分子组成，微团表现出来的特性体现了众多分子的共同特性。

2.2.3 流体运动的基本概念

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。

2. 流线、流线谱、流管和流量

流线是流场中的一条空间曲线，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。流线每点上的流体微团只有一个运动方向。流线不可能交叉，也不可能分叉。对于定常流，流线是流体微团流动的路线。

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 2-4 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 2-5 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。

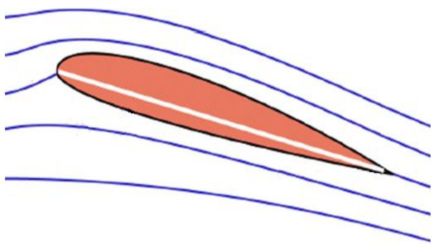


图 2-4 低速气流绕翼型的流动

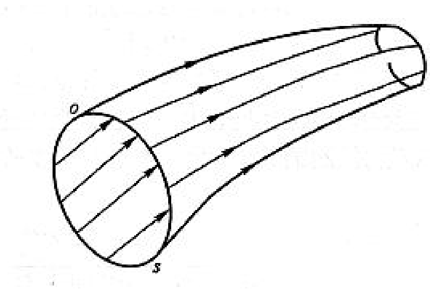


图 2-5 流管

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。

$$q_m = \rho Av \qquad (2\text{-}4)$$

式中，q_m 为质量流量， 单位 kg/s。

2.2.4 连续方程和伯努利方程

1. 连续方程

连续方程是质量守恒定律在流体定常流动中的应用。图 2-6 表示远方气流以速度 ν 绕流过机翼翼型的定常流线谱，选中一根流管和三个横截面 1、2、3。由式（2-2）可知：流体流过三个横截面的质量流量分别等于$q_{m1} = \rho_1 A_1 \nu_1$，$q_{m2} = \rho_2 A_2 \nu_2$，$q_{m2} = \rho_2 A_2 \nu_2$。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$q_{m1} = q_{m2} = q_{m2}$。

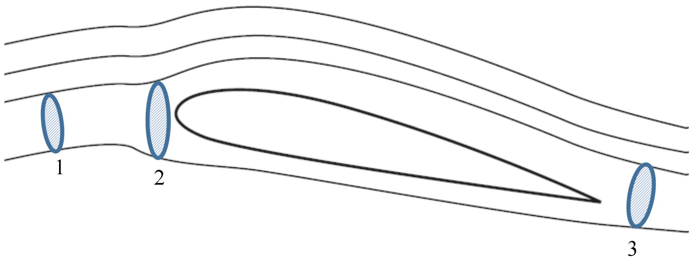


图 2-6 绕翼型的流线谱

连续方程可以表述为：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：

$$\rho_1 A_1 \nu_1 = \rho_2 A_2 \nu_2 = \rho_3 A_3 \nu_3 = \dots \qquad (2\text{-}5)$$

式中， ρ_1、ρ_2、ρ_3…是流体流过各截面时的密度；A_1、A_2、A_3…是流体流过各截面时的速度；ν_1、ν_2、ν_3…是流管各截面的面积。

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，连续方程可以简化为：

$$A_1 \nu_1 = A_2 \nu_2 = A_3 \nu_3 = \dots \qquad (2\text{-}6)$$

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。

2. 伯努利方程

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，能量可以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：

$$p+\frac{1}{2}\rho v^2=p_0 \text{ ，} p_0 \text{ 为常数} \tag{2-7}$$

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（2-6）的连续方程和式（2-7）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 2-7 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。

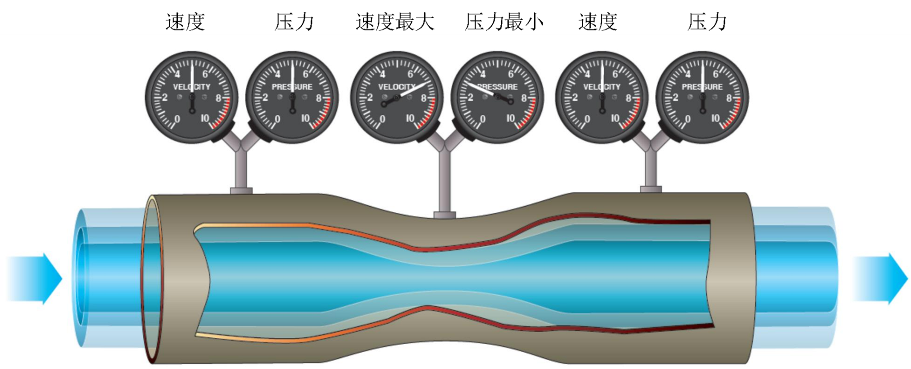


图 2-7 流速和压力的关系

通过图 2-7 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。

2.3 机翼的几何外形和参数

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。

2.3.1 机翼翼型

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 2-8 所示。

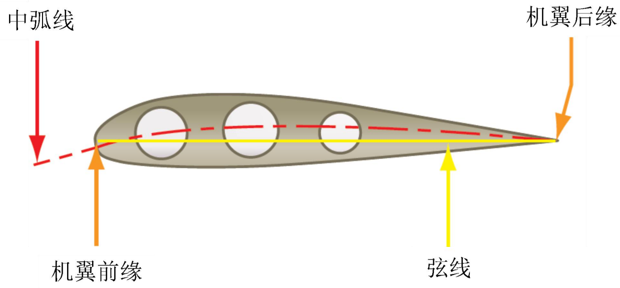


图 2-8 翼型剖面

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

翼弦垂直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、前缘半经和后缘角等参数可以得到不同的翼型，常见翼型剖面如图 2-9 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。

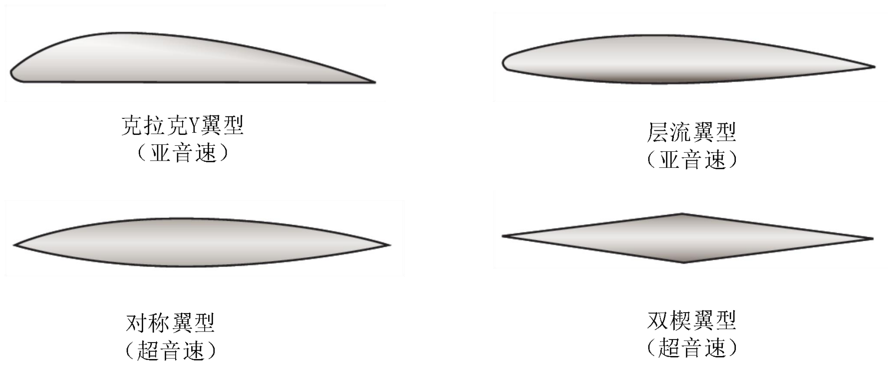


图 2-9 常见翼型剖面示意图

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%。

2.3.2 机翼平面形状和基本参数

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 2-10 所示。

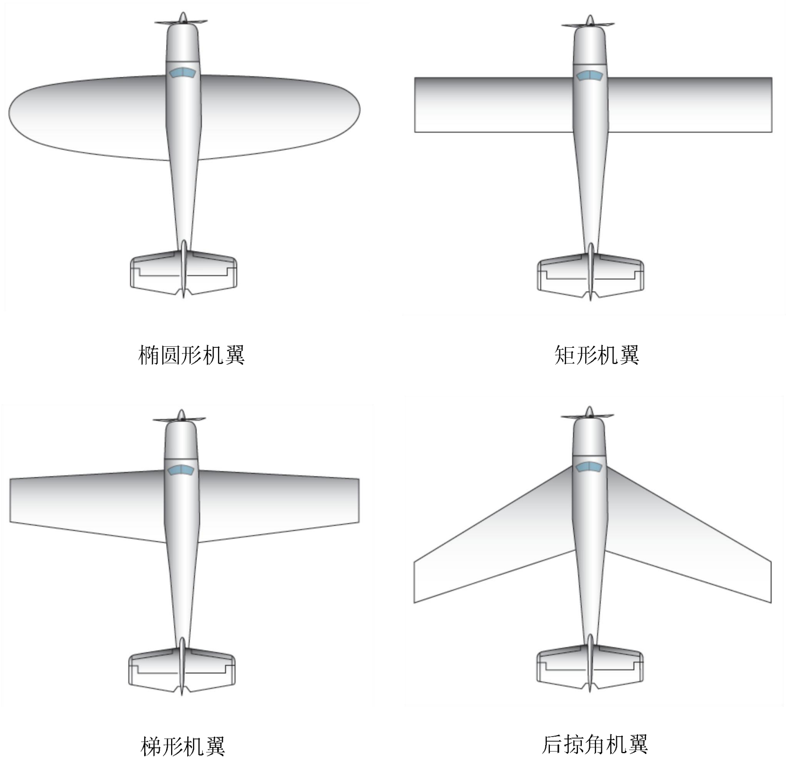


图 2-10 机翼的平面形状

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垂直机身中心线的直线之间的夹角。飞机说明书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。

2.3.3 机翼相对机身的安装位置

1. 机翼相对机身中心线的高度位置

上单翼、下单翼和中单翼（见图 2-11）。

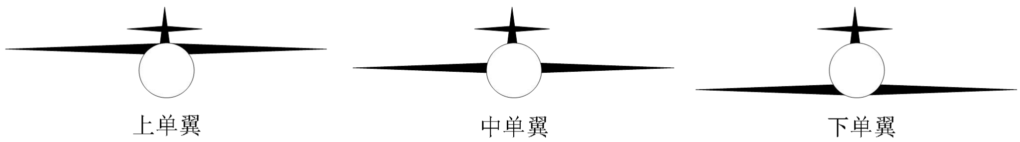


图 2-11 机翼相对于机身线的高度

2. 机翼相对机身的角度

安装角：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。

上反角、下反角：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。见图 2-12。

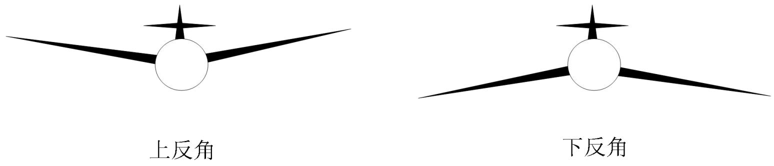


图 2-12 上反角和下反角

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。

2.4 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，还必须有动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 2-13。

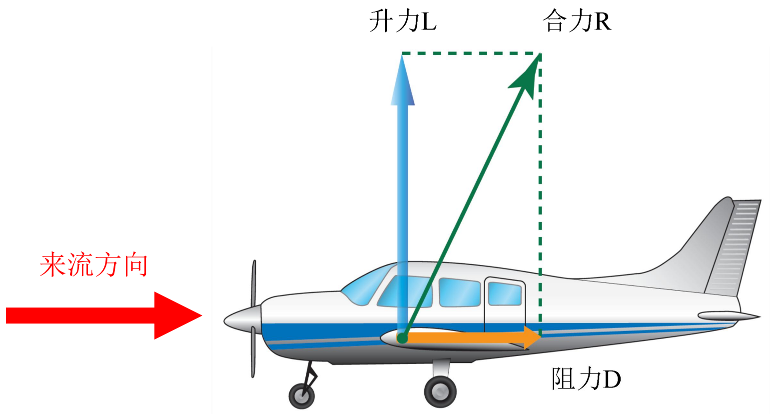


图 2-13 飞机的总空气动力、升力和阻力

2.4.1 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 2-14 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。

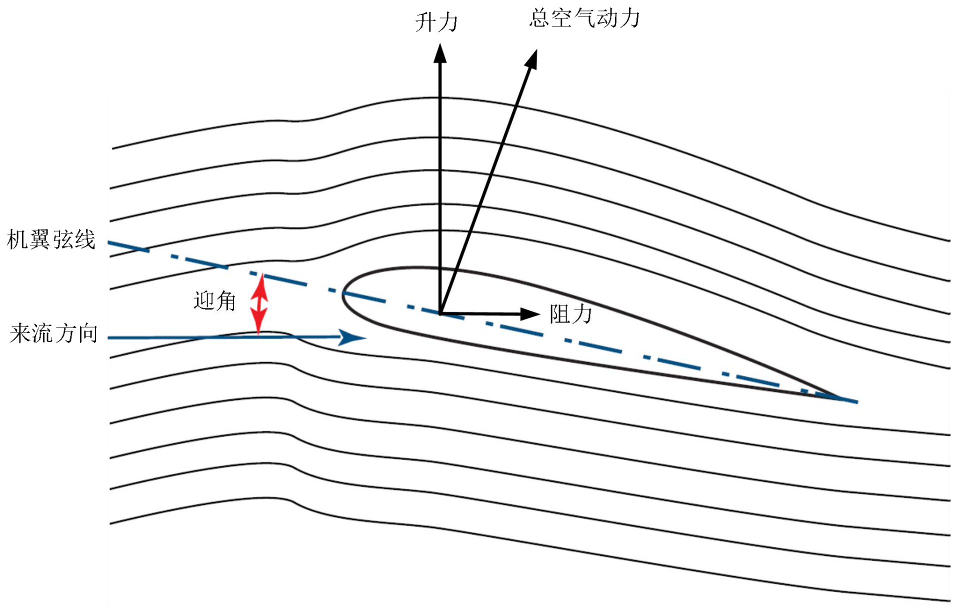


图 2-14 小迎角条件下翼剖面上的空气动力

从图 2-14 中可以看到，当气流以一定的正迎角流过具有一定翼型的机翼时，在机翼上表面流管变细，流线分布较密，在机翼下表面流管变粗，流线分布较疏。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 2-15 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。

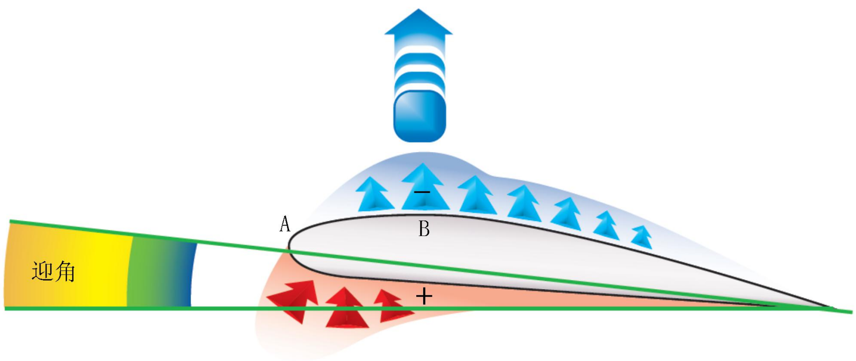


图 2-15 机翼压力分布的矢量表示方法

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 2-15）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。

2.4.2 阻力的产生

在低速飞行中飞机的阻力主要有摩擦阻力、压差阻力、干扰阻力和诱导阻力。其中前三个阻力与飞机的升力无关，主要是由于空气的黏性引起，统称为废阻力。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。

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方向，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，气体微团除了向前流动外，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 2-17。

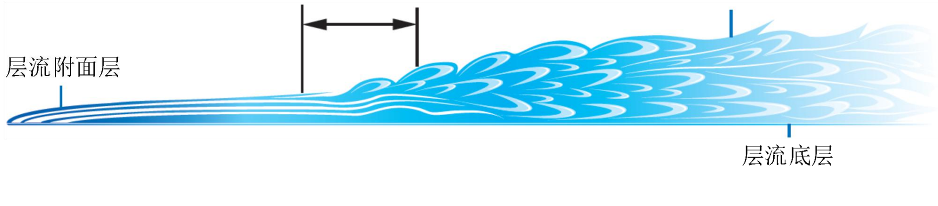


图 2-16 附面层的转捩

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）附面层的分离

从驻点 A 到最低压力点 B，附面层外界的气流逐渐加速，静压也随之逐渐减小。但从最低压力点 B 向后，附面层外界的气流逐渐减速，静压也随之逐渐加大，形成了后面压力大于前面压力的逆压梯度。这对附面层内气流的流动极为不利，一方面气流要克服黏性的阻滞力，另一方面又要克服逆压的阻力向后流动。所以，在进入逆压梯度区后，附面层内气流速度迅速下降，并在逆压作用下底层气流产生倒流，与顺流而下的气流相撞，气流将被拱起脱离机体表面并在主流气流的冲击下形成大的旋涡，这种现象叫做附面层分离。

附面层分离生成的旋涡不断地被主流气流吹走，新的旋涡又不断地从机体表面生成，这样就形成了涡流区，也称为尾流区，如图 2-17 所示。

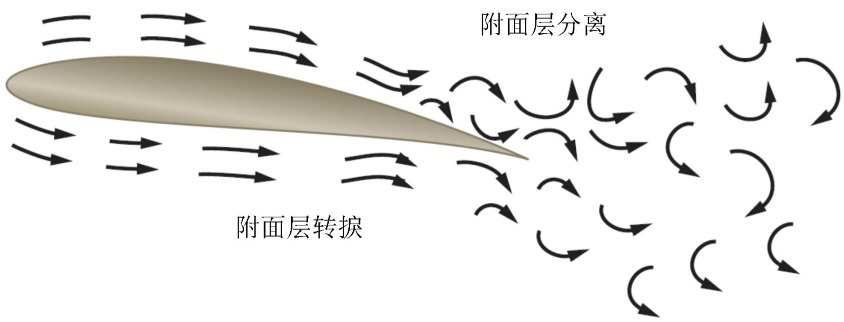


图 2-17 附面层分离

在尾流区内，由于空气不停地迅速地旋转，使气流的动能因为摩擦而损耗，变成热量向外传递，气流的压力也就下降了。

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要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力面，如机翼尾翼的前缘、上表面等。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. 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。流线型物体的轴线与气流平行时，可以使压差阻力减小。

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。

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。

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。

5. 诱导阻力

诱导阻力是伴随升力而产生的一种阻力。

（1）翼梢旋涡和下洗流

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 2-18）。

图 2-18 翼尖旋涡

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 2-19），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。

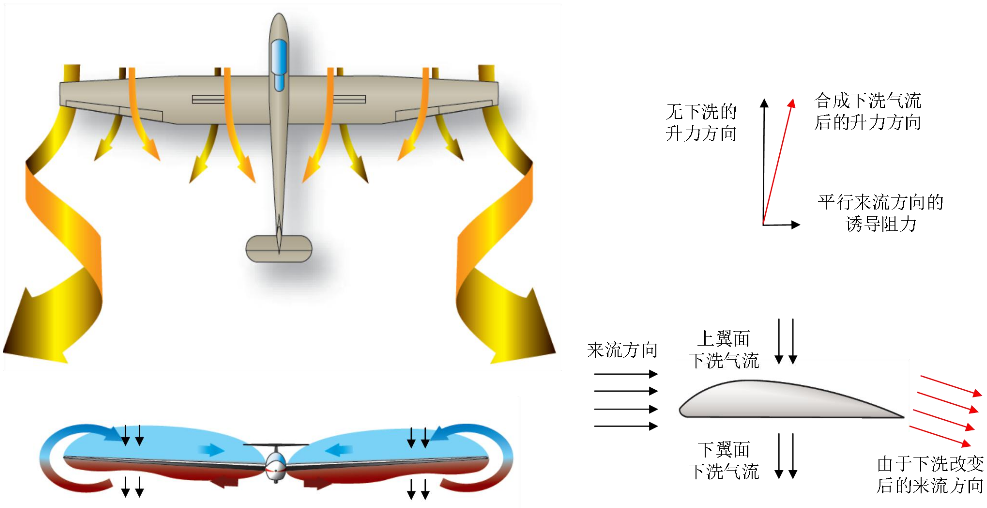


图 2-19 翼尖旋涡与下洗的影响示意图

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 2-20 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。

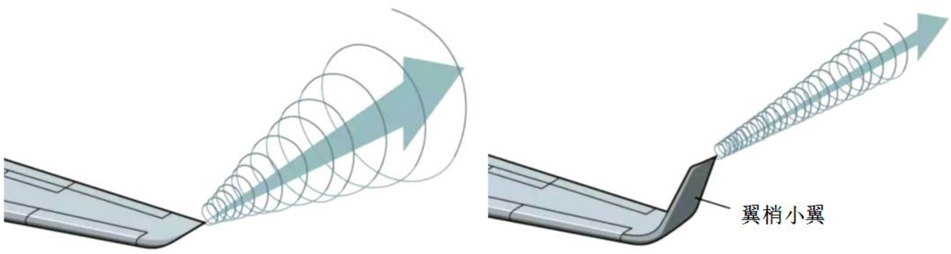


图 2-20 翼梢小翼

6. 低速飞行时飞机的阻力

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 2-21 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。

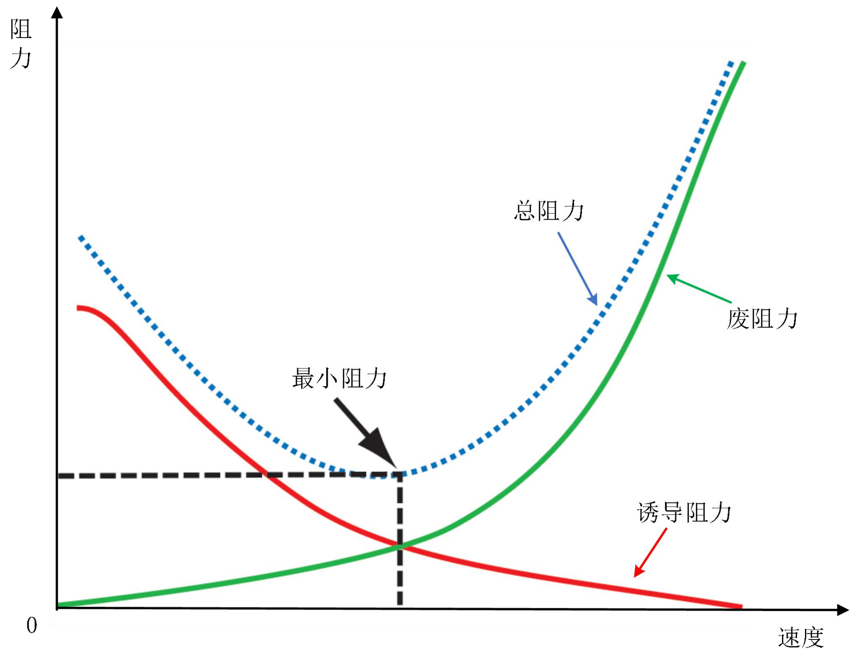


图 2-21 总阻力曲线示意图

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，飞机以较小的迎角飞行，机翼上下表面的压力差减小，形成了较弱的翼梢旋涡，诱导阻力也随之减小。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，诱导阻力的作用逐渐减弱，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。

2.4.3 升力和阻力的影响因素

飞机的升力公式可以表示为

$$L=C_L\cdot\frac{1}{2}\rho V^2\cdot \mathrm{S} \tag{2-8}$$

飞机的阻力公式可以表示为

$$D=C_D\cdot\frac{1}{2}\rho V^2\cdot \mathrm{S} \tag{2-9}$$

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。

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。

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. 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 2-22 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。

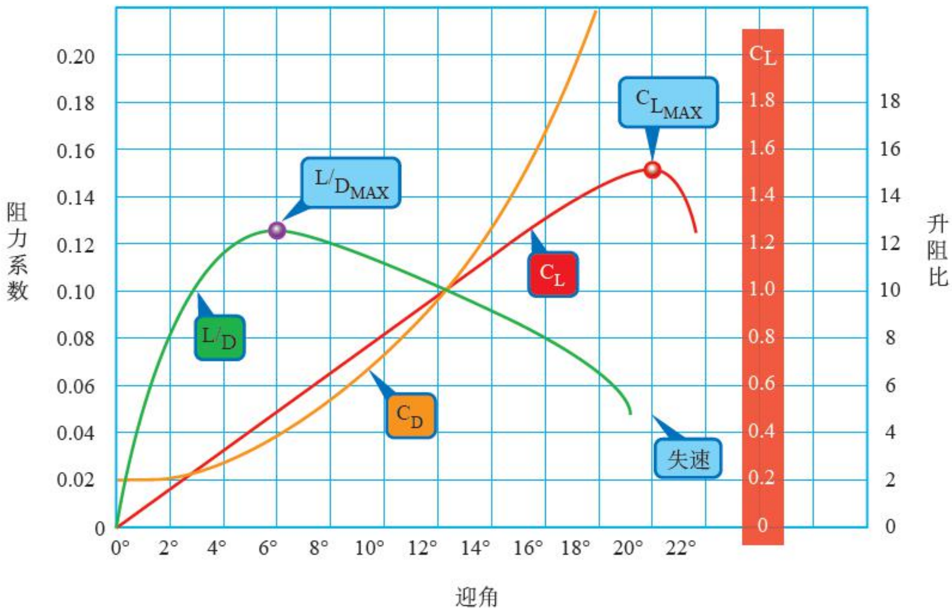


图 2-22 升力系数、阻力系数、升阻比与迎角的关系

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。

2.4.4 机翼的压力中心和焦点

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。

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. 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。

2.4.5 机翼表面积冰的影响

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它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。

2.5 高速飞行基本特点

2.5.1 空气的可压缩性和飞行马赫数

1. 空气的可压缩性

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。

2. 飞机飞行的马赫数

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（Ma）等于飞机空速与当前飞行高度处声速的比值，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。

3. 高速飞行中，速度变化引起空气其它参数的变化

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。

2.5.2 高速飞行气流的加速、减速特性

当 Ma＜0.4 时，流速变化带来的空气密度的变化很小，可以忽略不计，认为空气密度ρ=常数，这样，流管的截面面积就必须减小才能使气流加速。所以，低速流动的气流是通过流管变细来实现加速的。当 Ma=1.0 时，流管截面面积保持不变。当 Ma＞1.0 时，随着马赫数的增大，空气密度减小的百分数越来越大。这时，为了保持质量流量不变，流管的截面面积必须加大。也就是超声速气流是通过流管扩张来加速的。

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 2-23 所示。

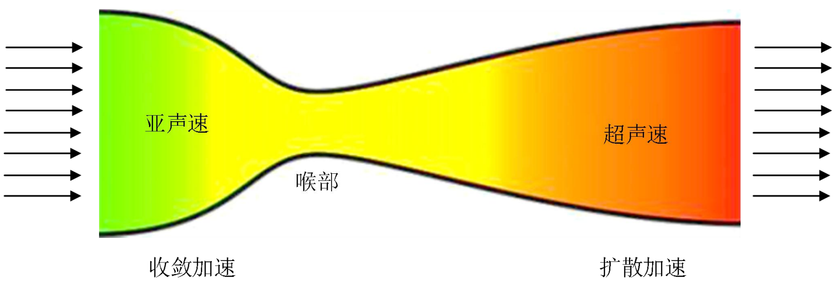


图 2-23 超声速喷管示意图

2.5.3 马赫锥、激波和膨胀波

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 2-24 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≥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。

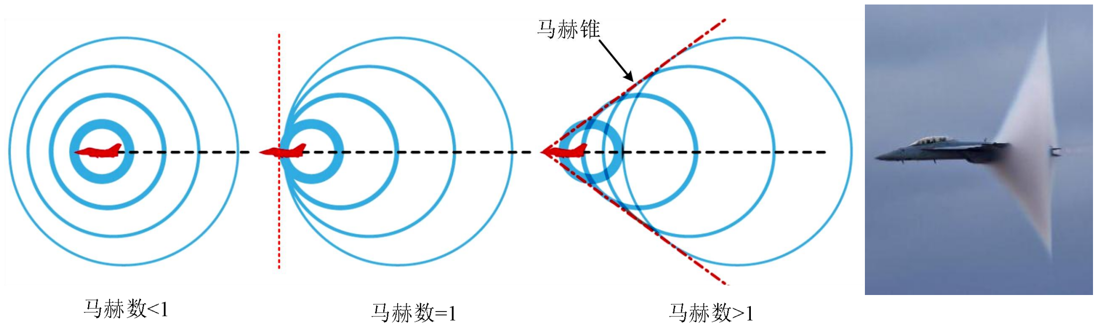


图 2-24　马赫锥示意图

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强扰动波。如图 2-25 所示，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。

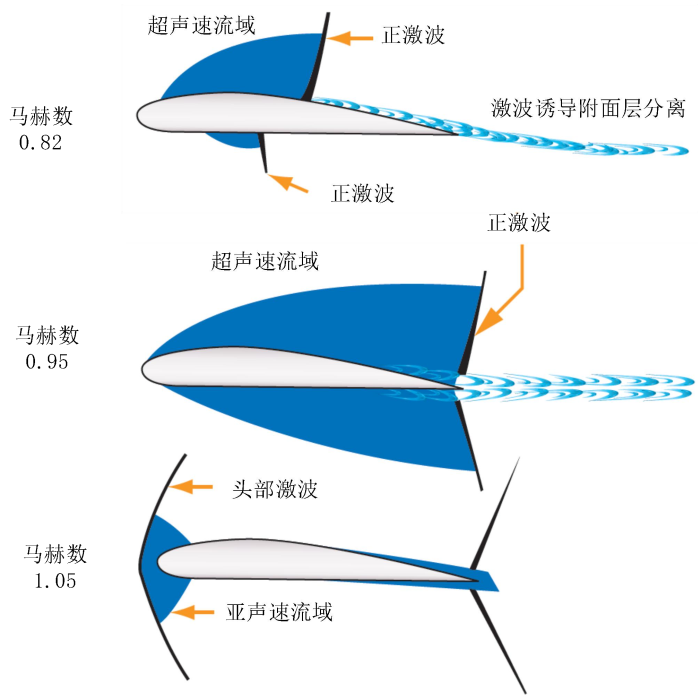


图 2-25　随着马赫数的增加，激波逐渐产生

3. 膨胀波

当超声速气流流过带有外折角的物体表面时，流管变粗，气流速度加快，压力下降。由于物体外折角对超声速气流的扰动，引起气流膨胀加速的扇形波叫做膨胀波，如图 2-26 所示。气流通过一个个波面逐渐加速降压，并转变方向，最后生成更高速的气流，沿外折后的物体表面流走。总之，超声速气流是通过激波压缩减速，通过膨胀波膨胀加速的。

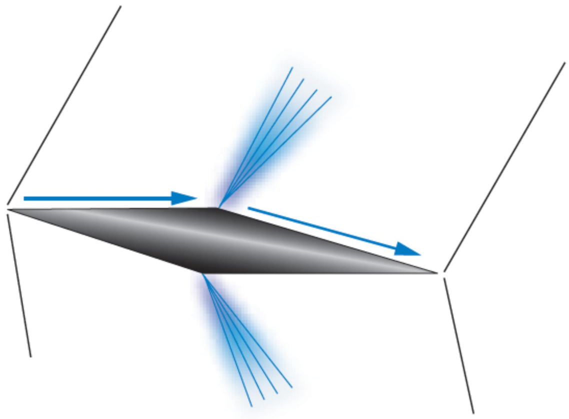


图 2-26 膨胀波示意图

2.5.4 临界马赫数和临界速度

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。

2.5.5 声障和热障

1. 声障

正是因为在 $Ma > M_{临}$后，翼型的空气动力特性出现了如此复杂的变化，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“声障”。

声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。

2. 热障

克服了“声障”飞机进入超声速飞行后，在继续提高飞行速度的前进中，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。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。

2.5.6 高速飞机气动外形的特点

高速飞机气动外形变化的主要目的就是提高临界马赫数、改善飞机的跨声速空气动力特性和减小波阻。

1. 薄翼型

高速飞机的机翼应采用相对厚度比较小（即比较扁平的）、最大厚度点位置向后移的薄翼型。对于高速飞机来说，飞行速度大，为了得到足够的升力并不需要大的升力系数 C_L，而是要提高临界马赫数和减小波阻。翼型的相对厚度越小，上翼面的气流加速就越缓慢，可以有效地提高飞机的临界马赫数和飞机的最大平飞速度。另外，进入跨声速飞行后，产生的激波波阻会随着翼型相对厚度的增加而增大。

层流翼型，是高亚声速飞机采用较多的翼型。这种翼型前缘半径比较小，最大厚度的位置靠后，上翼面气流加速比较缓慢，压力分布比较平坦，对提高临界马赫数也有作用，比较

适合高亚声速飞行。

超临界翼型，能够有效提高临界马赫数并在跨声速区域中有较好空气动力特性。如图 2-27 所示，与传统翼型相比，超临界翼型上翼面比较平坦，后部略向下弯。因为超临界翼型的上翼面比较平坦，气流加速比较缓慢，所以它的临界马赫数比较大。一旦出现局部超声速区，超声速气流的膨胀加速也比较平缓，这就使得局部激波强度大大降低。超临界翼型局部激波的位置也比较靠后，而且翼型后部向下弯曲，这些都可以缓和激波诱导的附面层分离，从而大大减小跨声速激波的阻力。超临界翼型下表面后部有一个向里凹进的反曲面，可以增加后部升力，以弥补上表面平坦引起升力的不足。与层流翼型相比，它的跨声速气动特性也比较好。

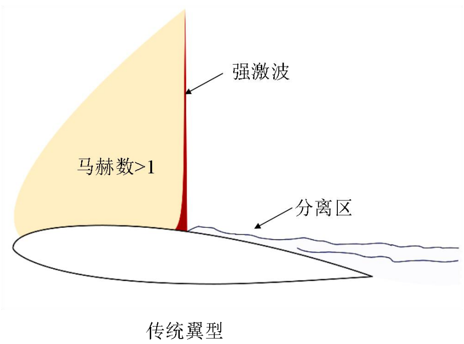


图 2-27 超临界翼型和传统翼型的比较

2. 后掠机翼

采用后掠机翼可以提高飞机的临界马赫数，并可以减小波阻。我们可以把后掠机翼看作是将一个平直机翼向后掠一个角度安装在机身上。

如图 2-28 所示，对于后掠机翼，由于气流速度的方向不与机翼前缘垂直，可以将其分解为垂直机翼前缘的速度和平行机翼前缘的速度。

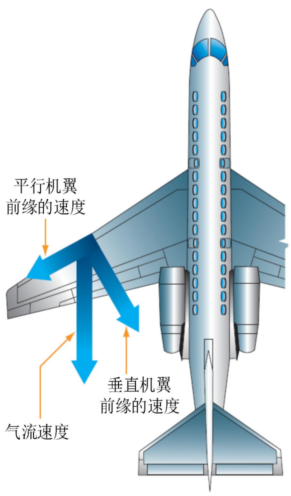


图 2-28 流过后掠机翼的气流速度

平行机翼前缘的速度对产生升力不起作用，只有垂直机翼前缘的速度是产生升力的有效速度。这样，经翼型加速的速度只是气流速度的一部分，使这部分速度加速到当地的声速，气流的速度就可以比平直机翼更提高一些。所以，后掠机翼可以提高飞机的临界马赫数，后掠角越大，提高临界马赫数的效果越明显。采用后掠机翼还可以改善机翼的跨声速空气动力特性，减小波阻。与平直机翼相比，后掠机翼的临界马赫数有明显的提高。

采用后掠机翼也会带来一些问题。首先，后掠机翼的低速特性不好。与平直机翼相比，后掠机翼用来产生升力的有效速度减小了，升力系数和阻力系数也都减小了，在低速飞行时，就不能产生足够的升力，起飞和着陆的速度大，滑跑距离长。其次，后掠机翼的失速特性不好。气流流过后掠机翼时，由于平行机翼前缘的分速度沿着翼展方向的流动，造成附面层分离首先在翼梢部位发生，可能会导致飞机大迎角失速，并降低副翼的操纵效率。最后，后掠机翼结构的受力形式不好，所以高亚声速民用运输机采用的后掠机翼的后掠角不会太大，一般都在 30°左右，主要是用来提高临界马赫数。

3. 小展弦比机翼

为了减小诱导阻力，亚声速飞机通常采用大展弦比机翼。但进行跨声速和超声速飞行的飞机，展弦比大大减小，成为小展弦比机翼，如图 2-29 所示。

图 2-29 小展弦比机翼

小展弦比机翼在保证产生升力所需要的机翼面积的情况下，可以使翼型的弦长加长，而使机翼的展长缩短。弦长较长就可以在翼型最大厚度不变的情况下，减小翼型的相对厚度，使气流在翼型表面加速缓慢，从而提高了临界马赫数。另外，机翼展长缩短使沿机翼前、后缘产生的激波也缩短了，气流流过机翼时要穿透的激波长度减小了，波阻自然也就小了。小展弦比机翼也有不足之处，在低速飞行时，它的诱导阻力大，起飞着陆性能也不太好。

4. 涡流发生器

涡流发生器（图 2-30）是利用旋涡从外部气流中将能量带进附面层，加快附面层内气流流动，防止气流分离的装置。

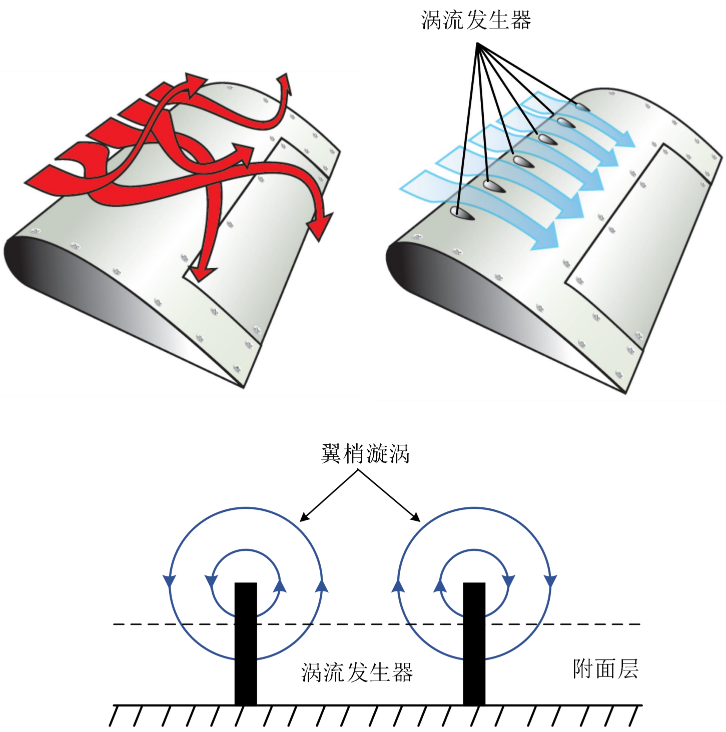


图 2-30 涡流发生器示意图

涡流发生器的构造是一种低展弦比小翼段，垂直的安装在它们起作用的气动力面上。可以成对交错排列，也可以单个地都按一个方向排列。但小翼段都应与来流形成一定的迎角。当气流以一定的迎角流过小翼段时，在一侧加速，另一侧减速，在小翼段两侧造成压力差，因而在小翼段的端部生成了很强的翼尖旋涡。这些旋涡将外部气流中的高能量气流带入附面层，加快了附面层内气流流动，有效的抑制附面层分离，如图 2-31 所示。

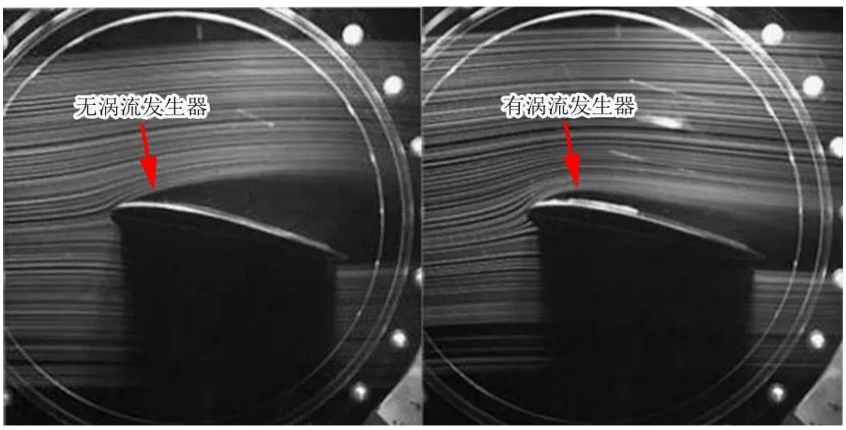


图 2-31 涡流发生器推迟附面层分离

涡流发生器可以安装在低速飞机的气动力面上，起到防止附面层分离和增升的效果。也可以用在高亚声速和跨声速飞机上，防止或减弱激波诱导的附面层分离，推迟波阻的急剧增加和减缓波阻增加的趋势，改善飞机的跨声速空气动力特性。

第 3 章 飞行原理

3.1 飞机运动基础

3.1.1 空中运动的自由度

飞机机体以及飞机上所装载的所有设备、燃油、货物、乘员等重量之和叫做飞机的重力，用符号 W 表示。飞机重力的作用点叫做飞机的重心。因为，飞机机体结构和机上装载基本左右对称，所以，飞机重心在机体对称面内。

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。这样，飞机的任何一种运动都可以分解成全机随着重心的移动和绕重心的转动。

机体坐标 O（X_t、Y_t、Z_t）是与机体一起运动的坐标系，它的圆点位于机体的重心 O。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（见图 3-1）。

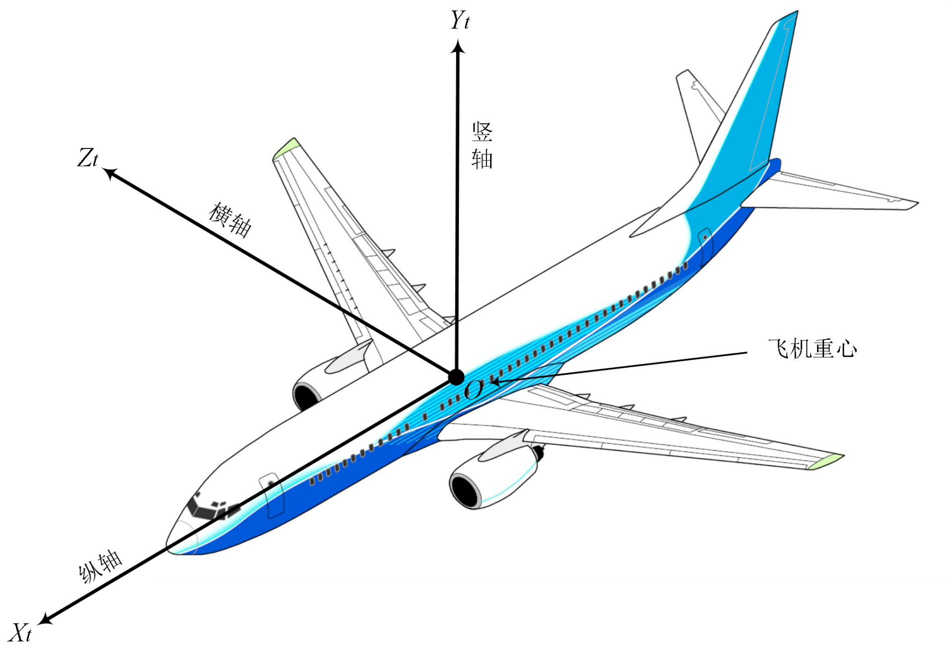


图 3-1 飞机机体坐标系

飞机重心移动的自由度有三个：分别是沿OX_t轴、OY_t轴和OZ_t轴的平移；机体绕重心转动的自由度也有三个：分别是绕OX_t轴的滚转、绕OY_t轴的偏航和绕OZ_t轴的俯仰，见图 3-2。这样，飞机在空中运动的自由度共有六个。

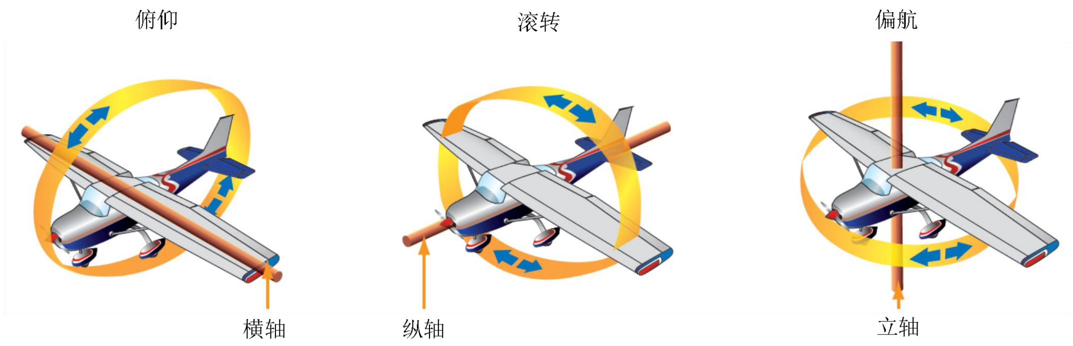


图 3-2 飞机绕全机重心转动的三个自由度

3.1.2 飞机运动参数

1. 飞机在空间的姿态

飞机在空间的姿态可用机体坐标系与地面坐标系之间的方向关系来确定，并用姿态角表示出来，如图 3-3 所示。

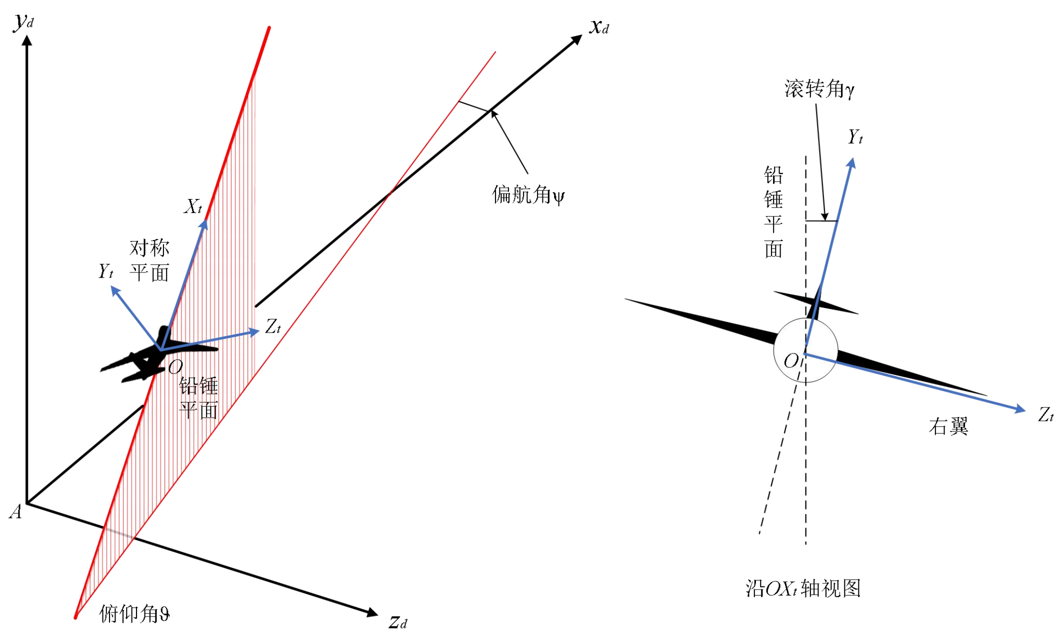


图 3-3 飞机地面坐标系和姿态角

图 3-3 中的 $Ax_dy_dz_d$是地面坐标系。地面坐标系是固定在地球表面的一种坐标系。它的原点 A 位于地面任意选定的某一固定点，Ay_d轴铅垂向上，Ax_d、Az_d 轴在水平面内并互相垂

直，Ax_d轴指向地面内某一选定的方向。

在图 3-3 中，描述飞机在空中姿态的姿态角有：

1）俯仰角ϑ

机体坐标系纵轴OX_t与水平面 Ax_dy_d 之间的夹角。规定当机头上仰时ϑ 角为正。

2）偏航角ψ

机体坐标系纵轴OX_t在水平面 Ax_dz_d上的投影与地面坐标系 Ax_d轴之间的夹角。规定当飞机向左偏航时ψ 角为正。

3）滚转角γ

飞机对称面OX_tY_t与包含OX_t轴的铅垂面之间的夹角。规定当飞机向右滚转时γ角为正。

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 3-4。

1）飞机迎角α

空速向量在飞机对称面OX_tY_t上的投影与机体坐标系纵轴OX_t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。飞行中，空速向量一般都在飞机对称面内，侧滑角β = 0。但由于外界扰动或水平转弯操纵不当会产生侧滑。在有些情况下，采用适当的侧滑角有利飞行，比如侧风着陆、不对称动力飞行等。

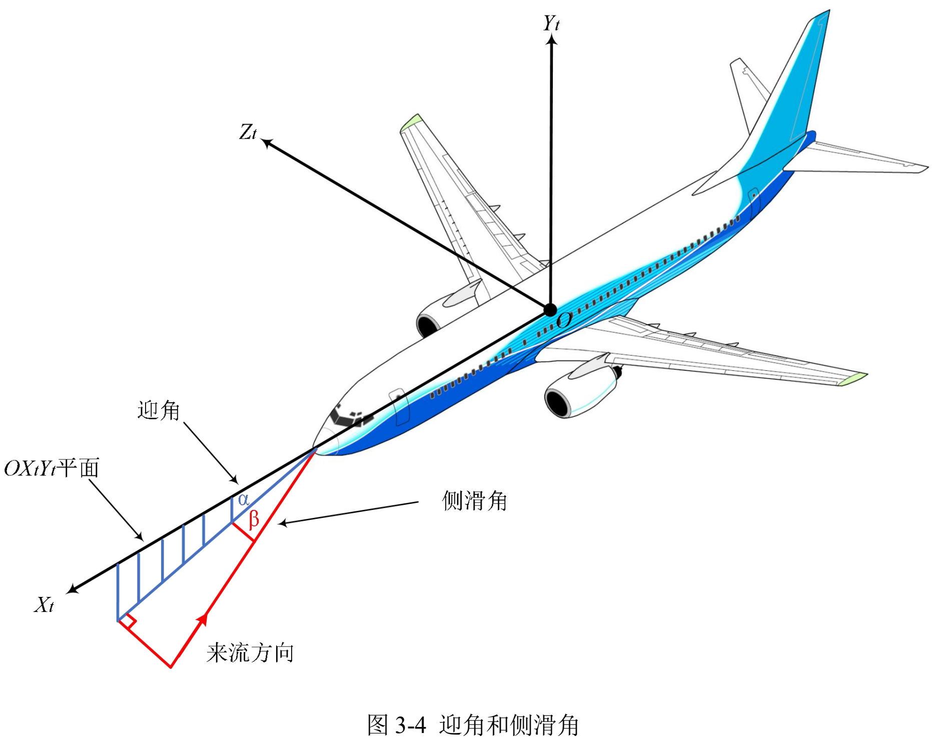


图 3-4 迎角和侧滑角

3.1.3 载荷平衡与载荷系数

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（气动升力 L、气动阻力 D、侧向气动力 Z ）和发动机推力 P。外载荷组成平衡力系的条件是：

1）外载荷的合力等于零，也就是外载荷在三个坐标轴投影之和分别等于零；

2）外载荷的合力矩等于零，也就是外载荷对三个坐标轴力矩之和分别等于零；

飞机在空中运动的自由度有六个，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 3-5。

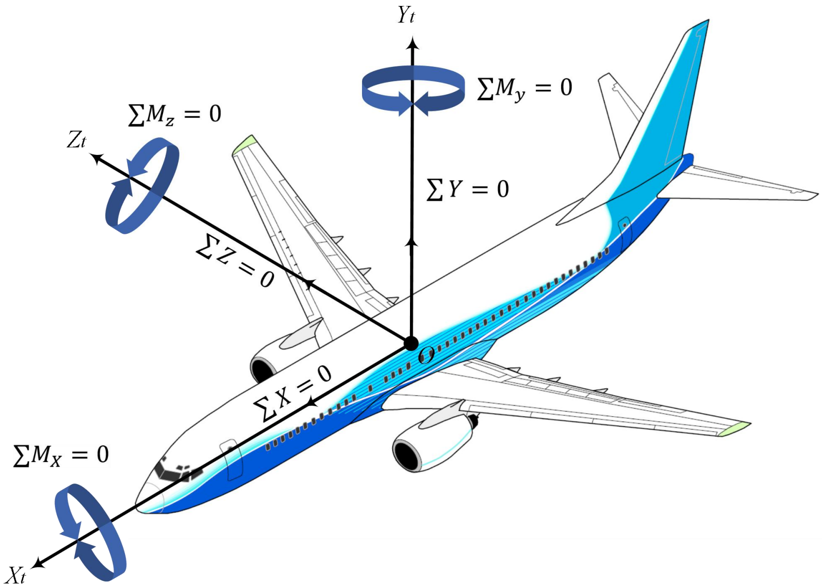


图 3-5 平衡方程

当作用在飞机上的外载荷满足式（3-8）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。

$$\sum X = 0，\sum Y = 0，\sum Z = 0 \tag{3-1}$$

$$\sum M_X = 0，\sum M_y = 0，\sum M_z = 0$$

飞机在某一高度做匀速巡航飞行，等速爬升、等速下滑等都是定常飞行。它是飞机最经常、最重要的飞行状态。

图 3-6 示出飞机在某一高度做水平匀速的巡航飞行，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。

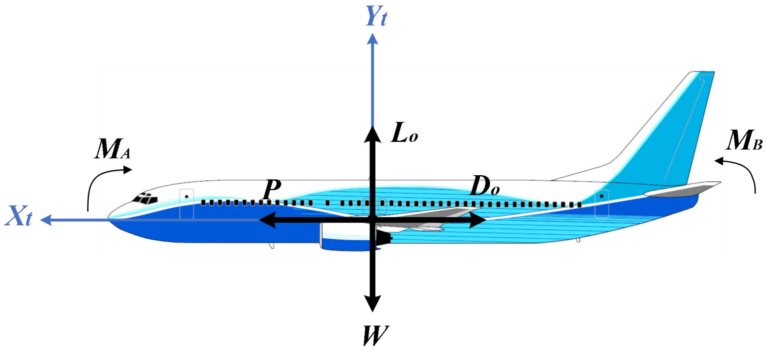


图 3-6 水平直线匀速飞行时作用在飞机上外载荷的平衡关系

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：

$$
\begin{aligned}
&\sum Y=0 \qquad L_0 = W \\
&\sum X=0 \qquad P_0 = D_0 \\
&\sum M_z=0 \qquad M_A = M_B
\end{aligned}
\tag{3-2}
$$

如果作用在飞机上的外载荷不能满足式（3-2）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。比如 $P>D_0$，飞机会加速飞行；$L_0>W$，飞机会产生向上的曲线飞行；$M_A \neq M_B$，飞机会抬头或低头，产生绕机体横轴OZ_t的转动角加速度等等。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。

2. 载荷因数

载荷因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。

根据载荷系数的定义，n_y应等于升力与飞机重力之比。即

$$n_y = L/W \tag{3-3}$$

式中：L 为飞机的升力； W 为飞机的重力。

飞机的载荷系数n_y、n_x、n_z是代数值，不但有大小而且有正负。它的大小表示该方向外载荷（飞机重力除外）是飞机重力的几倍，它的正负表示外载荷的方向。比如，n_y=+5，表示飞机升力是飞机重力的 5 倍，正号表示飞机的升力指向机体立轴（OY_t）的正方向。

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方向的载荷因数n_y，一般说“飞机过载”就是指载荷因数n_y。

从以上分析可以得到：

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。这时过载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，或者为负值。载荷因数n_y 小于 1 或为负值。

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；如果到比较大的垂直向下的突风，会产生较大的负过载。

3.1.4 巡航飞行、起飞和着陆

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。

影响平飞所需速度的因素有飞机重量、机翼面积、空气密度和升力系数。飞机载重量越大，平飞所需速度越大。飞机在巡航高度巡航飞行时，飞机重量、机翼面积和空气密度都不变，飞机平飞所需速度只与升力系数有关。因为升力系数随着迎角变化，所以在一定巡航高度上，飞机的巡航飞行速度主要是随迎角变化。减小迎角可以加大平飞所需速度；加大迎角可以减小平飞所需速度。

（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。

因为定常平飞需用推力是根据推力等于阻力这个条件求得的。飞机的飞行高度不同，可以得出不同高度的需用推力。考虑到空气的压缩性，定常平飞需用推力也和飞行马赫数有关。进入跨声速飞行后，气动阻力剧增，所以平飞需用推力也随之急剧增加。

（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。

在不同的飞行高度上，飞机平飞所需推力不同，额定状态下发动机的可用推力也不同，所以，飞机的最大平飞速度也就不同。随着高度的增加，最大平飞速度逐渐减小。飞机的最大平飞速度不仅受到发动机可用推力的限制，也和飞机结构承受气动载荷的能力有关。对于民用运输机来说，在巡航高度上的最大平飞速度才有意义。低于巡航高度飞行时，受到飞机结构强度的限制，飞机的飞行速度达不到发动机可用推力允许达到的最大平飞速度，也就是飞机能达到的平飞速度要比最大平飞速度小。

（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。升力系数最大时，飞机迎角达到临界迎角，飞机的飞行速度是失速速度。为了飞行安全，飞机不可能在临界迎角下飞行，所以，最小平飞速度要比失速速度大一些。

最小平飞速度不但受到最大升力系数的限制，也和发动机的可用推力有关。当飞行高度逐渐增加时，以接近临界迎角飞行，增大的阻力可能超过发动机的可用推力，而使最小平飞速度增加。这时，飞机的最小平飞速度就受到发动机可用推力的限制。随着高度的增加，飞机的最小平飞速度将增大。

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。飞机的最小平飞速度和最大平飞速度随飞行的高度变化，所以，平飞速度范围也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。

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 3-7。

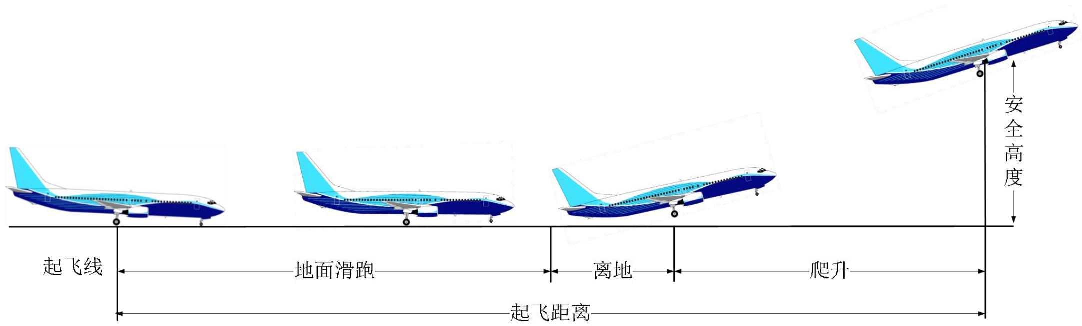


图 3-7 飞机的起飞

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。飞机起飞是一个加速运动的过程，近代喷气式飞机的推重比比较大，加速过程比较快，飞机经过滑跑离地后就转入加速上升，因而，飞机的起飞过程也可以分为地面滑跑和空中加速爬升两个过程。

1）离地速度

飞机起飞滑跑时，当升力正好等于飞机重力时的瞬时速度，叫做离地速度。离地速度与飞机的起飞重量、空气密度、离地时的升力系数有关。飞机起飞重量越大，空气密度越小，离地时的升力系数越小，离地速度就越大，从开始滑跑到飞机离地的这段距离，即起飞滑跑的距离就越长。而离地时升力系数的大小又和飞机离地时的姿态及增升装置的使用有关。飞机的离地姿态使离地迎角加大和使用增升装置都可以减小离地速度，缩短起飞滑跑距离。

2）起飞距离

起飞距离是指从开始滑跑到飞机越过安全高度时所经过的水平距离。它需要考虑起飞滑跑加速、拉起离地和上升到安全高度三个阶段。起飞距离和飞机起飞重量、发动机的推力、大气条件、增升装置的使用以及爬升阶段爬升角的选择等有关。

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 3-8。

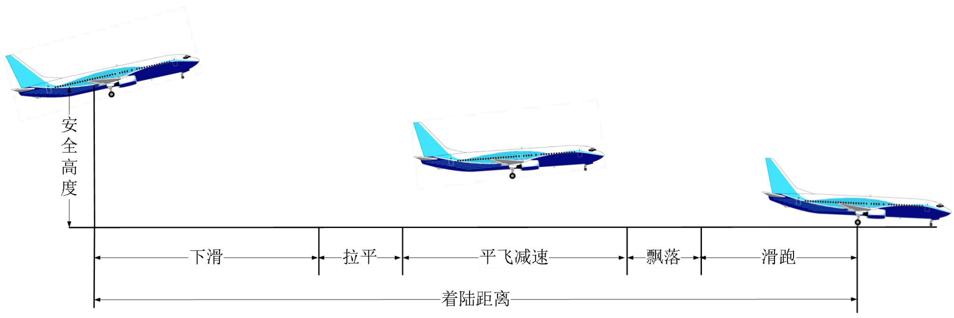


图 3-8 飞机的着陆

1）接地速度

接地速度是飞机在着陆过程中，接地瞬间的速度。接地速度越小越好，因为接地速度越

小飞机着陆越安全，着陆滑跑的距离也越短。根据 CCAR-25 部运输机适航标准规定：在着陆的整个过程中，飞机升力不超过飞机重力。飞机的接地速度要比升力平衡重力所需速度略小一些。

与起飞离地速度一样，飞机着陆接地速度和飞机着陆重量、空气密度以及接地时的升力系数有关。如果着陆重量过大或机场温度较高或在海拔较高的机场着陆，都会造成接地速度过大，使飞机接地时受到较大的地面撞击力，损坏起落架和机体受力结构；也会使着陆滑跑距离过长，导致飞机冲出跑道的事故发生。为了飞机着陆的安全，着陆时的重量不能超过规定的着陆重量。而且在不超过临界迎角和护尾迎角的条件下，接地迎角应取最大值，增升增阻的后缘襟翼在着陆时要放下最大的角度，以最大限度的增加升力系数减小接地速度。

2）着陆滑跑距离

飞机从接地点开始，经滑跑减速直至完全停止下来所经过的距离叫着陆滑跑距离。着陆滑跑距离的长短和接地速度的大小、滑跑减速的快慢有关。接地速度越小，滑跑减速越快着陆滑跑距离就越短。为了使飞机在滑跑中很快将速度降下来，着陆后要打开减升增阻的扰流板，使用刹车和发动机反推装置。

3.1.5 等速爬升和等速下滑

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 3-39 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 $L = Wcos\theta$， 推力 $P = D + Wsin\theta$，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。

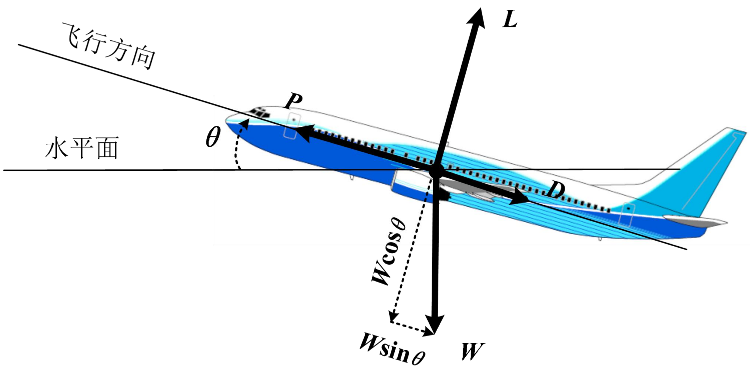


图 3-9 等速爬升

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。等速爬升时，飞机的速度越快，爬升角越大，爬升率就越大，飞机爬到同一高度所需要的时间越短，飞机的上升性能也就越好。

飞机等速爬升时，随着飞行高度的增加，空气的密度逐渐减小，飞行迎角必须增加，以得到较大的升力系数，这样，飞行的阻力就不断增大。而随着飞行高度的增加，发动机的可用推力却不断减小，从而使飞机的剩余推力迅速下降，爬升率逐渐减小。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）。

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 3-10 可以得出：升力 $L = Wcos\theta$，阻力 $D = Wsin\theta$。θ是下降轨迹与水平面之间的夹角，称为下滑角。

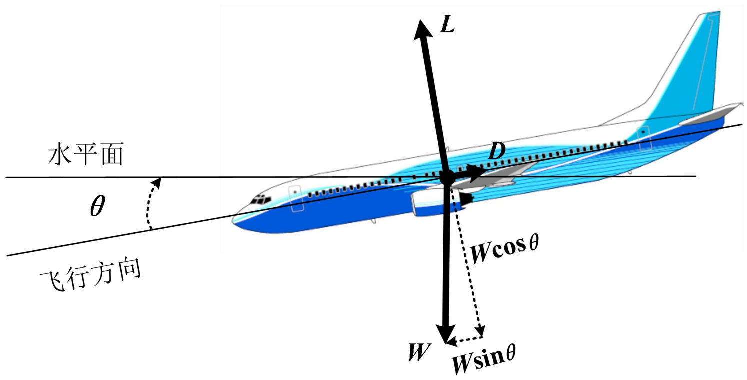


图 3-10 等速下滑

由上式可以得出 $tg\theta = D/L$，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。

3.1.6 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。

1. 飞机水平转弯时，作用在飞机上的外载荷

飞机在进行水平转弯时，运动的轨迹由直线变为曲线。飞行速度大小虽然没有改变，但运动速度的方向却在不停地变化。速度方向的改变，说明飞机运动有向心加速度，加速度方向垂直于航迹的切线，指向航迹的中心。正常盘旋飞行的受力如图 3-11 所示。

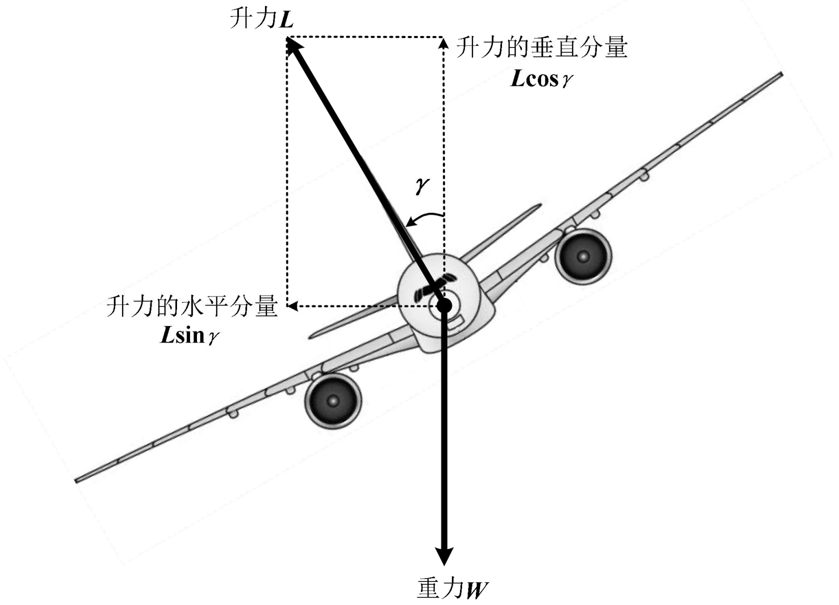


图 3-11 正常盘旋飞行中的受力

向心加速度a_n大小可表示为：

$$a_n = v^2/R \tag{3-4}$$

式中：v 为飞机飞行速度；R 为转弯航迹的半径。

迫使飞机产生向心加速度的向心力等于飞机的质量和向心加速度的乘积。

$$F_n = m \times a_n = （W/g）\times \frac{v^2}{R} \tag{3-5}$$

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如图 3-21 所示，可表示为：

$$\begin{aligned} &P = D \\ &L\cos\gamma = W \\ &L\sin\gamma = m v^2/R = （W/g）\times v^2/R \end{aligned} \tag{3-6}$$

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。

上式第一式表示：飞机水平转弯时，发动机的推力克服飞行阻力，保持飞机转弯时飞行速度不变；第二式表示：升力在垂直方向分量与飞机的重力平衡，使飞机转弯时保持高度不变；第三式表示：升力在水平方向的分量提供了使飞机作曲线运动的向心力，改变飞行速度的方向，完成飞行转弯的动作。

由式（3-6）还可以得出，飞机水平转弯时，过载因数n_y的数值：

$$L\cos\gamma = W\text{；}n_y = L/W = 1/\cos\gamma \tag{3-7}$$

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。比如，飞机水平转弯的倾斜角γ为 30 度时，n_y=1.15，升力为飞机重量的 1.15 倍；倾斜角γ为 60 度时，n_y=2，升力为飞机重量的 2 倍。

2. 飞机水平转弯性能和限制

飞机水平转弯时的转弯半径R和盘旋一周所需时间T是表征飞机水平转弯机动性能的两个指标。转弯半径越小，盘旋一周所需时间越短，飞机的水平机动性能越好。

转弯半径和盘旋时间取决于飞行速度和转弯坡度。转弯坡度不变的情况下，飞行速度越大，转弯半径越大，盘旋一周所需时间越长。当飞行速度一定时，要减小R和T，必须加大滚转角γ。但增加转弯坡度会受到以下几方面的限制：首先，加大滚转角会使飞机在竖轴方向过载加大，使飞机结构承受较大的气动载荷，飞行员也要承受较大的过载值，所以加大滚转角受到飞机结构强度和飞行员生理条件的限制；另外，在一定飞行速度下，加大滚转角必然要增大迎角，增加升力避免掉高度，而迎角的增加受到小于临界迎角的安全条件的限制；最后，加大滚转角，增加迎角提高升力的同时，飞行阻力也会增加，需要加大推力，保持转弯速度不变，这又受到在转弯高度上发动机可用推力的限制。

3. 水平转弯时产生的侧滑和防止侧滑的方法

飞机沿坐标轴横轴Z_t方向的位移叫做侧滑。产生侧滑时，气流从飞机的侧面吹来，也就是相对气流不与飞机对称面平行。飞机对称面与相对来流之间的夹角叫做侧滑角，用β表示。气流从飞机的左前方吹来叫左侧滑，从右前方吹来叫右侧滑。

飞机水平转弯时，重心的运动轨迹是一个等半径的圆弧，重心的运动速度沿圆弧的切线方向。此时，飞机机体应绕重心向转弯一侧转动，使机头转向圆弧的切线方向，也就是对准来流。如果机体转动不当，就会造成飞机对称面偏离飞行轨迹而产生侧滑。气流从转弯飞机的内侧吹来叫内侧滑，从外侧吹来叫外侧滑，见图 3-12。当飞机转弯或盘旋时，若出现侧滑，侧滑产生的侧向力将引起飞机上的外载荷和外载荷力矩发生变化，使飞机偏离预定的飞行状态。所以，为了保持飞机进行正常水平转弯和盘旋必须要防止飞机发生侧滑。

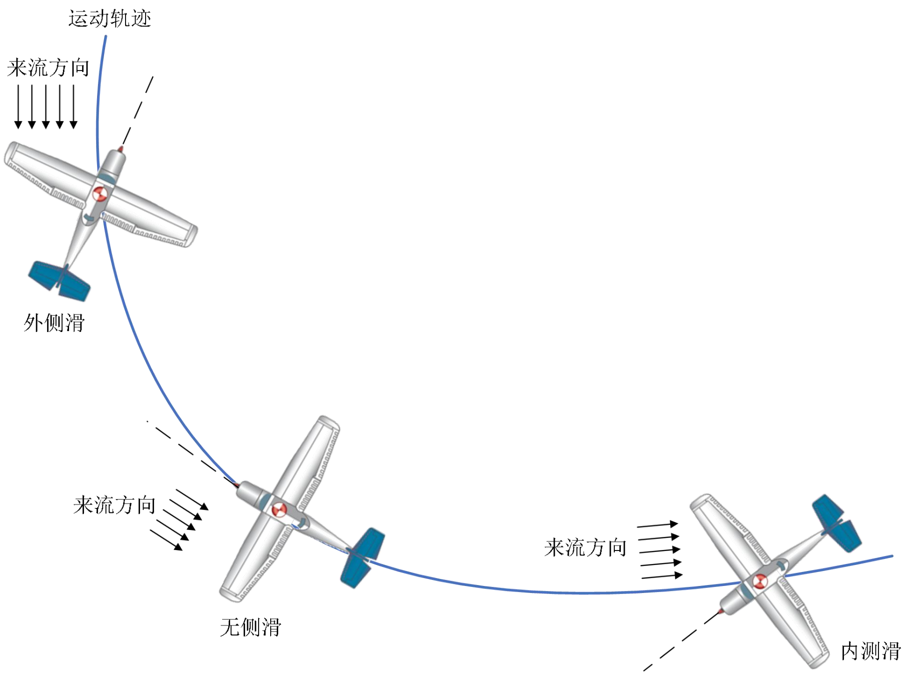


图 3-12 侧滑示意图

为了防止飞机在水平转弯时发生侧滑，在水平转弯时还应蹬舵偏转方向舵，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。

4. 飞机水平转弯的操纵

操纵飞机进行水平转弯时，为了获得飞机水平转弯所需的向心力，要操纵副翼使飞机向转弯一侧倾斜产生滚转角，并在飞机转弯过程中保持转弯坡度不变。升力才能在水平方向产生分量，为飞机转弯提供向心力。在保持飞行速度不变的情况下，同时，还应向后拉驾驶杆，使飞机抬头，增大迎角，增加升力，使升力在垂直方向分量与飞机的重力平衡，防止飞机在水平转弯时掉高度。另外，迎角的增大，不但使升力增加，也会使阻力加大，为了保持飞行速度大小不变，还应加大发动机推力，平衡增大的阻力，达到推力等于阻力的要求。与此同时还应蹬舵或上偏扰流板防止飞机产生侧滑。

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。

3.1.7 增升原理和增升装置

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。

随着现代民用运输机逐渐大型化、高速化，这些大型飞机的起飞离地和着陆接地速度会越来越高。其原因有两个：大型飞机起飞着陆重量大，使飞机安全离地和平稳着陆要求的升力大，这也就要求飞机在起飞离地或着陆触地时保持更高的飞行速度，以达到升力的要求。另一个原因，高速飞机的机翼在低速下飞行性能并不好（比如薄翼型、后掠机翼等）。要使用低速性能不好的机翼在低速下达到一定的升力，必然会要求更高的飞行速度。所以增升装置对于提高现代民用运输机起飞着陆的安全性来说就更为重要。

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。

2. 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形式，如图 3-13 所示。

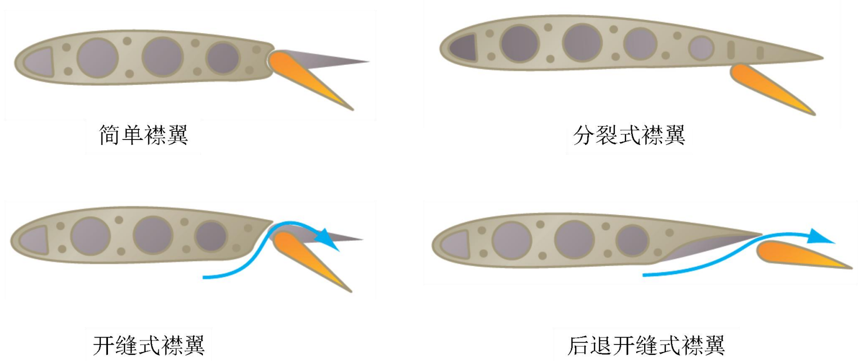


图 3-13 后缘襟翼示意图

1）简单襟翼

简单襟翼是装置在机翼后缘可绕转轴转动的小翼面。不使用时，闭合成为机翼后缘的一部分；使用时绕轴向下偏转。它的增升原理是改变机翼剖面形状，增大机翼弯度，使上翼面气流加速，下翼面气流减速，增大上下翼面压力差，从而增大升力。

2）分裂式襟翼

分裂式襟翼是装置在机翼后缘下表面一块可绕轴转动的板件。不使用时收回，紧贴合在机翼下表面，成为机翼后缘下表面的一部分；使用时绕轴向下打开。增升原理是增加机翼弯度。另外，打开时，在襟翼板和机翼后缘上表面之间形成一个低压区，吸引上表面气流更加快流动，因而增加上下翼面压力差，增大了升力。

3）开缝式襟翼

开缝式襟翼是在简单襟翼基础上做了改进。它将转轴由襟翼前缘正中移到襟翼前缘下表面。使用时，襟翼绕转轴向下打开，不仅增大机翼弯度，而且在襟翼前缘与机翼后部之间形成收敛式的缝隙，使下翼面高压气流通过收敛式的缝隙加速吹向上翼面，往上翼面附面层中输送动能，防止气流分离，大大提高了襟翼的增升效果。因为它使用了增大机翼弯度和控制附面层两种增升原理，增升效果更好。

4）后退开缝式襟翼

后退开缝式襟翼工作时，襟翼一边向后退，一边向下偏转；后退偏转的同时，又在襟翼前缘与机翼后部之间形成收敛式缝隙，使下翼面高压气流加速吹向上翼面，加快上翼面附面层流动防止气流分离。这种襟翼也称为富勒襟翼（Fowler）。因为这种襟翼采用了增大机翼弯度，增加机翼面积和控制附面层三种增升原理，增升效果特别好。一些高性能飞机，翼剖面相对厚度较小，多采用这种增升装置。

5）双缝或三缝襟翼

后退开缝式襟翼采用了三种增升原理，增升效果很好。但是只开一条缝隙，流向上翼面的气流有限，当襟翼偏转到一定程度，气流仍会分离，而且襟翼还会发生振动。为了解决这个问题，在襟翼前缘安装一片小翼面，或两片小翼面。使用襟翼时，襟翼边后退，边向下偏转，小翼面和主襟翼分开形成两条或三条收敛式缝隙，有更多的高压气流从下翼面通过两条或三条缝隙加速吹向上翼面。这样在襟翼偏转更大的角度时，也不会发生气流分离，可以得到更好的增升效果。这种双缝、三缝襟翼的主襟翼都采用富勒式襟翼的形式，如图 3-14 所示。目前大型高速民用运输机为了得到较高的增升效果，大多采用这种型式的后缘襟翼。

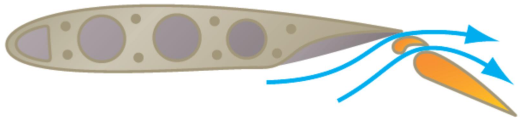


图 3-14 双缝富勒式襟翼示意图

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。当襟翼放下角度较小时，阻力增加的百分比比升力增加的要低，这种情况适用于要求升力增大而阻力尽量小的起飞状态。当襟翼放下角度较大时，与升力增加的百分比相比阻力增加的百分比还要高，这种情况适用于升力和阻力都要求较大的着陆状态。因此，虽然在起飞和着陆时都使用后缘襟翼，但使用的方法却不同：起飞时，使用后缘襟翼放下的角度较小，约为 20 度左右；而着陆时，使用后缘襟翼放下的角度较大，约为 40 度左右。

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。

3. 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 3-15）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 3-16）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，在动作筒驱动下，整个前缘向下滑动，形成低垂的机翼前缘。

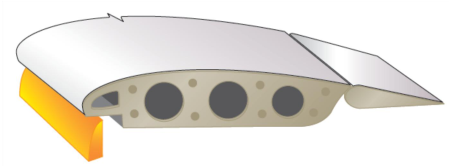


图 3-15 克鲁格襟翼示意图

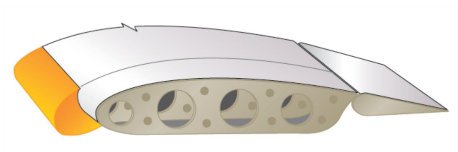


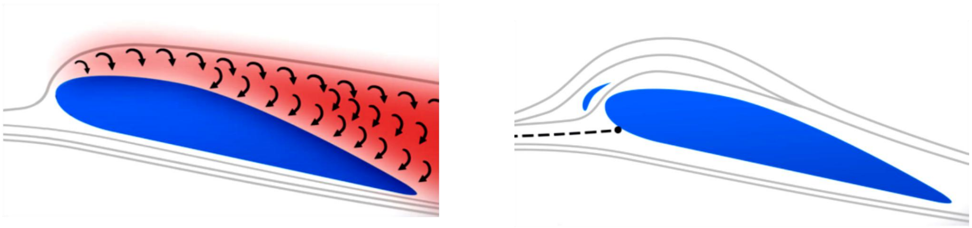
图 3-16 下垂式前缘襟翼示意图

这两种襟翼一般都用在高速飞机上。高速飞机机翼采用前缘尖锐，相对厚度较小的翼型。当它以一定迎角飞行时，由于前缘上表面没有形成光滑的流道，气流在前缘受挫即会产生气流分离，而使机翼升力系数大大降低。在此时，如果使前缘襟翼下垂或打开克鲁格襟翼就可减少前缘与相对来流之间的夹角，使气流能沿平滑流道流过上翼面，不再产生气流分离。特别是飞机使用后缘襟翼时，后缘襟翼向下偏转，即使角度不大，在机翼前缘也会产生气流分离，这会大大降低后缘襟翼的增升效果，这时若同时使用前缘襟翼可以消除机翼前缘的气流分离，提高后缘襟翼的增升效果。

4. 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

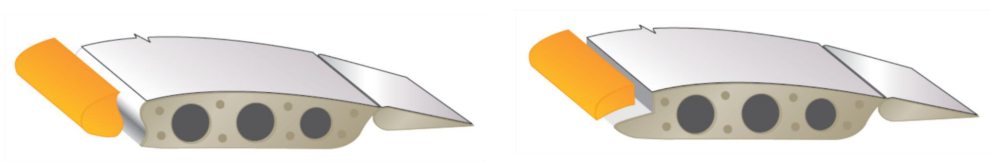
缝隙。下翼面高压气流通过缝隙加速吹向上翼面，往上翼面附面层中输送动能，加快附面层内气流的流速，降低上翼面压强，消除了旋涡，增加了升力又延缓了气流的分离，避免了大迎角下的失速，见图 3-17。前缘缝翼的作用有两个：第一个是提高临界迎角，降低飞机失速速度；第二个是提高最大升力系数。



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 3-17 前缘缝翼打开时，气流分离被推迟

如图 3-18 所示，从构造上来看，前缘缝翼有固定式和可动式两种。



固定式前缘缝翼　　可动式前缘缝翼

图 3-18 前缘缝翼示意图

固定式前缘缝翼是用一些肋板将小翼面固定在机翼前缘上，无论是否使用前缘缝翼，小翼面都与机翼前缘之间形成固定的缝隙。这种前缘缝翼，速度增大时，会使阻力增大，目前应用不多。

可动式前缘缝翼有自动式和可操纵式的。小翼面通过滑动机构与前缘相连。自动式的是依靠作用在前缘上的气动载荷使小翼面伸出或收回，多用在低空低速飞机上。可操纵式的前缘缝翼通常是与后缘襟翼自动配合动作，防止在大迎角下使用后缘襟翼造成飞机失速。有些大型民用运输机，操纵前缘缝翼与操纵后缘襟翼使用同一个手柄，放出时，先打开前缘缝翼到一定角度，再打开后缘襟翼；收回时，先收回后缘襟翼再收回前缘缝翼。

5. 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 3-19 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 3-20 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。

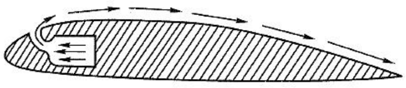


图 3-19 附面层吹除增升装置

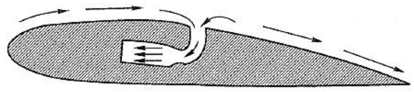


图 3-20 附面层吸取增升装置

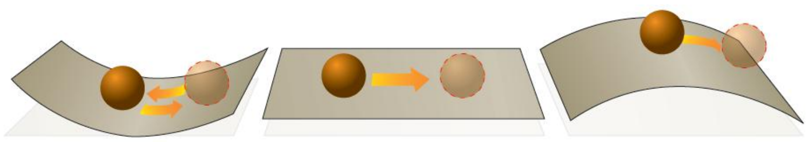
3）涡流发生器

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。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。

3.2 飞机的稳定性

3.2.1 稳定性的概念

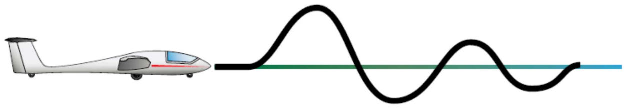
处于平衡状态的物体，受到外界扰动，偏离了平衡位置，当扰动消失后，物体能否自动恢复到原始的平衡位置，取决于物体的平衡状态是否具有稳定性。图 3-21 中示出放在三种不同形状光滑表面上的小球的平衡状态。很明显，如果小球受到扰动偏离了平衡位置，当扰动消失后，图 3-21（a）中的小球经过振荡会自动回到原始平衡位置，它的平衡状态具有稳定性；而图（c）中的小球，会越来越偏离原始平衡位置，它的平衡状态具有不稳定性；最后，图(b)中的小球会停留在任意一个外界扰动使它达到的位置，它的平衡状态具有中立稳定性。



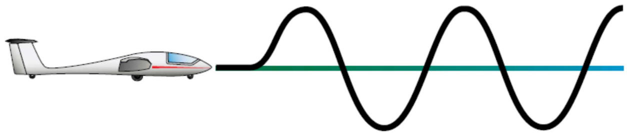
（a）稳定　　（b）中立稳定　　（c）不稳定

图 3-21 不同形状光滑表面上的小球的平衡状态

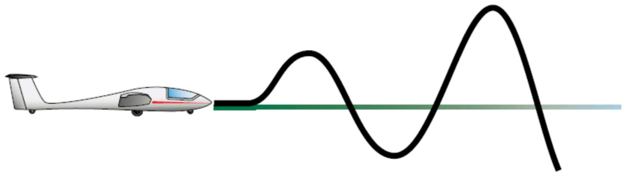
平衡状态的稳定性又分为静稳定性和动稳定性。所谓静稳定性是当外界扰动消失后，物体是否具有回到原始平衡位置的趋势，也就是扰动消失后，物体的瞬间运动。动稳定性是研究外界扰动消失后，物体回到原平衡位置的运动过程：扰动运动是收敛的，物体最终回到原始平衡位置，物体平衡状态就具有动稳定性，否则就是动不稳定的（见图 3-22）。



（a）动稳定



（b）中立动稳定



（c）动不稳定

图 3-22 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。

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，飞机能否自动地回到原平衡状态，就是飞机是否具有稳定性的问题。在飞行员不施加操纵的情况下，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，也称为俯仰稳定性，即绕横轴的稳定性。

（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，也称为滚转稳定性，即绕纵轴的稳定性。

（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，也称航向稳定性，即绕立轴的稳定性。

3.2.2 飞机的纵向静稳定性

1. 飞机的纵向力矩和纵向平衡

1）飞机的纵向力矩

纵向力矩就是使飞机绕横轴OZ_t转动的俯仰力矩，用M_z表示。规定使飞机抬头的M_z为正值，否则为负值。

飞机是由机翼、机身、尾翼以及动力装置等部件组成，其中，每个部件上的气动力及发动机推力都将对飞机产生纵向力矩。全机纵向力矩就等于机翼、机身、尾翼等部件上的气动力及发动机推力产生的纵向力矩之和，并考虑动力装置的影响。

2）飞机的纵向平衡

这里讨论的纵向平衡主要是针对与飞机纵向稳定性有关的俯仰运动的。它是指飞机的纵向力矩M_z=0，没有外界扰动的话飞机不会绕横轴产生俯仰运动，飞行迎角不会变化。

对飞机纵向力矩起主要作用的是机翼、水平尾翼的气动升力和发动机的推力。如果不考虑发动机的影响，机翼和水平尾翼的气动升力对飞机纵向平衡的影响如图 3-23 所示。

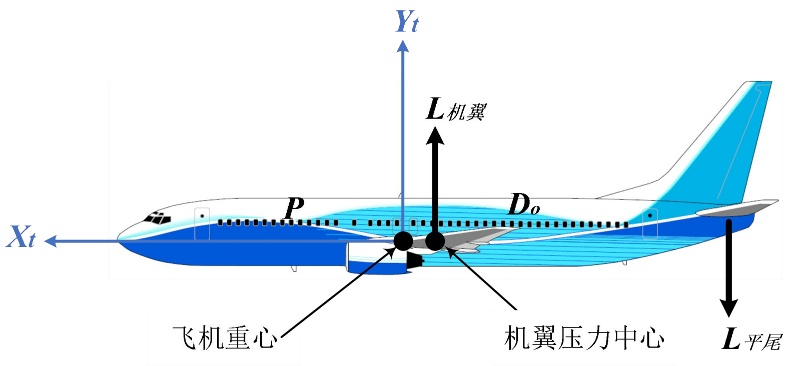


图 3-23 主要的俯仰力矩

在一般情况下，机翼的压力中心在飞机重心之后。机翼上的气动升力对飞机产生使机头向下的俯仰力矩；水平尾翼上的气动升力向下作用，对飞机产生使机头向上的俯仰力矩；当两个力矩互相抵消时，飞机保持纵向平衡。为了使水平尾翼的气动升力能产生抬头力矩，水平尾翼的安装角一般采取负值，机翼安装角与水平尾翼安装角之差，称为纵向上反角。

飞机定常直线飞行时，不同的飞行速度要求不同的迎角。迎角不同，机翼升力的大小及压力中心的位置也不同，对飞机重心会产生大小不同的低头力矩，这就必须通过改变升降舵的偏转角（有的飞机还可以通过改变水平安定面的配平角），使水平尾翼产生与之相平衡的抬头力矩，来维持飞机的纵向平衡，这个过程就叫做飞机的纵向配平。飞机水平尾翼的一个重要作用就是保证飞机在不同速度下进行定常直线飞行的纵向平衡。

2. 全机焦点

当飞机受到扰动使迎角发生改变时，机翼、机身和水平尾翼的迎角都会随着发生变化，

也都会产生附加的气动升力。这些附加气动升力之和就是迎角改变时，全机气动升力的增量。用符号ΔL 表示。由于迎角的改变引起的飞机气动升力增量的作用点，就叫做全机焦点。

因为在全机的气动升力中，机翼的升力占主要部分，所以，全机焦点的位置主要取决于机翼的焦点位置。由于机身的影响，使翼身组合体的焦点前移。水平尾翼上的升力虽然比机翼的升力小很多，但它作用在全机重心之后，而且力臂较长，所以加上水平尾翼之后，形成的全机焦点明显地后移，如图 3-24 所示。

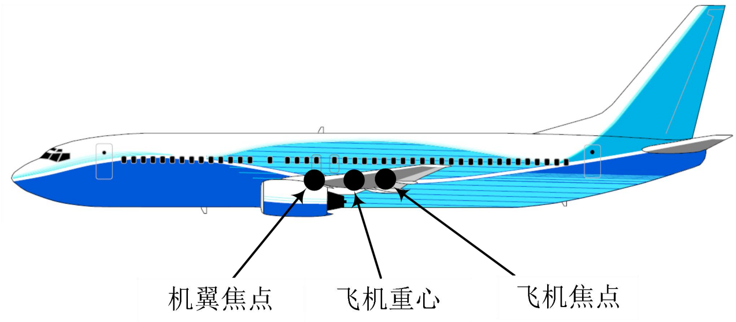


图 3-24 焦点位置示意图

当飞机马赫数小于临界马赫数时，机翼的焦点位置基本保持不变，大约为 25%。和机翼焦点的性质一样，低速飞行时，全机焦点的位置也基本保持不变。

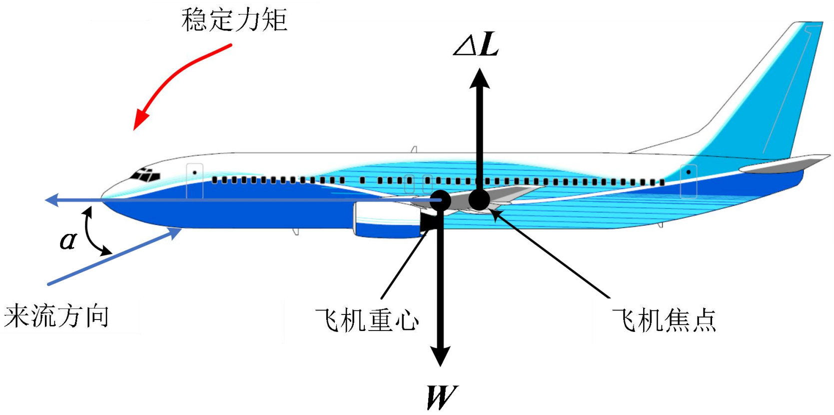
3. 飞机纵向静稳定性的条件

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 3-25 所示。

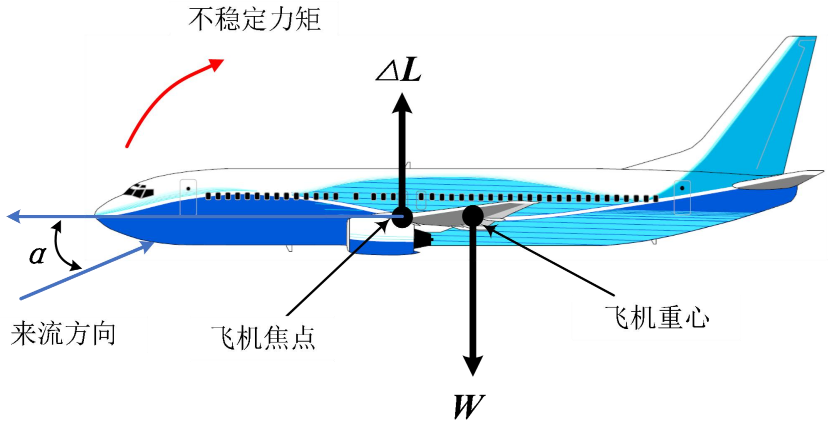
（1）全机焦点位于重心之后：飞机是纵向静稳定的。

（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 3-25 重心位置与静稳定性关系

从物理概念上不难理解以上的结论。定常直线飞行的飞机全机纵向力矩是平衡的，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。

从以上分析也可以得出水平尾翼的又一个重要的作用——为飞机提供必要的纵向静稳定

性。由图 3-54 可见，亚声速飞行时，机翼的焦点一般在飞机重心之前，所以单有机翼、没有水平尾翼的飞机是纵向静不稳定的。机身对纵向力矩的影响，会使焦点向前移，所以，翼身组合体的纵向静不稳定性更大。将水平尾翼的作用考虑进去以后，焦点大大向后移，形成了在飞机重心之后的全机焦点，所以水平尾翼为飞机提供了纵向静稳定性。

4. 影响飞机纵向静稳定性的因素

1）握杆和松杆对飞机纵向静稳定性的影响

在上面纵向静稳定性概念讨论中，假设受扰动后，飞机的速度不变，只有迎角变化，并且在受扰动过程中，升降舵面不能自由偏转，所以上述讨论的稳定性也称为握杆定速静稳定性。对于没有安装助力器的飞机进行松杆飞行，受到扰动使迎角发生改变时，升降舵就会随风偏转，使平尾产生附加的纵向力矩，这种条件下，飞机的纵向静定性与握杆时有所不同。

升降舵可以自由随风偏转对飞机纵向静稳定性的影响可以这样来理解：当扰动使飞机抬头增加迎角时，升降舵会顺气流方向向上偏转，在平尾上产生的附加纵向力矩是正值，有使飞机抬头进一步偏离原飞行姿态的趋势，所以飞机的纵向静稳性减少了，也可以说，与握杆飞行相比，松杆飞行时，全机焦点的位置前移了。

2）飞机实用重心和飞机焦点位置的变化

（1）影响飞机实用重心的位置的因素：

货物的装载情况、乘客的位置、燃油的数量及消耗情况以及飞机的构型等等都会影响飞机实用重心的位置。当焦点位置不变时，飞机实用重心前移，飞机的纵向静稳定性增大；飞机实用重心后移，飞机的纵向静稳定性减小。

（2）影响飞机焦点位置的因素：

① 飞行马赫数：在亚声速范围内，机翼焦点的位置基本保持不变，大约为 25%，由于水平尾翼的作用全机焦点相对机翼焦点后移，在一定的范围内，随飞行马赫数的增加也基本保持不变。进入超声速飞行阶段，机翼焦点和全机的焦点均向后移。

② 水平尾翼：升降舵的偏转角和水平安定面的配平角；

③ 飞机构型：襟翼、缝翼、起落架等的位置；

④ 纵向操纵系统的安装间隙和弹性间隙。

3.2.3 飞机的纵向动稳定性

飞机的纵向动稳定性研究的是飞机受到扰动后，恢复原飞行姿态的运动过程。

对于平衡状态具有纵向静稳定性的飞机来说，当飞机受到扰动迎角发生变化时，由于迎角变化量引起的俯仰力矩，是使飞机回到原飞行姿态的力矩，称为纵向静稳定力矩；在回到原飞行姿态的俯仰运动过程中，在机体气动表面上产生的气动力形成阻止飞机俯仰运动的力矩，称为俯仰阻尼力矩；而在飞机回到原飞行姿态的俯仰运动中，由于出现机体绕重心转动

的角加速度，由此产生的转动惯性力矩力图使飞机维持原运动状态，称为惯性力矩。

飞机受到扰动后，恢复原飞行姿态的运动过程就是由飞机的纵向静稳定力矩、俯仰阻尼力矩和惯性力矩相互作用的结果来确定。

具有纵向静稳定性是飞机具有纵向稳定性的必要条件，但不是充分条件。在扰动消失后，具有纵向静稳定性的飞机在纵向静稳定力矩作用下，恢复原飞行姿态的运动中，受到静稳定力矩、俯仰阻尼力矩、惯性力矩等的共同作用，这些力矩的共同作用如果能使飞机围绕平衡位置的来回振荡运动逐渐收敛，最后恢复到原飞行姿态，飞机就具有纵向动稳定性。具有纵向动稳定性的飞机，才真正具有了纵向稳定性。所以，具有纵向动稳定性是飞机具有纵向稳定性的充分条件。

1. 俯仰阻尼力矩

具有足够的纵向静稳定力矩只能使飞机具有自动返回原飞行姿态的运动趋势，并不能保证飞机最终能恢复到原有的飞行姿态。要做到这一点，还必须使飞机在恢复原有飞行姿态的俯仰摆动中受到足够的俯仰阻尼力矩，使飞机的俯仰摆动逐渐减弱直至停止。

图 3-26 表示俯仰摆动中，飞机上的气动升力增量产生的附加俯仰力矩。

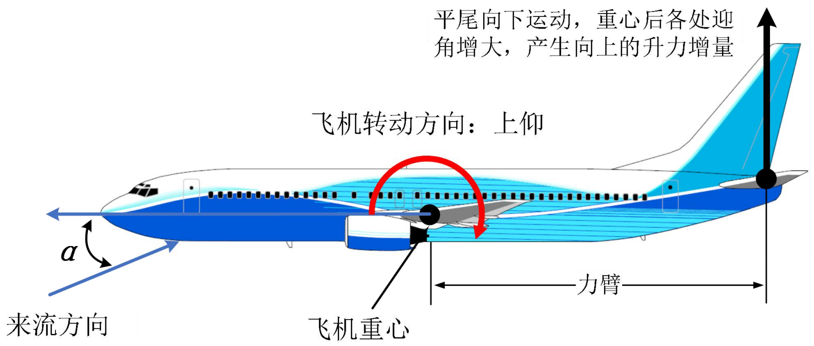


图 3-26 俯仰阻尼力矩的产生

当飞机在俯仰摆动中抬头时，重心前各处的迎角减小，产生的升力增量向下作用；重心后各处的迎角增大，产生的升力增量向上作用，这样分布的升力增量对飞机重心形成的力矩是低头力矩，阻止飞机抬头转动，所以是俯仰阻尼力矩。水平尾翼距离飞机重心最远，气动力面积最大，所以，俯仰阻尼力矩主要由水平尾翼产生。

2. 纵向扰动运动的模态及其特征

定常直线飞行的飞机，受到扰动后，在回到原平衡姿态过程中产生的扰动运动可以简化看成是由两种典型周期性运动模态迭加而成：一种是周期很短、衰减很快的短周期模态；另一种是周期长、衰减很慢的长周期模态。

1）短周期运动模态

这种运动模态主要发生在干扰消失后的最初阶段。飞机的扰动运动主要是飞机绕重心的摆动过程，表现为迎角和俯仰角速度周期性迅速变化，而飞行速度则基本上保持不变。

扰动消失的最初阶段，飞机上产生的静稳定力矩迫使飞机返回原飞行姿态，从而使飞机产生较大的绕横轴转动的角加速度，使飞机的迎角和俯仰角速度迅速变化。到达原平衡姿态时，由于运动惯性，飞机会继续转动并超过原平衡位置，又会产生方向相反的静稳定力矩，迫使飞机再回到原飞行姿态，从而使飞机产生相反方向的转动角加速度，使飞机的迎角和俯仰角速度又向相反的方向迅速变化。于是，就形成了迎角和俯仰角速度周期性迅速变化的短周期运动模态。

在俯仰摆动过程中，飞机上的气动力分布产生与飞机转动角速度方向相反的较大的俯仰阻尼力矩，使飞机的俯仰摆动很快衰减下来。一般情况下，飞机的这种短期振荡运动在开始的头几秒内就基本结束了。飞机上的纵向力矩也基本恢复到原来的平衡状态，扰动运动过程如图 3-27 所示。

图 3-27　短周期模态运动

2）长周期运动模态

这种运动模态主要发生在扰动运动的后一阶段。飞机的扰动运动主要是飞机重心运动的振荡过程，表现为飞行速度和航迹倾斜角周期性的缓慢变化，飞机的迎角基本恢复到原来的迎角并保持不变。

在短周期震荡运动基本结束时，纵向力矩基本恢复平衡，飞机基本不再绕横轴转动，但由于飞行速度增量的作用，作用在飞机上的外力仍处于不平衡状态，飞机的航迹是弯曲的。重力、升力、阻力和发动机推力的相互作用，使飞机的高度增加，速度和升力随之减小，航迹逐渐转为向下弯曲；随后，飞机的高度减小，速度和升力随之增加，航迹又逐渐转为向上弯曲。如此反复进行，就形成了飞机重心上、下缓慢振荡。

振荡过程如图 3-28 所示。这一振荡过程衰减很慢，形成长周期运动模态。

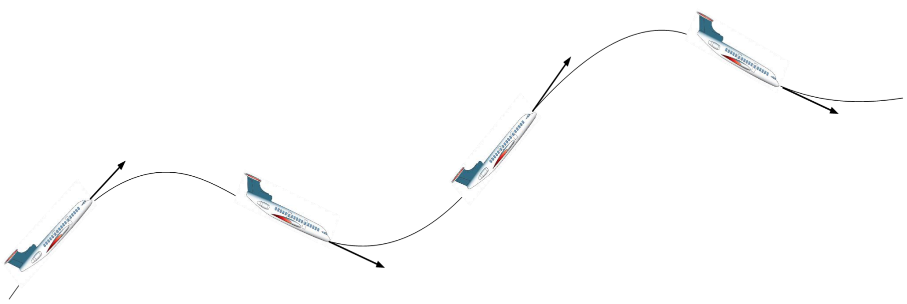


图 3-28　长周期模态运动

3.2.4 飞机的横侧向静稳定性

1. 飞机的横侧向运动

飞机横侧向运动的自由度有三个：

1）绕纵轴OX_t转动的滚转运动，运动参数是：滚转角γ、滚转角速度和滚转角加速度；

2）绕立轴OY_t转动的偏航运动，运动参数是：偏航角ψ、偏航角速度和偏航角加速度；

3）沿横轴OZ_t的侧滑运动，运动参数是：侧滑角β。

飞机的滚转或偏航都会造成飞机侧滑和侧滑角，从而产生滚转力矩M_x和偏航力矩M_y，飞机相对纵轴OX_t的侧向静稳定性和相对立轴OY_t的方向静稳定性就不是独立的，而是互相影响，互相牵连。所以，又把飞机的侧向静稳定性和方向静稳定性统称为横侧向静稳定性。

2. 飞机的滚转力矩和偏航力矩

作用在飞机上的气动力对机体纵轴OX_t产生的力矩叫滚转力矩，用M_x 表示。力矩矢量与纵轴OX_t正方向一致时，滚转力矩为正。

作用在飞机上的气动力对机体立轴OY_t产生的力矩叫偏航力矩，用M_y 表示。力矩矢量与立轴OY_t正方向一致时，偏航力矩为正。

除了飞机的侧滑角β，引起飞机滚转力矩和偏航力矩的还有：滚转运动（滚转角速度）、偏航运动（偏航角速度）和副翼偏转角以及方向舵偏转角。

对于具有横侧向静稳定性的飞机来说，侧滑角β引起的滚转力矩和偏航力矩是扰动消失后，使飞机恢复原飞行姿态的力矩，是静稳定力矩；由滚转运动引起的滚转力矩和偏航运动引起的偏航力矩是扰动运动中气动力产生的阻尼力矩；副翼偏转角引起的滚转力矩和方向舵偏转角引起的偏航力矩是操纵力矩。

3. 飞机的侧向静稳定性

1）飞机侧向静稳定性的条件

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。

2）机翼上反角对飞机侧向静稳定性的影响

飞机的侧向静稳定性主要由机翼的上反角来提供。如图 3-29 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”。

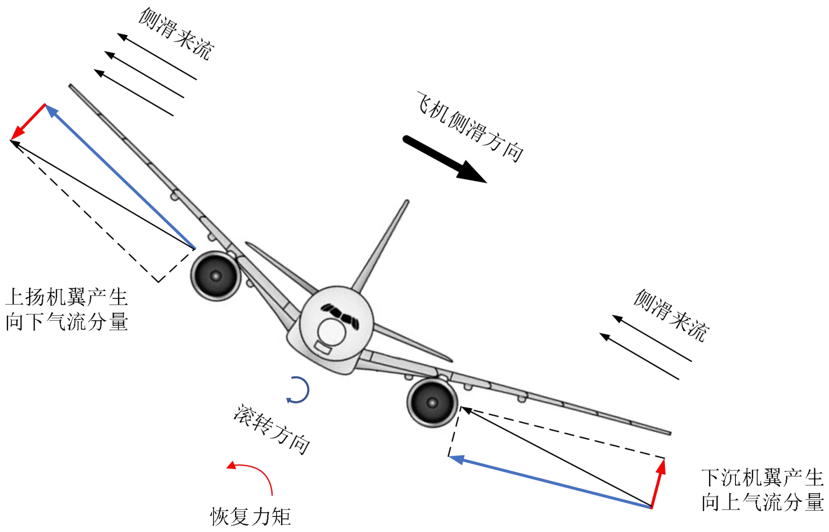


图 3-29 机翼上反角与侧向稳定性

3）机翼后掠角对飞机侧向静稳定性的影响

机翼后掠角对飞机侧向静稳定性的影响如图 3-30 所示。

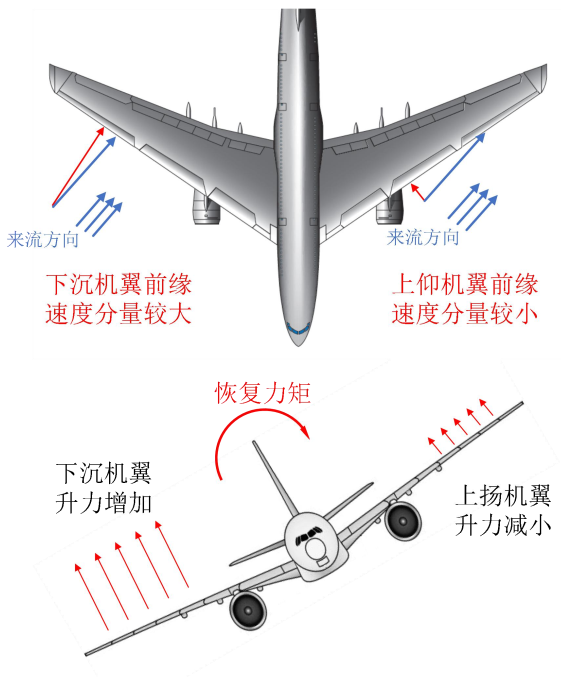


图 3-30 机翼后掠角与侧向稳定性

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。

除了机翼的上反角、后掠角对飞机的侧向静稳定性起重要作用外，垂直尾翼对飞机的侧

向静稳定性也有影响，机体纵轴上方的垂尾增加侧向静稳定性。另外，机翼和机身的相对位置也对侧向静稳定性有影响，上单翼起侧向静稳定作用，下单翼起侧向静不稳定作用。

4. 飞机的方向静稳定性

1）飞机方向静稳定性的条件

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。

2）垂尾对飞机方向静稳定性的影响

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。

3）机翼的后掠角对飞机的方向稳定性的影响

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β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。

3.2.5 飞机的横侧向动稳定性

1. 静稳定力矩、惯性力矩和气动阻尼力矩

横侧向静稳定力矩是由于侧滑角而产生的恢复力矩，在横侧向静稳定性一节中已经讲到。

惯性力矩是当飞机绕纵轴、立轴加速转动时，由于飞机的转动惯量而产生的使飞机保持原运动状态的力矩，大小与飞机结构尺寸、质量大小及分布等因素有关。

当飞机在扰动运动中出现滚转、偏航运动时，机翼、垂直尾翼部件上的气动力变化就会产生与已有的滚转、偏航运动方向相反，起阻尼作用的力矩，这就是气动阻尼力矩。由滚转运动引起的气动阻尼力矩中，机翼起主要作用；由偏航运动引起的气动阻尼力矩中，垂直尾翼起主要作用。

2. 交叉力矩

交叉力矩是由滚转运动引起的偏航力矩和由偏航运动引起的横滚力矩。

当飞机绕纵轴转动向右横滚时，首先，左机翼迎角减小，阻力减小；右机翼迎角增大，

阻力增加，两侧机翼不平衡的阻力产生了使机头向右偏转的偏航力矩。其次，当飞机向右滚转时，垂直尾翼也会向右下方运动，使流过垂尾的气流产生了向右偏的迎角，垂尾两侧面气动力不平衡，产生了指向左侧气动力，此气动力也产生了使机头向右偏转的偏航力矩。这就是由滚转运动引起的偏航力矩，是一种交叉偏航力矩。

当飞机绕立轴向左偏航时，首先，垂尾相对气流向右运动，使流过垂尾的气流产生了向右偏的迎角，垂尾两侧面气动力不平衡，产生了指向左侧的气动力，由于气动力作用点沿立轴至飞机纵轴有一定的距离，产生了使飞机绕纵轴向左横滚的横滚力矩。其次，当飞机向左偏航时，左机翼气流相对速度减小，升力减小；右机翼气流相对速度加大，升力增加，两侧机翼不平衡的升力也产生了使飞机绕纵轴向左横滚的横滚力矩。这就是由偏航运动引起的横滚力矩，是一种交叉横滚力矩。

扰动消失后，飞机在恢复原飞行姿态而产生的扰动运动中，受到了静稳定力矩、惯性力矩、气动阻尼力矩和交叉力矩的共同作用，扰动运动的情况就和影响这些力矩的各种因素有关。

3. 横侧向扰动运动的模态及特性

1）滚转收敛模态

滚转收敛模态是一种非周期性的、衰减很快的运动模态。

在滚转模态运动中，飞机的滚转角和滚转速度迅速变化，而侧滑角和偏航角的变化很小，可以忽略不计。这是一种近似单纯的绕飞机纵轴的滚转运动。因为飞机滚转惯性较小，而滚转阻尼力矩较大，所以这种滚转运动衰减很快，可以看成是一种衰减很快的滚转运动。一般飞机都能满足此模态的稳定性要求。

2）螺旋模态

螺旋模态是一种非周期性的、运动参数变化比较缓慢的运动模态。在螺旋模态运动中，侧滑角近似为零，偏航角大于滚转角，所以螺旋模态运动主要是略带滚转，侧滑角近似为零的偏航运动，如图 3-31 所示。

飞机的方向静稳定性远大与侧向静稳定性时，会出现这种不稳定模态。当方向静稳定性过大时，一旦飞机受到扰动发生滚转和侧滑，过大的方向静稳定性会使侧滑角很快得到修正，机头很快对准气流，并且在对准气流的偏航运动中，产生较大的交叉滚转力矩，这一力矩和侧滑角引起的侧向静稳定力矩方向相反。当交叉滚转力矩大于侧向稳定力矩时，滚转不但得不到纠正，还会继续加大。滚转得不到纠正会使飞机机头继续对准来流，向倾斜的一侧偏转。结果，便产生了机身向一侧倾斜，机头下沉并不断对准来流的沿螺旋线航迹盘旋下降的螺旋发散运动。这种运动模态的各种运动参数变化比较缓慢，一般都来得及纠正，所以不会对飞行安全带来重大危害。

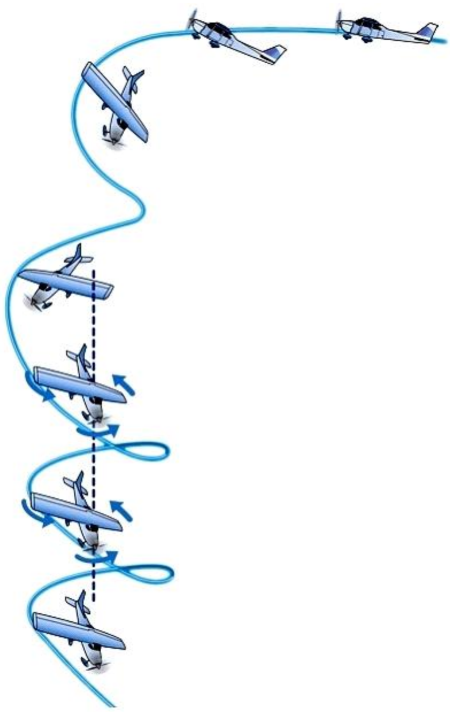


图 3-31 螺旋模态示意图

3）荷兰滚模态

荷兰滚是频率较快的中等阻尼的横向和航向组合振荡模态。在荷兰滚模态运动中，飞机的侧滑角、滚转角和偏航角的量级相同，而滚转、偏航运动的速度较小。各运动参数都随时间按振荡方式周期变化，形成了飞机一面来回滚转，一面左右偏航，同时带有侧滑的振荡运动，即荷兰滚运动，如图 3-32 所示。

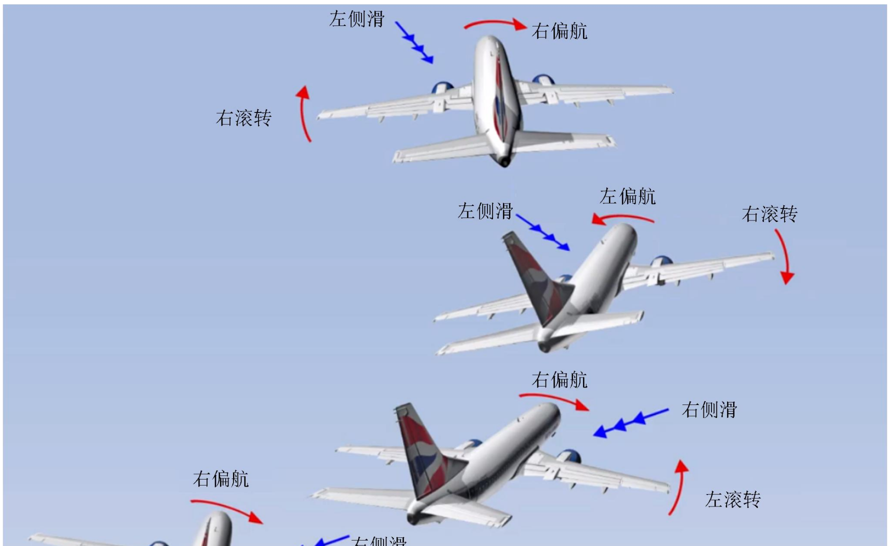


图 3-32 荷兰滚模态示意图

当侧向静稳定性过大时，一旦飞机受到扰动，产生滚转和侧滑，过大的侧向静稳定性会使滚转很快得到修正，机翼复平，而方向静稳定性却来不及修正侧滑，使机头对准来流。也就是说，机翼已复平时，飞机仍绕立轴转动继续在消除侧滑角。飞机复平后，较大的滚转运动速度产生的惯性力矩和侧滑存在引起的侧向静稳定力矩使飞机向相反一侧滚转，造成了向相反一侧的侧滑，接着侧向静稳定性又使飞机在来不及修正侧滑时向另一侧滚转复平，如此反复，使飞机进入了一面滚转，一面左右偏航，同时带有侧滑的荷兰滚不稳定运动。所以，侧向静稳定性与方向静稳定性相比较大时，飞机易产生荷兰滚不稳定。

当发生荷兰滚不稳定时，由于振荡频率较高、周期较短，飞机会以逐渐增大的振幅迅速左右摇晃。飞行员对这种高频率振荡很难加以控制，所以荷兰滚模态不稳定会影响飞行安全和飞行任务的完成，在三种模态中最受重视。CCAR-25 部规定：任何横向—航向组合振荡（荷兰滚），在操纵松浮情况下，都必须受到正阻尼。

4. 飞机的横侧向扰动运动及影响动稳定性的因素

飞机受到外界扰动，产生的横侧向扰动运动是以上三种典型模态的迭加而成。在扰动运动初期，以滚转运动模态为主，扰动运动后期，以螺旋运动模态为主，而介于前后两阶段之间的振荡模态是荷兰滚运动。为了保证飞机同时具有螺旋和荷兰滚模态的稳定性，必须使飞机的侧向静稳定性和方向静稳定性保持适当的比例。

影响飞机侧向静稳定性的主要构造参数是机翼的上反角和后掠角。影响方向静稳定性的主要是垂尾的面积以及到飞机重心力臂的长度。

大型高速运输机，因为机身较长，飞行速度较高，增大了飞机的方向静不稳定性。相比之下，飞机侧向静稳定性显得过大，这对荷兰滚模态的稳定性是不利的，使大型高速飞机易出现不稳定的荷兰滚运动。为了防止这一现象发生，在方向舵操纵系统中安装偏航阻尼器装置，通过感受飞机绕立轴转动的偏航速率中的高频信号，对飞机的快速偏航运动起阻尼作用，从而改善了飞机的横侧向动稳定性。

3.3 飞机的操纵性

3.3.1 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。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。

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。

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。

3.3.2 飞机的纵向操纵性

1. 水平尾翼

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 3-33 所示。

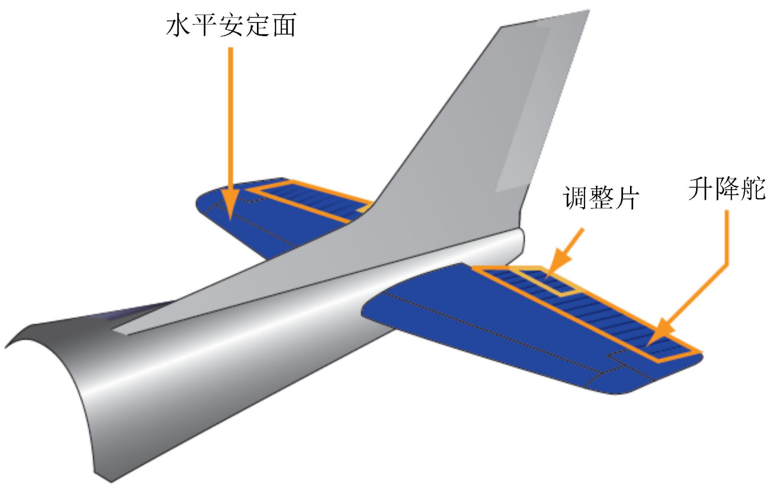


图 3-33 水平尾翼的组成

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。

2. 飞机的纵向操纵

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 3-34 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 3-34　飞机的纵向操纵

3. 纵向操纵性和纵向稳定性的关系

为了了解这个问题，我们再看一下纵向操纵进行的过程。以使飞机抬头为例，当飞机做定常直线飞行时，纵向力矩等于零，飞机处于纵向平衡状态。这时飞行员向后拉一点杆，升降舵向上偏转一个角度，对重心产生的附加力矩使飞机抬头，这是迫使飞机改变原飞行姿态的操纵力矩，见图 3-35。

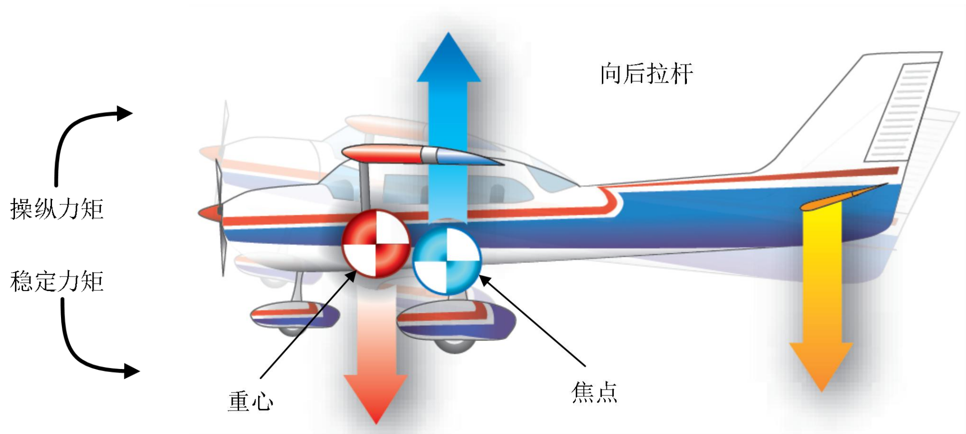


图 3-35　操纵升降舵引起飞机俯仰力矩的变化

飞机一抬头使迎角增大，产生了向上的附加气动升力作用在全机焦点上。因为飞机具有纵向稳定性，焦点在重心之后，向上的附加气动升力必然对重心产生使飞机低头的力矩，这就是力图使飞机保持原飞行姿态的稳定力矩。随着迎角的逐渐加大，稳定力矩也慢慢增加，直到等于操纵力矩，飞机的俯仰力矩又重新取得平衡，飞机停止了转动，以一个新的姿态（较大迎角和较小速度）进行定常直线飞行。此时，飞机达到新的平衡姿态时，操纵力矩等于稳定力矩。

飞机的纵向稳定性越大（焦点在重心之后越远），迎角改变引起的稳定力矩越大，所需要的操纵力矩越大，驾驶杆的位移和升降舵的偏转角就要越大，飞机对飞行员的操纵反应不灵

敏，飞机的操纵性能下降。相反，如果飞机的纵向稳定性小，飞机对飞行员的操纵反应灵敏，飞机的操纵性能提高。但稳定性过小也会使操纵飞机时，驾驶杆的位移和升降舵的偏转角过小，飞机对飞行员的操纵反应过于灵敏，飞行员很难精确的操纵飞机。

由此可知，飞机的稳定性和操纵性是互相制约的：稳定性太大，飞机保持原飞行姿态的能力太强，要改变它就很不容易，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。

4. 飞机重心范围的确定

从以上分析可知，飞机的重心位置对飞机的纵向静稳定性和操纵性影响很大。在使用过程中，由于装载不同、燃料消耗、飞机构型变化等原因，飞机的重心位置经常发生变化，所以为了保证飞机具有足够的稳定性和良好的操纵性，必须对飞机重心的变化范围加以限制。

飞机重心的变化范围是用重心前限和重心后限来确定。在实际使用过程中，飞机重心的变化不应超出由重心前限和重心后限之间所限定的范围。

1）飞机的重心前限

重心前限是允许飞机重心最靠前的位置。为了保证飞机具有一定的纵向静稳定性，飞机重心必须在全机焦点之前一定的距离。飞机重心前移，飞机的纵向静稳定性提高，但却使改变飞机原飞行状态所需要的纵向操纵力矩加大，从而使操纵飞机所需要的舵面偏转角和驾驶杆力增大，飞机对操纵反应过于迟钝，飞机的操纵性能变坏。另外，对应每一个迎角的定常直线飞行，升降舵都有一个舵偏角与之对应，以达到纵向力矩的平衡。如果飞机重心过于靠前，机翼产生的低头力矩过大，为使纵向力矩平衡，所要求的舵面偏转角可能大到超出设计的允许值。因此，主要是从飞机纵向平衡和纵向操纵性能要求对飞机重心最靠前的位置进行限制，设定重心前限。

2）飞机的重心后限

重心后限是允许飞机重心最靠后的位置。飞机重心后移，飞机的纵向静稳定性减小。另外，使改变飞机原飞行状态所需的纵向操纵力矩减少，所需要的舵偏角和驾驶杆力减少，导致飞机对操纵的反应过于灵敏，难以对飞机进行精确的操纵。因此，主要是从飞机的纵向静稳定性和操纵灵敏度的要求对飞机重心最靠后的位置进行限制，设定重心后限。

对于安装有自动驾驶仪或增稳系统的飞机，重心的后限可以适当的放宽。但也要考虑到一旦这些设备出现故障，依靠飞机自身的纵向稳定性和操纵性，也可以安全有效地操纵飞行，完成预定的飞行任务。

3.3.3 飞机的横侧向操纵性

1. 飞机的侧向操纵

1）偏转副翼对飞机进行侧向操纵

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 3-36 所示。

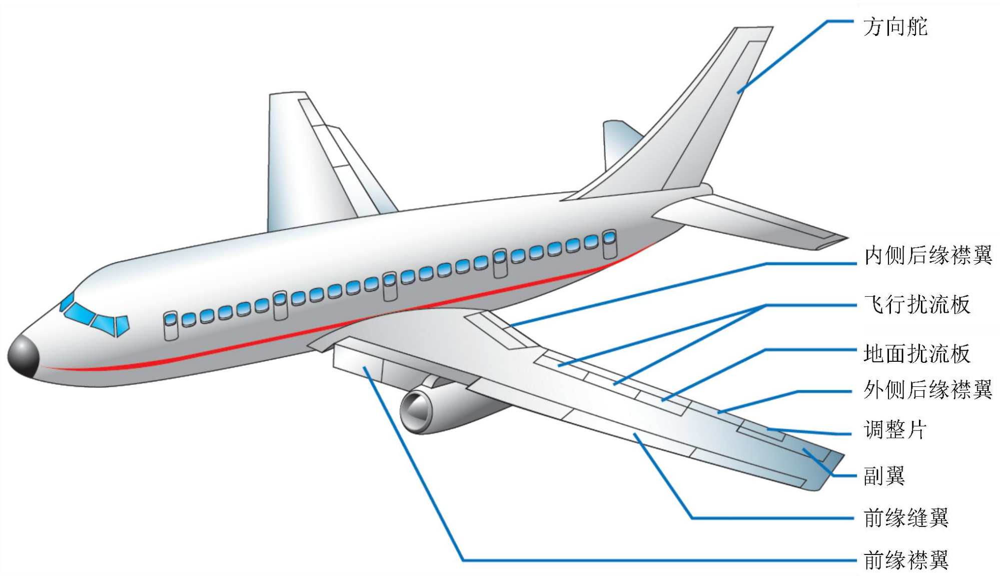


图 3-36 飞机上的操纵面和增升装置

当飞行员向左搬动驾驶杆（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。如果向右搬动驾驶杆，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 3-37 所示。

图 3-37 飞机侧向操纵原理

2）偏转副翼引起的有害偏航

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，将驾驶杆向左搬动，左侧副翼向上偏转，左侧机翼的升力减少，伴随升力产生的诱导阻力也就减少了，使左侧机翼总阻力减少；右侧副翼向下偏转，右侧机翼的升力增加，伴随升力产生的诱导阻力也就增加了，使右侧机翼总的阻力增加。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。差动副翼是指对于驾驶杆的同一行程，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（见图 3-38）。

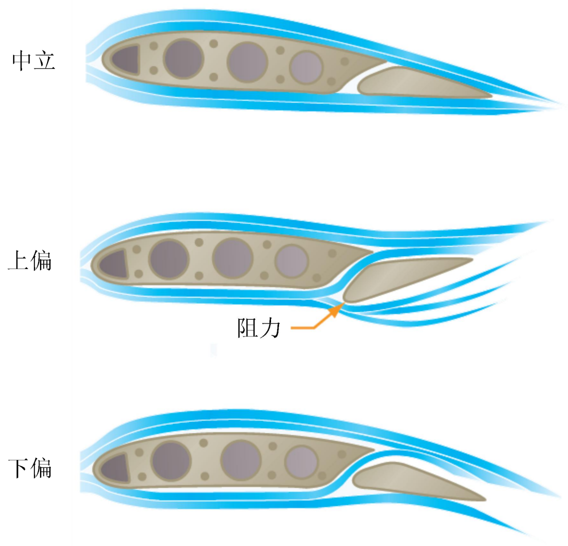


图 3-38 弗来兹副翼

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。

3）副翼操纵的失效和反逆问题

飞行中，由于机翼弹性变形（扭转变形）的影响，副翼完全丧失作用或产生相反作用的现象，称为副翼的失效或反逆。

（1）副翼失效和反逆的原因

由于实际的机翼是弹性体，副翼一般又安装在扭转刚度较低的机翼翼梢部位，当副翼下偏时，在向上的附加气动力作用下，机翼产生低头扭转，使机翼有效迎角减少，产生了向下的附加气动升力。同样，在副翼上偏一侧，使机翼抬头扭转。由于机翼的扭转变形产生力矩，与飞机滚转操纵力矩方向相反，降低了副翼的操纵效率。

随着飞行速度的提高，操纵力矩和扭转反力矩都在增加，但由于扭转反力矩不但随着飞行速度增加而增加，附加升力的增加也会使它增加，所以它比操纵力矩增加的更快。当飞行速度较小时，副翼的操纵效率虽有所降低，但仍能对飞机进行正常的侧向操纵。当飞行速度达到某一值时，操纵力矩等于扭转反力矩，再操纵副翼就不会产生滚转力矩了，这种现象叫副翼失效。这个飞行速度称为副翼反逆临界速度。当飞行速度超过副翼反逆临界速度，再向左压驾驶杆（或转驾驶盘）时，飞机反而会向右滚转；向右压驾驶杆（或转驾驶盘）时，飞机反而会向左滚转，出现这种情况叫副翼反逆。

为了提高副翼的操纵效率，防止副翼反逆，保证飞行安全，必须使飞机飞行速度小于副翼反逆临界速度。通常要求飞机的最大允许速度比副翼反逆临界速度低 100 千米 / 小时。

（2）提高副翼反逆临界速度的措施

提高机翼的抗扭刚度。机翼的扭转刚度越大，机翼产生的扭转角越小，反力矩就越小，副翼反逆临界速度也就越高。在飞机使用维修中，则应注意不能使机翼受到损伤，以致降低机翼的扭转刚度。比如，机翼蒙皮上的疲劳裂纹、蒙皮腐蚀损伤、碰撞造成的外形凹陷等，都应在维修中及时发现，并进行排除和修理。

采用混合副翼的型式。在每侧机翼的后缘安排两组副翼：一组靠近机翼翼捎部位，叫外侧副翼；一组靠近机翼翼根部位，叫内侧副翼。两组副翼合称为混合副翼。低速飞行时，可用两组副翼（或外侧副翼）对飞机进行侧向操纵，提高副翼的操纵效率；高速飞行时，只用内侧副翼对飞机进行侧向操纵。因为，内侧副翼靠近机翼翼根，机翼扭转刚度大，不会产生副翼失效或反逆，保证飞行安全。因此，内侧副翼也称为全速副翼，外侧副翼也称为低速副翼。

4）提高飞机侧向操纵效率的措施

（1）扰流板

扰流板是矩形板件，前缘是铰链转轴，一般布置在机翼上表面，襟翼的前边。扰流板不

工作时，贴附在机翼上，与机翼形成光滑表面；工作时，绕转轴转动向上向前打开，与机翼上表面形成一定的角度，见图 3-39。

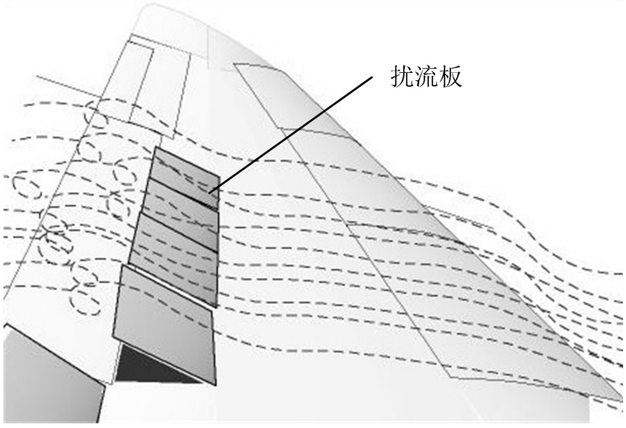


图 3-39 扰流板

当对飞机进行侧向操纵，在副翼偏角达到一定值时，副翼向上偏转一侧机翼上的扰流板在联动机构作用下也向上打开。此时，扰流板后气流分离，使副翼上偏一侧机翼的升力进一步减少，加大了横滚力矩，提高了副翼对飞机的侧向操纵效率。

扰流板存在着一个比较严重的缺点：在它打开的一瞬间，气流绕过扰流板加速流动，不能立即在板后面产生旋涡，这时升力反而会略有增加。这与我们打开扰流板要达到的目的相反。因此扰流板不宜单独使用，而且使用时必须在副翼先向上偏转一定角度后，联动机构才能将扰流板打开，扰流板打开的角度与副翼偏转角度有一定搭配关系。

目前一些大型民用运输机都在机翼上表面，襟翼前边布置数块扰流板，靠近机身的几块为地面扰流板，靠外侧的几块为飞行扰流板。飞机飞行时，地面扰流板被锁定，飞行扰流板辅助副翼完成对飞机侧向操纵；着陆时，机轮一接触地，地面扰流板开锁，飞机两侧机翼上的所有扰流板全部打开，减升增阻，缩短飞机着陆滑跑距离。

扰流板是一种十分有效的辅助操纵面，飞行时可以辅助副翼对飞机进行侧向操纵，或在飞行中使飞机减速；着陆时，又减升增阻起到阻力板作用，改善飞机着陆性能。

（2）涡流发生器

涡流发生器是利用旋涡从外部气流中将能量带进附面层，加快附面层内气流流动，防止气流分离的装置。一些飞机常在机翼上表面，副翼的前面安排涡流发生器，可以有效延缓附面层气流分离，提高了副翼在大偏转角和高速下的操纵效率。

2. 飞机的方向操纵

1）偏转方向舵对飞机进行方向操纵

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 3-40），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。

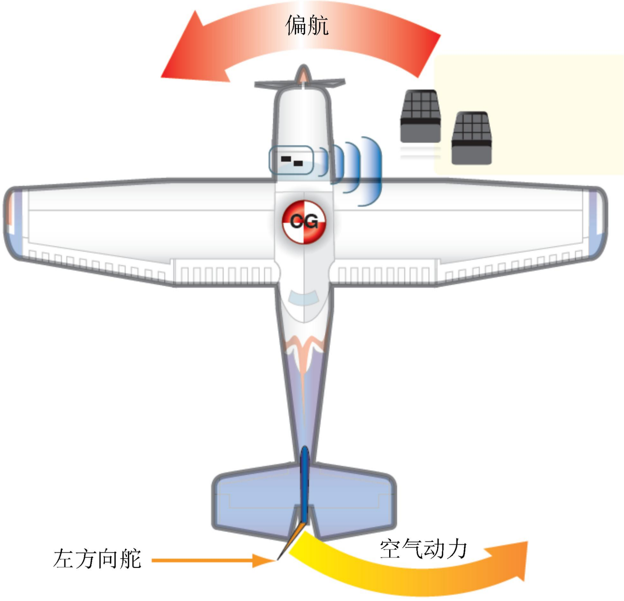


图 3-40 飞机的方向操纵原理

2）蹬舵反倾斜现象

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。

3.3.4 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。

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 3-41 所示。

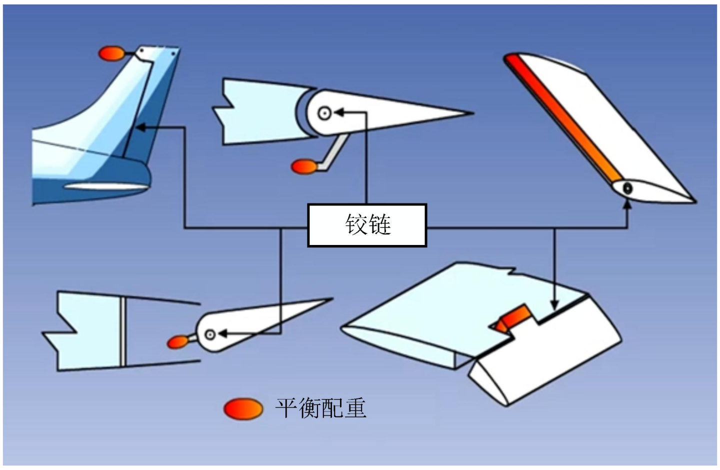


图 3-41 典型操纵面质量平衡方法

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。

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

气动补偿的方式由轴式补偿、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 3-42 所示。

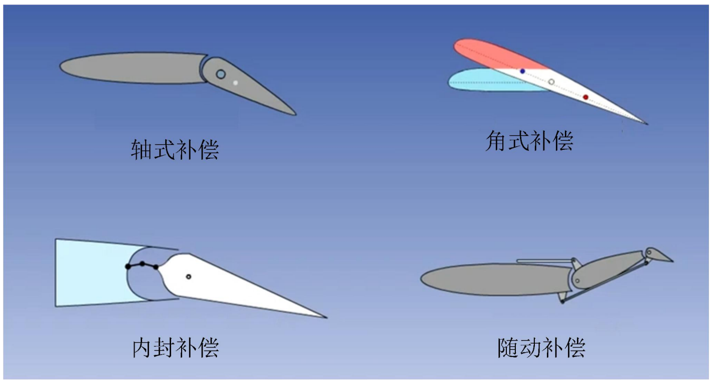


图 3-42 典型操纵面气动补偿方法

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 3-43。

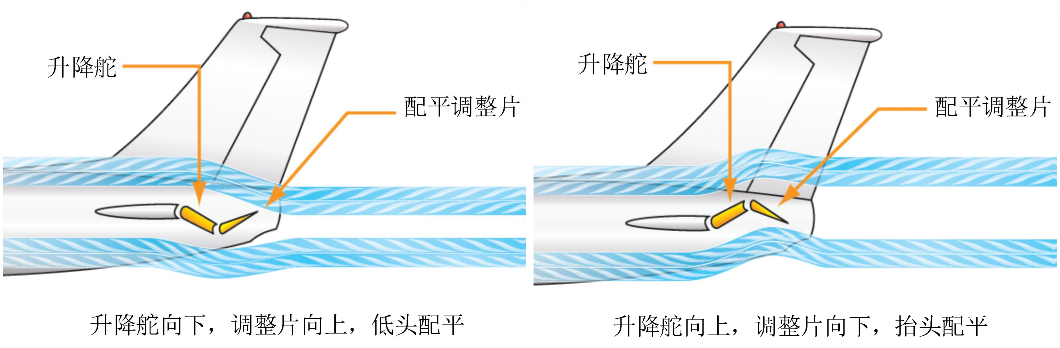


图 3-43 配平调整片

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 3-44）。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。

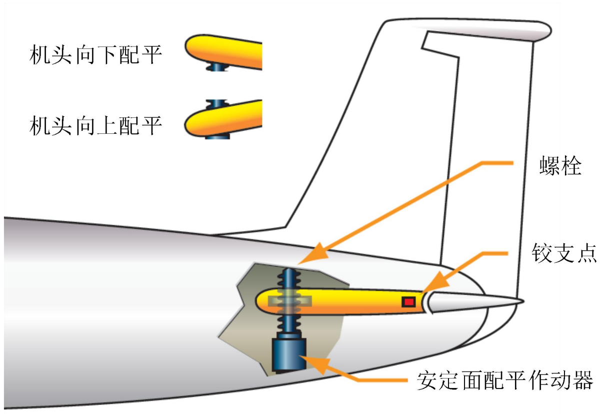


图 3-44 可变安装角的水平安定面

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。飞机自动飞行控制系统利用可变安装角的水平安定面进行马赫配平。但在襟翼尚未收上的爬高过程中，则利用升降舵进行速度配平。

3.4 旋翼航空器基本飞行原理

3.4.1 旋翼升力的产生和反作用扭矩

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。

旋翼桨叶剖面的弦线与旋转平面的夹角称为桨叶角。旋翼旋转一周桨上点向前移动的距离称为旋翼的桨距，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。

2. 直升机的反作用扭矩

随着旋翼旋转，直升机机体会产生方向相反的反作用扭矩，如图 3-45 所示。

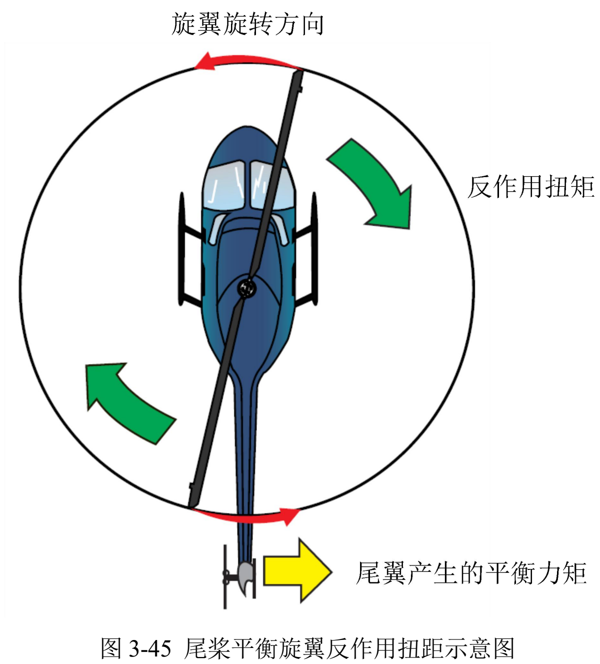


图 3-45 尾桨平衡旋翼反作用扭距示意图

如果没有一定的反扭力措施，直升机机体就会产生打转现象。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距，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。

3.4.2 旋翼桨叶运动的基本原理

旋翼桨叶的运动比较复杂。如图 3-46 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，迎风一半大，而顺风时小，因而会造成升力不平衡，即前行桨叶升力大，这会使直升机倾斜，并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，这样由于铰链不传递垂直方向的力，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。

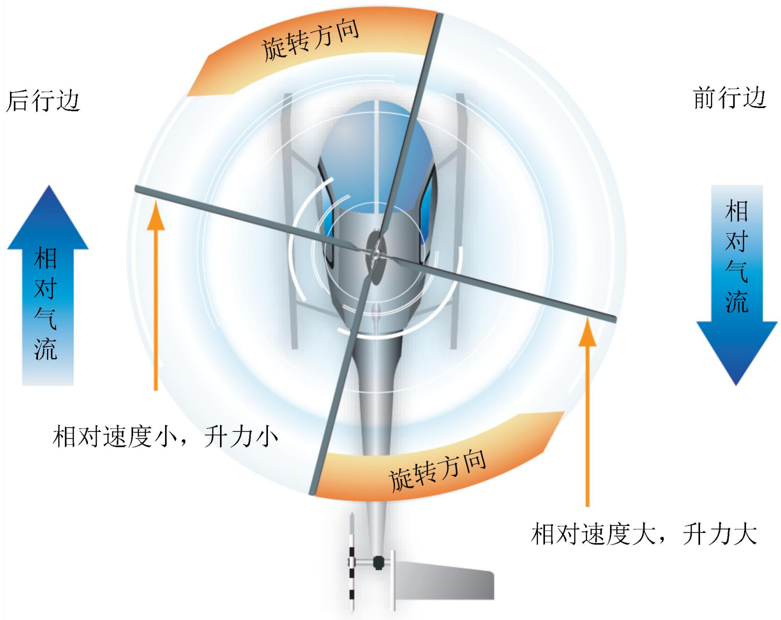


图 3-46 前飞时升力不平衡

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 个饺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 3-47 所示。

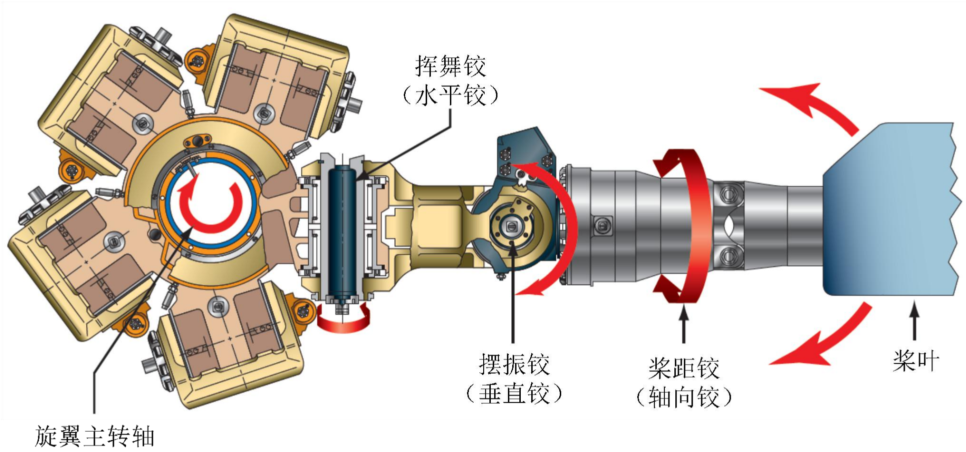
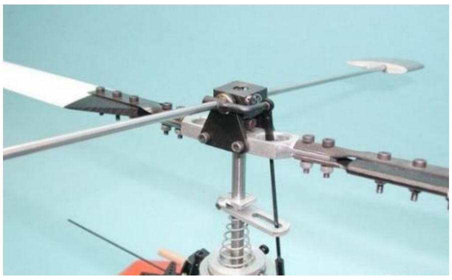


图 3-47 挥舞铰、摆振铰、桨距铰结构示意图

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 3-48 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 3-48 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饺和水平铰，但没有垂直铰。

3.4.3 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。

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 3-49 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 3-49 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 3-50 所示。

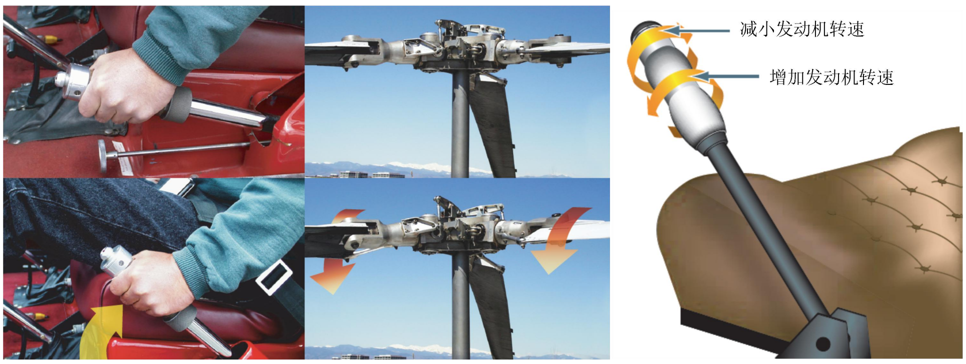


图 3-50 总距操纵实现直升机升降

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 3-51 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 3-52 所示。

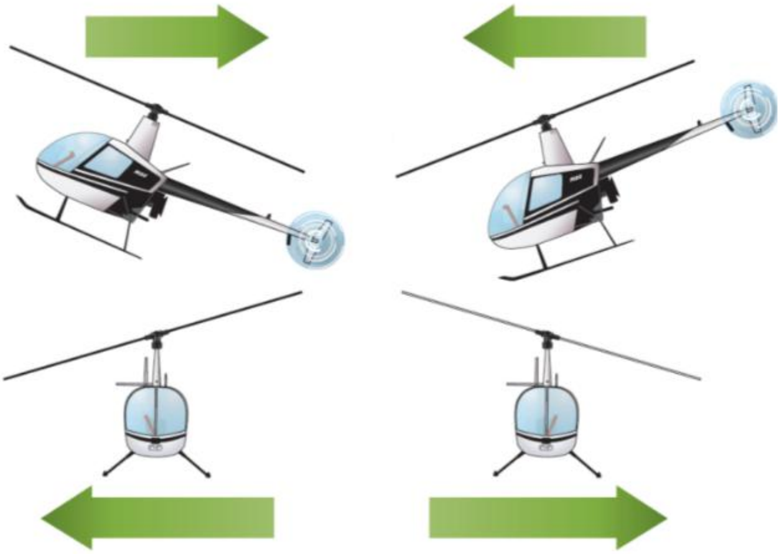


图 3-51 调整旋翼桨盘实现前飞、后飞和侧飞

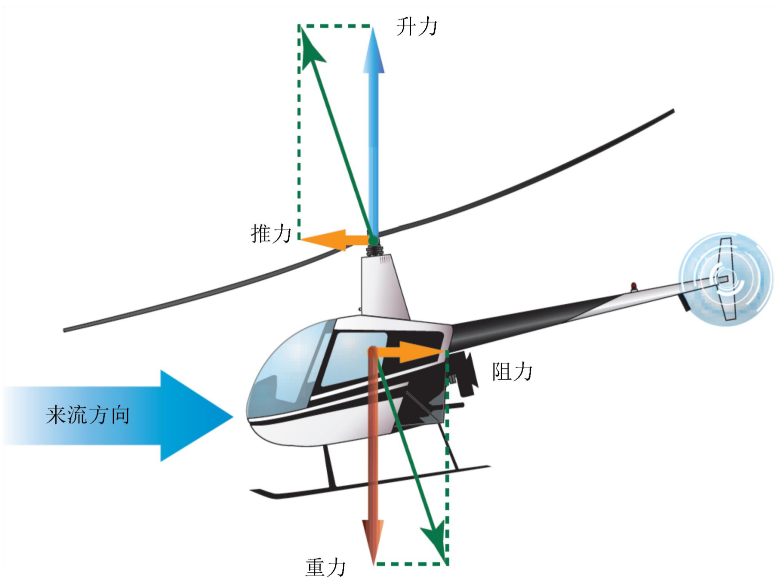


图 3-52 直升机前飞时受力示意图

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 3-53 所示。

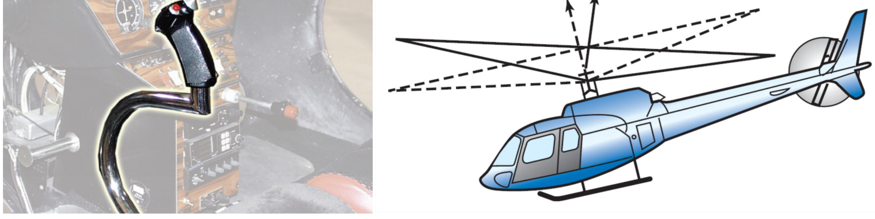


图 3-53 周期变距操纵改变旋翼拉力方向

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 3-54 所示。

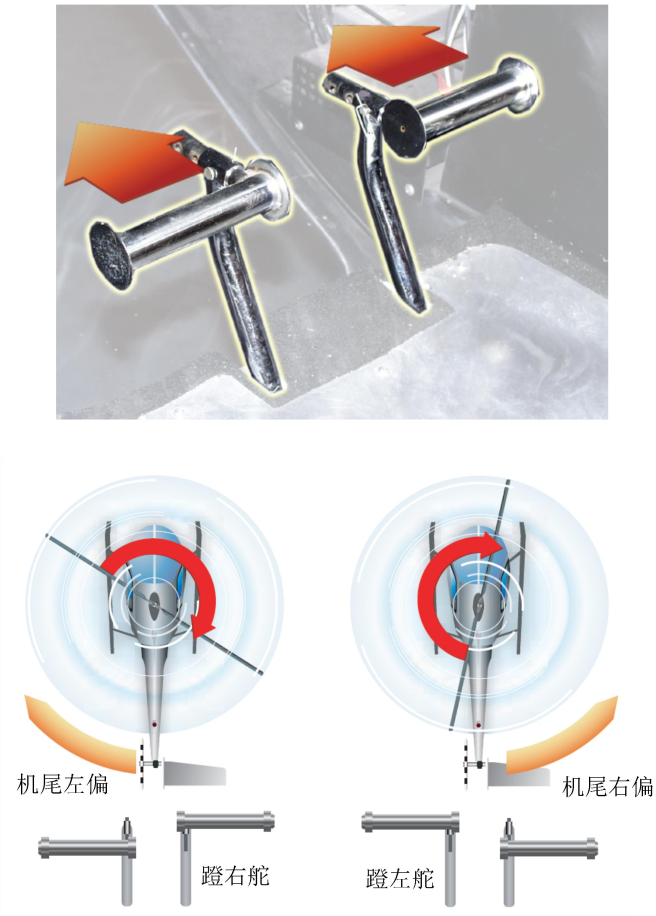


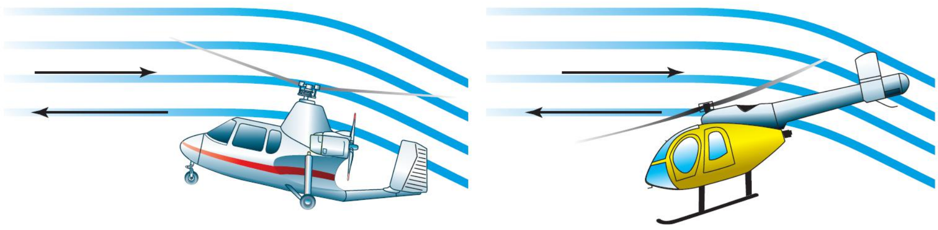
图 3-54 脚蹬操纵改变直升机航向

4. 直升机与自转旋翼机工作原理的区别

自转旋翼机的旋翼不与发动机传动系统相连，而是在飞行的过程中，由气流吹动旋翼旋转产生升力。由于自转旋翼机的旋翼为自转式，传递到机身上的扭矩很小，因此自转旋翼机无需单旋翼直升机那样的尾桨。自转旋翼机前飞时的动力来自于飞机后部的螺旋桨，它与自转旋翼机的发动机相连，旋转起来向后吹动空气，从而实现飞机的向前飞行。而且，自转旋翼机有尾翼，并且需要通过它来控制飞行的方向。

在飞行中，自转旋翼机同直升机最明显的区别是自转旋翼机的旋翼面是向后倾斜的，而直升机的旋翼面向前倾斜。如图 3-55 所示。

在起飞时，有的自转旋翼机可以靠发动机带动旋翼旋转而产生升力，缩短起飞滑跑距离，甚至可以几乎陡直地向上爬升，但还不能在空中“悬停”；而直升机因为机构的原因，可以垂直上升，也能在空中“悬停”作业。



（a）后倾的自转旋翼机旋翼　　（b）前倾的直升机旋翼图示

图 3-55 自转旋翼机和直升机飞行时旋翼面角度的对比

当由于发动机空中停车，导致推进螺旋桨不转时，自转旋翼机因为具有惯性会继续维持前飞的状态，并在空气阻力和重力作用下，逐渐减低速度和高度。因为高度下降，产生了自下而上的相对气流，旋翼就可自转继续提供升力。这样，自转旋翼机便可凭飞行员的操纵安全地滑翔降落。直升机虽然也具备旋翼从有动力状态过渡到自转状态进而安全着陆能力，但是过渡中会损失一定高度，如果飞行高度不够，那么直升机就可能来不及过渡而触地损毁。

自转旋翼机的着陆滑跑距离大大地短于起飞滑跑距离，操纵得当甚至可以不用滑跑，只要一块比旋翼直径大一些的地方即可着陆。

第 4 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 4-1 所示：

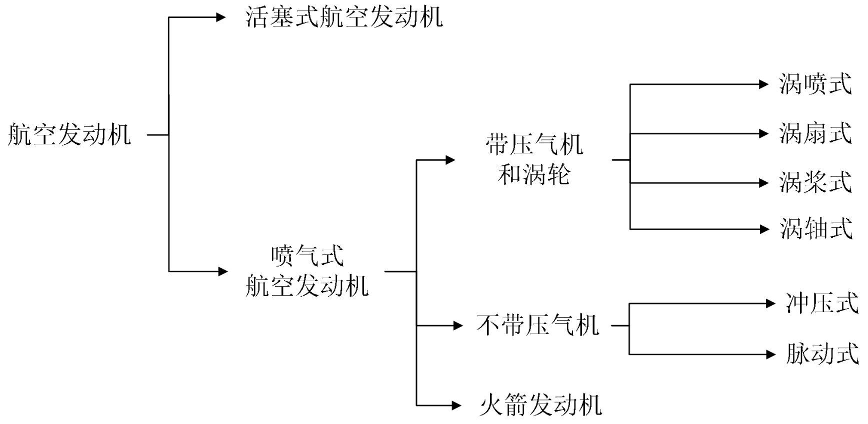


图 4-1 飞机发动机分类

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和涡轮的喷气发动机。

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 来启动发动机，从而不需依靠地面气源、电源车来启动发动机。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启动，为发动机重新启动提供动力。

4.1 活塞式发动机概述

4.1.1 航空活塞式发动机的分类

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。根据发动机的混气方式、冷却方式、空气进入汽缸前是否增压、汽缸排列方式以及螺旋桨驱动方式的不同，航空活塞式发动机可分为以下几类。

1. 根据发动机混气方式

根据混合气方式的不同，可分为汽化器式发动机和直接喷射式发动机。汽化器式发动机中，燃油与空气在汽化器内混合后，再进入发动机汽缸中燃烧。直接喷射式发动机中，燃油由直接喷射装置直接喷入各汽缸或汽缸头部进气门腔室，与适量的空气在汽缸内形成混合气。

2. 根据发动机冷却方式

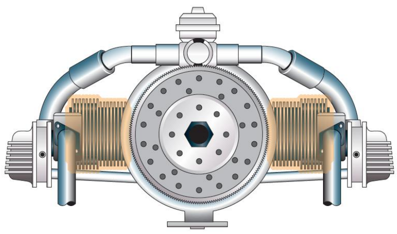
根据发动机的冷却方式不同，可分为气冷式发动机和液冷式发动机。气冷式发动机直接利用飞行中的迎面气流来冷却。液冷式发动机利用循环的液体来冷却汽缸和相关部件。

3. 根据空气进入汽缸前是否增压

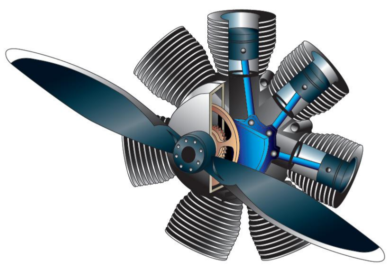
根据空气在进入汽缸前是否增压，可分为吸气式发动机和增压式发动机。吸气式发动机一般用于飞行高度较低的飞机上，外界的空气被直接吸入发动机汽缸。增压式发动机一般用在飞行高度较高的飞机上，外界的空气先经过增压器提高压力后，再进入发动机汽缸。

4. 根据汽缸排列的方式

根据汽缸排列的方式不同，可以分为星型发动机和直列型发动机。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。



（a）水平对置型



（b）单排星型

图 4-2 常见航空活塞式发动机气缸排列方式

5 根据螺旋桨驱动方式

根据发动机曲轴和螺旋桨之间是否带有减速器，可以分为直接驱动式和非直接驱动式发动机。直接驱动式发动机的螺旋桨由发动机曲轴直接驱动，非直接驱动式发动机的螺旋桨由发动机曲轴通过减速器驱动。

4.1.2 四冲程活塞式发动机基本工作原理

1. 基本构件

四冲程活塞式发动机的基本构件是汽缸、活塞、曲轴和连杆，如图 4-3 所示。在汽缸内，混合气进行燃烧，并将热能转换为机械能。活塞在汽缸内做往复运动，燃气的压力作用在活塞的顶面上，推动活塞做功。由于活塞在汽缸内只能作直线运动，因此必须通过连杆和曲轴把活塞的直线往复运动变为连续的旋转，由曲轴输出功率带动螺旋桨转动。活塞、连杆和曲轴这三个在运动中密切关联的机件，通常又合称为曲拐机构。发动机运转时，由气门机构控制气门的开启和关闭，以保证新鲜混合气（或空气）适时地进入汽缸，并保证燃烧做功后的废气适时地从汽缸排出。大功率航空活塞式发动机，在螺旋桨轴和曲轴之间一般都装有减速器，使螺旋桨轴的转速低于曲轴的转速。

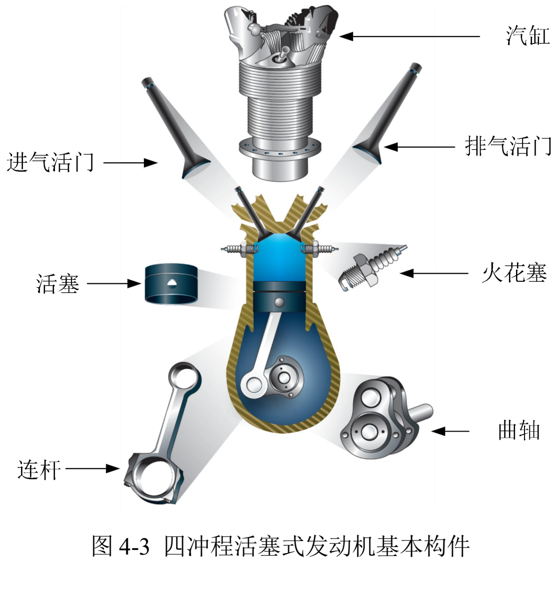


图 4-3 四冲程活塞式发动机基本构件

2. 工作过程

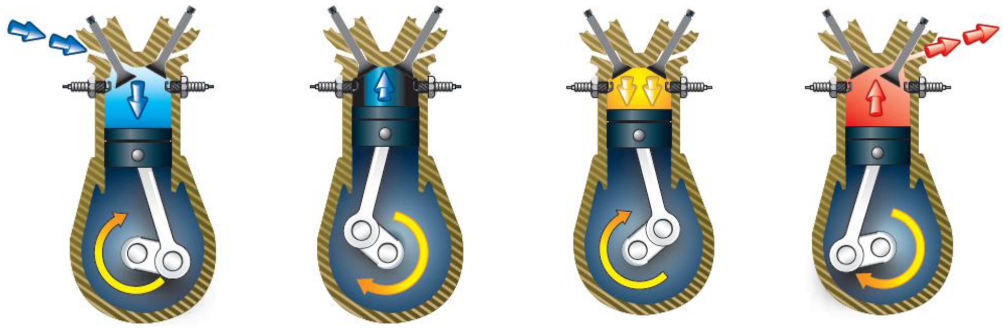
如图 4-4 所示，汽油在汽缸中燃烧，形成高温气体，气体膨胀做功，推动活塞在汽缸中向下运动，活塞带动连杆，使曲轴转动；曲轴继续转动，使活塞又向上移动，然后，再开始点火，使活塞再向下运动，这样往复不断，就把汽油燃烧的热能转化为曲轴转动的机械能，这就是活塞式发动机最基本的工作原理。为实现这一过程，发动机的动作由四个过程构成一个循环，我们称这个过程为冲程或行程。

1）进气行程：当活塞开始向下运动的时候，进气活门打开，油气混合物被吸进气缸。

2）压缩行程：当进气活门关闭的时候，活塞开始往气缸顶部运动。这一阶段的循环是为了获得点燃混合气体时所产生的更大的动力输出。

3）做功行程：当油气混合物被点燃的时候，这导致气缸内部压力极大增加并迫使活塞离开气缸头向下运动，从而产生了推动曲轴转动的动力。

4）排气行程：当排气阀门打开的时候排气行程开始，此时活塞开始再次的向气缸头运动，用来排除气缸内的废气。



（a）进气　　（b）压缩　　（c）做功　　（d）排气

图 4-4 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。

3. 多缸活塞式发动机的工作次序

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。由于四行程发动机电嘴的点火时刻在压缩行程结束、膨胀行程开始时，即发动机是按点火→膨胀→排气→进气→压缩的顺序工作的，因此多缸发动机上各缸的点火次序也就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。

4. 活塞式发动机的附件系统

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。

5. 活塞式发动机的性能

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重量，也称为燃油消耗率。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。

4.1.3 螺旋桨基本工作原理

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。

1. 螺旋桨拉力的产生

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。螺旋桨的拉力的产生如图 4-5 所示。

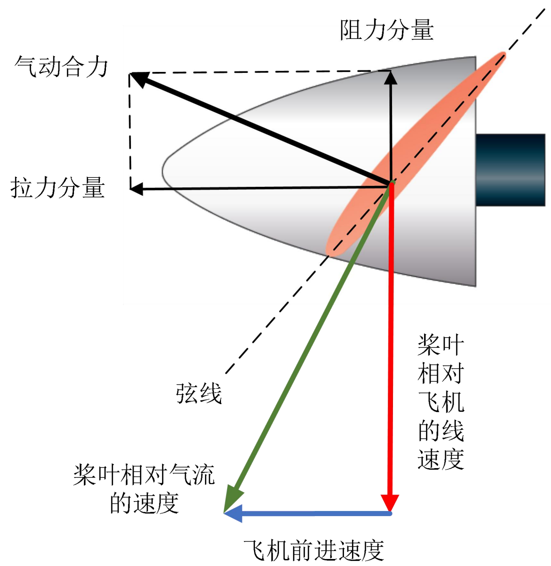


图 4-5 螺旋桨拉力的产生

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 4-6 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。

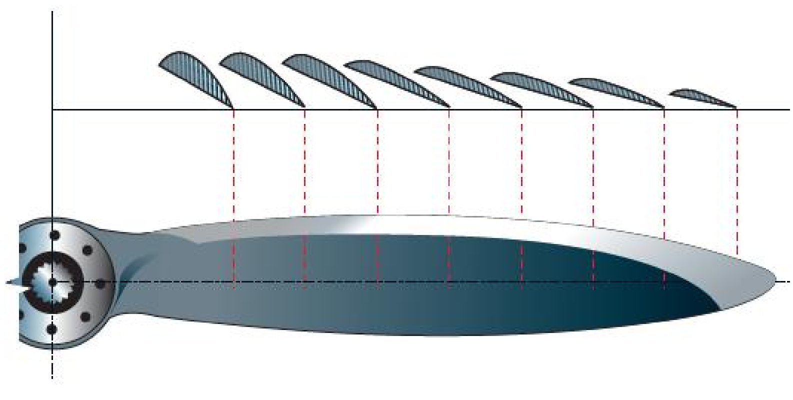


图 4-6 螺旋桨桨叶的扭转

2. 桨叶迎角、桨叶角和桨距的概念

1）桨叶迎角和桨叶角（图 4-7）

桨叶迎角是桨叶弦线和相对气流速度的夹角。相对气流的方向由飞机通过空气运动的速度和螺旋桨的旋转运动决定。

桨叶剖面的弦线与螺旋桨旋转平面的夹角称为桨叶角。

当螺旋桨在静止的飞机上旋转，相对气流的速度方向精确地对着螺旋桨的旋转运动的反方向，桨叶迎角和桨叶角是一样的。

当飞机开始向前运动时，由于螺旋桨也向前运动，导致相对气流改变方向。旋转和向前运动的组合产生相对气流不直接对着螺旋桨桨叶运动。在这种情况下，桨叶迎角总是低于桨叶角。

当螺旋桨的转速一定时，飞机运动得越快，螺旋桨桨叶迎角就越小。然而，如果螺旋桨转速增加，桨叶迎角增加。

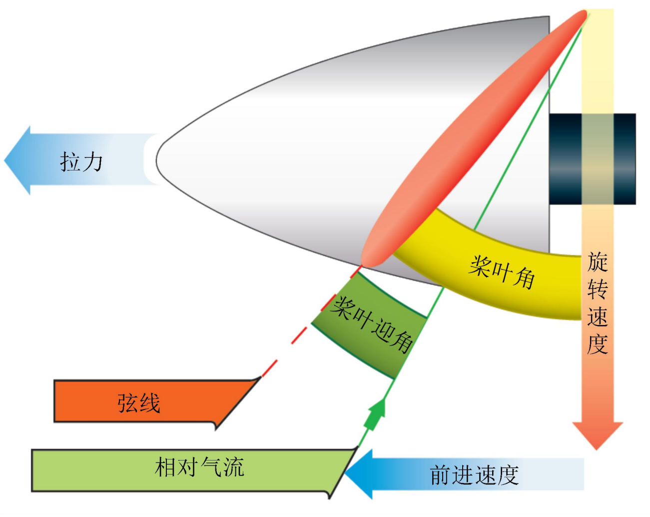


图 4-7 桨叶迎角和桨叶角

3）桨叶角和桨距

螺旋桨的桨距是指螺旋桨旋转一周桨上点向前移动的距离。桨距和桨叶角描述的是两个不同的概念，但桨距和桨叶角的大小密切相关。一般而言，桨叶角增大，则桨距增大。

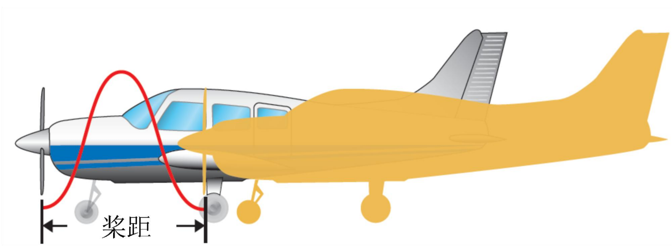


图 4-8 桨距

3. 螺旋桨的变距

如图 4-7 所示，随着飞行前进速度的提高，螺旋桨翼面的合成速度向桨叶弦线靠拢，使桨叶迎角变小，这样拉力就会减小。这时如果能使桨叶角变大，则桨叶迎角就会增大到原来

的有利状态，因而就产生了变距螺旋桨。所谓变距螺旋桨，就是桨叶角可改变的螺旋桨（如图 4-9 所示）。对于飞行速度较低的小型飞机，由于速度变化范围不大，一般采用定距螺旋桨，桨叶角不变，虽然有些拉力损失，但机构简单。而对于速度较高的大中型螺旋桨飞机，采用变距螺旋桨能够使飞机的效率大为提高。变距螺旋桨要加装一套变距机构，驾驶员控制螺旋桨的桨距随着飞行的状况而改变。如飞行速度高时，可以增大桨距，使桨叶角变大；飞行速度低时，减小桨距，使桨叶角变小。

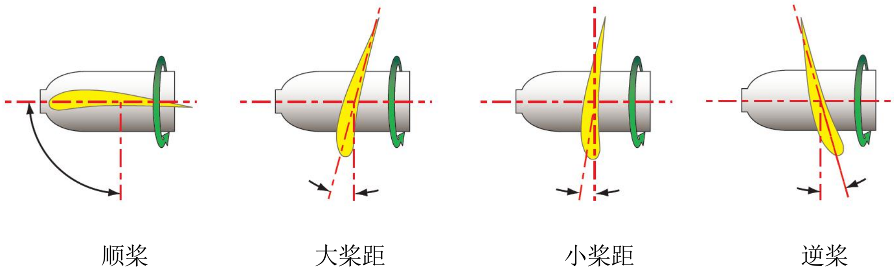


图 4-9 变桨距螺旋桨

此外，当不需要螺旋桨产生拉力时（降落或发动机失效），为减少阻力可以使桨叶角调到 90 度附近，桨叶将顺着气流旋转，也叫顺桨（如图 4-10 所示），这时的阻力最小。也可以使桨叶角变为负值，使螺旋桨产生反方向的拉力，阻止飞机前进，这时称为逆桨，以利于飞机在着陆时缩短降落距离。

（a）完全顺桨状态

（b）正常运动状态和顺桨状态的对比

图 4-10 螺旋桨的顺桨示意图

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，装一般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。

4.2 燃气涡轮发动机概述

4.2.1 航空燃气涡轮发动机的分类

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。

4.2.2 发动机的基本组成和工作原理

1. 喷气式发动机的基本工作原理简介

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。

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 4-10 所示）。

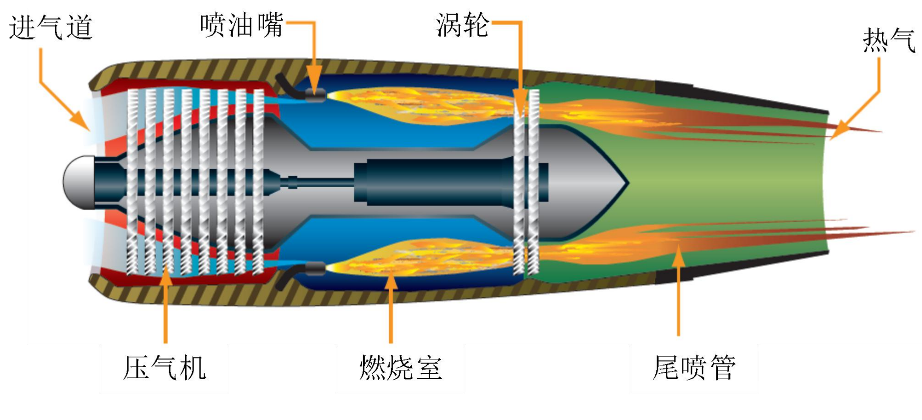


图 4-10 涡轮喷气发动机的组成

将喷气发动机和活塞式发动机的工作流程对应来看，就更容易了解它的工作原理和过程。

首先，气体从进气道进入相当于进气冲程；气体经过旋转的压气机被压缩，相当于压气冲程；气体在燃烧室点燃，气体膨胀通过涡轮，使涡轮转动，涡轮带动压气机，相当于做功冲程；最后燃烧的高温气体从尾喷管排出，相当于排气冲程。

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 4-11 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。

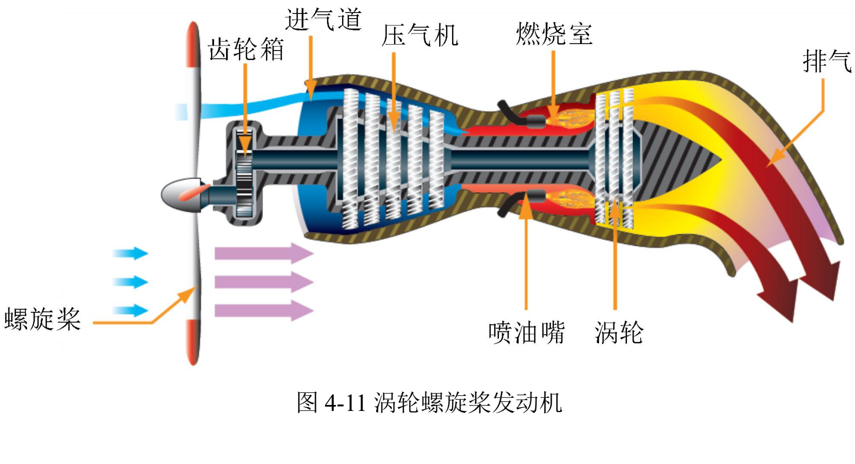


图 4-11 涡轮螺旋桨发动机

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 4-12 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。

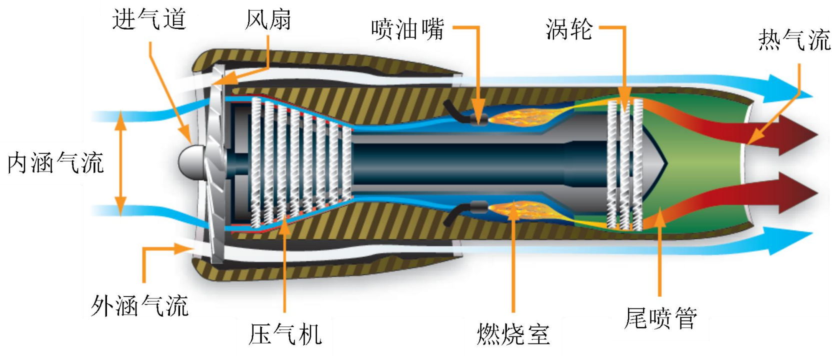


图 4-12 涡轮风扇发动机

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。

发动机外涵道与内涵道的流量比称为涵道比， 涵道比大表明流过外涵道的流量大，发动机由喷气排出产生推力的比例小，发动机的经济性就会提高。但涵道比不能太大，太大则叶片太长，一来增大阻力，另外也会增加制造困难。

涡轮风扇发动机的另外两个主要技术参数是涡轮前温度和增压比。涡轮前温度是发动机最重要的一个参数，但是因无法准确测量，所以用涡轮排气温度（EGT）来间接反映。EGT 是监控发动机工作状况的重要参数，如果排气温度超过规定值，就有可能损坏燃烧室、涡轮叶片和尾喷管等发动机部件。EGT 作为衡量发动机工作正常与否的重要参数，直接影响飞行员对发动机工作状态的判定，如果显示异常，将会直接影响飞行安全。增压比（EPR）是指发动机低压涡轮出口总压与低压压气机进口总压之比。对于轴流式压气机的涡扇发动机，它表征推力，EPR 越大，发动机的推力越大。

对于双转子的轴流式压气机，由低压压气机和高压压气机组成。发动机启动后，低压压气机的速度由 N1 涡轮叶轮调节；高压压气机由 N2 涡轮叶轮调节，如图 4-13 所示。可以用低压转子转速或者风扇转速（N1）来表示涡扇发动机推力的大小，以设计转速的百分比来显示，N1 越大，发动机推力越大。高压转子转速（N2）也是表示发动机推力的一个重要参数，

N2 也是以设计转速的百分比来显示的。

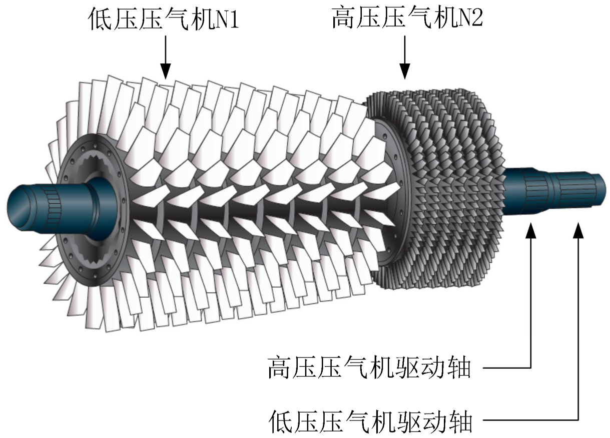


图 4-13 双转子轴流压气机

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 4-13 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。

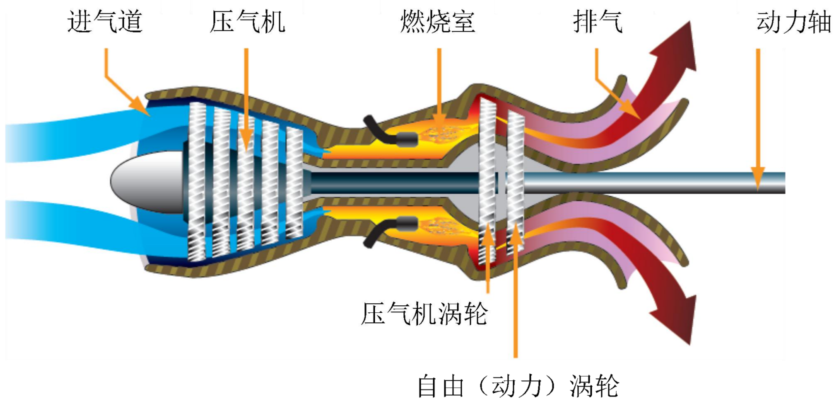


图 4-12 涡轮轴发动机

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。

4.2.3 发动机安装布局

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 4-9 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 4-9 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 4-10 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 4-10 现代民航飞机的喷气发动机主要安装形式

第一种方法统称为翼吊布局，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

4.2.4 发动机主要附件系统

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、启动系统、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

用于在发动机启动和正常工作时，使电嘴适时地产生电火花，可靠地点燃混合气。

3. 启动系统

利用外部动力，使发动机由静止状态进入慢车工作状态。主要使用电启动和空气启动。电启动是用电动机来启动发动机，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；空气启动是由地面或飞机上装的辅助动力装置向空气涡轮启动机供气，使空气涡轮启动机旋转带动发动机启动。

4. 附件传动系统

由于涡轮的转速一般在 20 000-30 000 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。

第 5 章 航空仪表和机载设备

5.1 驾驶舱仪表

5.1.1 驾驶舱仪表的分类

驾驶舱仪表可分为飞行仪表、发动机仪表和其它飞机系统仪表。

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）气压高度表

气压式高度表的工作依据是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。气压高度表结构示意如图 5-1 所示，高度表外壳密封，静压从密封壳后部接入表壳之中。气压式高度表的关键部分是表内的密封膜盒，膜盒的内腔被抽空至标准大气压，膜盒表面有一定弹性，表内的压力大时膜盒就被压紧，压力小时就膨胀，把压缩和膨胀位移经机械装置传送、放大到指示器上，就表示了外界的大气压力。如果表盘上刻的是相应的高度，压力表就变成了高度表。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。

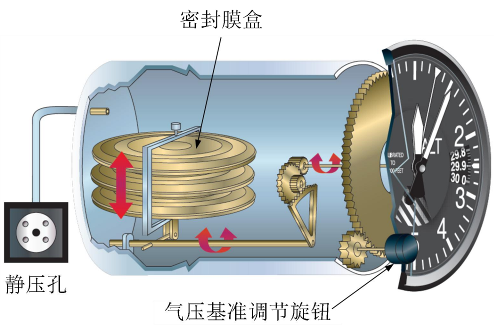


图 5-1 气压式高度表结构示意图

2）空速表

空速是指飞机在纵轴对称面内相对于气流的运动速度。基于伯努利定理中全压、静压与动压之间的关系，如果能测出动压，就可以得出飞机的空速。测量空气全压的装置有皮托管，

测量静压的装置有静压孔。

如图 5-2 所示，空速表的构造和高度表相似，不同的是它的膜盒内部和全压管相连，膜盒外的空腔和静压管相连。膜盒内外的压差越大，膜盒的变形就越大，这个压力差就是气流的动压。通过机械装置带动指针，就指示出空速。

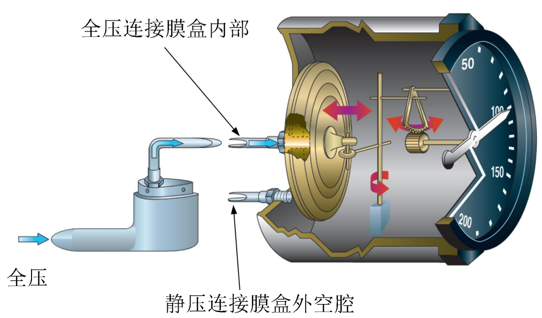


图 5-2 空速表结构示意图

在没有对大气密度变化、安装误差或仪表误差进行修正的条件下，直接从空速表上读取的仪表读数，称为指示空速（IAS）；而在 IAS 基础上对安装误差和仪表误差修正后的空速称为校准空速（CAS）；对 CAS 进行了高度和非标准温度修正后的空速，称为真空速（TAS）。

3）升降速度表

高度的变化率是单位时间内飞机高度的变化量，也可称为升降速度或垂直速度。气压变化的快慢，可以表示飞机高度变化的快慢，即升降速度的大小。如图 5-3 所示，升降速度表由一个位于密封壳体内部且通过机械联动装置连接指针的膜盒构成。膜盒的内部直接与静压管相连。密封壳内膜盒外的区域则是通过一根毛细管与静压管相连。当飞机在地面或平飞时，膜盒内外压力相等，指针指零。当飞机爬升或下降时，膜盒内部气压会立即随高度变化，但密封壳内膜盒外的区域的气压则由于收到毛细管的阻滞作用会在短时间内保持原值不变，此时的压差导致膜盒膨胀或压缩，驱动指针指示爬升或下降。

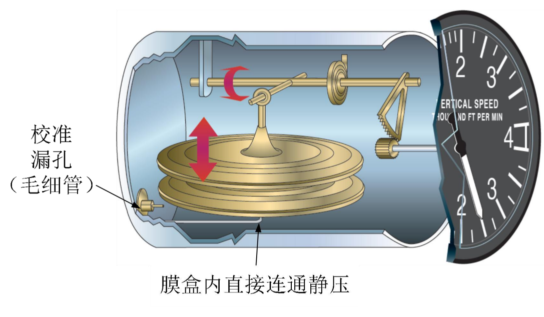


图 5-3 升降速度表结构示意图

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。转弯侧滑仪（图 5-4）中的陀螺在一个与飞机纵轴垂直的旋转面内转动，万向座用于防止陀螺旋转面发生倾斜，转弯指针

可以指示转弯的方向和速率。转弯协调仪（图 5-5）中的万向架是倾斜的，因此它的陀螺能够同时感受横滚率和转弯速率，使用转弯协调仪时，将小飞机与标准转弯刻度对齐，此时飞机就是在以标准速率转弯。

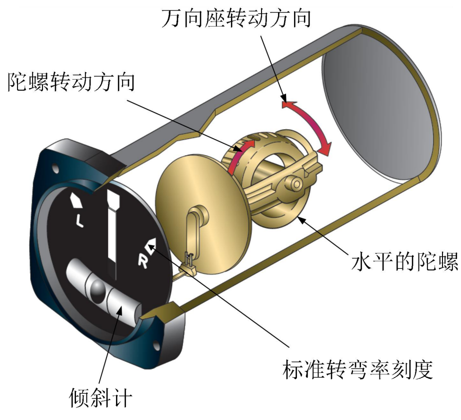


图 5-4　转弯侧滑仪结构示意图

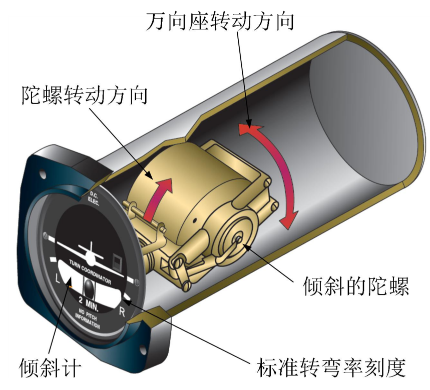


图 5-5　转弯协调仪结构示意图

表盘下部的侧滑仪用于描述飞机的偏航状态，即机头的侧向偏转程度。侧滑仪由一个盛有液体的密封弯管构成，固定在表上，液体中浮着一个小球，当飞机平飞时，小球处于弯管中央的最低位置；当飞机没有侧滑盘旋时，小球仍处于中央位置；只有当飞机出现侧滑时，小球的受力偏离了立轴，小球从中央移向侧滑的一侧。如果小球不在中央，可使用方向舵使其回中，驾驶员根据“脚踩在球上”的简单原则，可确定踩哪边的脚舵。

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。如果飞机上仰，飞机标志在地平线上；下俯时，飞机标志在地平线下。左侧倾或右侧倾都可以从飞机标志的倾斜上看出来，表的周围和中间都有刻度来表示飞机的俯仰和倾斜角度。如图 5-6 所示，姿态指示器中的陀螺被放置在一个水平面上，其工作原理基于陀螺的空间定轴性。

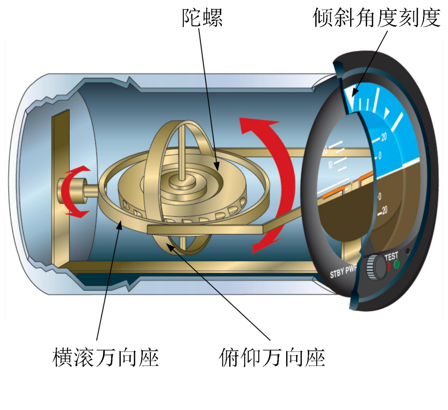


图 5-6　姿态指示器结构示意图

由图 5-7 中，可以看出飞机的真实姿态与姿态指示器指示的对应关系。

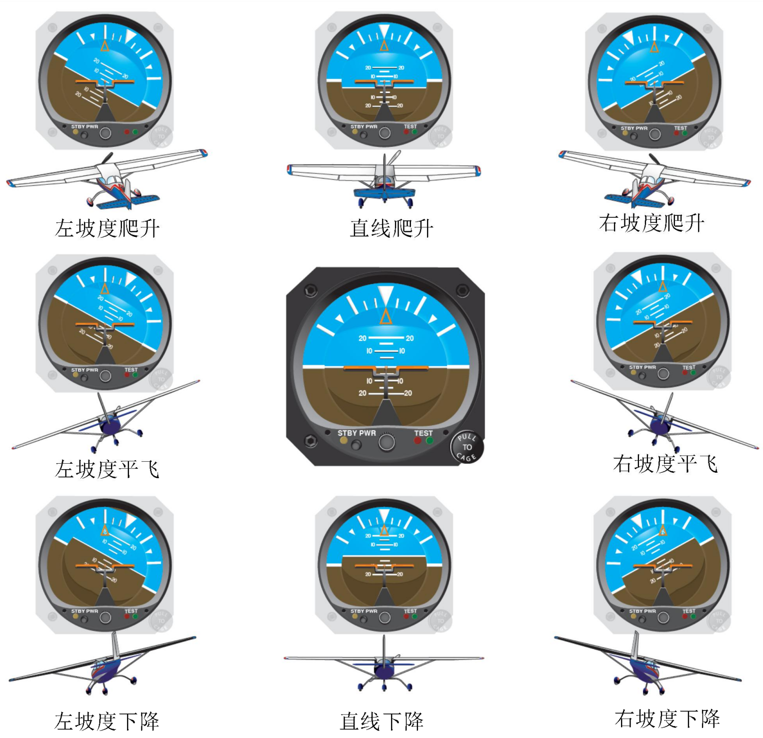


图 5-7 飞机的真实姿态与姿态指示器

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，解决了这一问题。如图 5-8 所示，航向指示器的工作原理基于陀螺的空间稳定性，它的陀螺指向在起始状态，飞机静止时或平飞时要调整得和磁针指向一致。表盘中央的飞机标志固定，而表盘上的刻度盘随着机身偏航而转动，由此指示出飞机的航向。

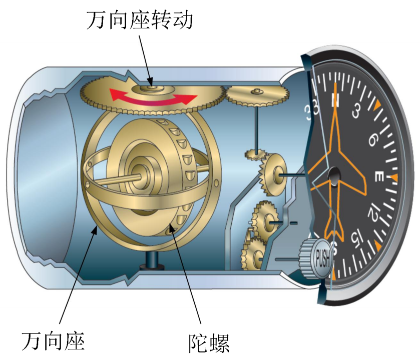


图 5-8 航向指示器结构示意图

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

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。

5.1.2 航空仪表的发展历程与布局

航空仪表的发展与科学技术和飞机的发展是分不开的，在飞机刚问世时，因其本身结构简单，飞行高度和速度都很低，飞机上没有航空仪表。后来，随着飞行时间和飞行距离的增加，才开始安装时钟、航速计和指南针等简陋的仪表设备。驾驶员只能在晴朗的白天，依靠地图和地标来飞行，第一次世界大战期间，迫于军事上的需要，一些国家大力发展航空事业，机上开始安装空速表、高度表、磁罗盘、发动机转速表和滑油压力表等。到了 20 世纪 30 年代，为使飞机能在云中或夜间飞行，又增添了升降速度表、转弯侧滑仪、陀螺地平仪和陀螺方向仪等飞行仪表。总之，随着科学技术的发展，航空仪表的发展是紧跟飞机发展而发展的。

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。

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。

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。如远读式磁罗盘、远读式地平仪等。所谓“远读”是指仪表的传感器和

指示器没有装在同一个表壳内，它们之间的控制关系是通过电信号的传递实现的，因相距较远，故称为远读式仪表。

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。另外，仪表的敏感元件远离驾驶舱，减少了干扰，提高了敏感元件的测量精度。远读式仪表也存在一些缺点，即整套仪表结构复杂、部件增多、重量增加。

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。伺服系统又称为随动系统，它是一种利用反馈原理来保证输出量与输入量相一致的信号传递装置，对仪表信号，采用伺服系统方式来传送，信号能量得到放大，提高了仪表的指示精度和带负载能力，可以实现一个传感器带动几个指示器，有利于仪表的综合化和自动化。

4. 综合指示仪表阶段

20 世纪 40 年代后，由于飞机性能迅速提高，各种系统设备日益增多，所需指示和监控仪表大量增加，有的飞机上已多达上百种，仪表板和座舱无法安排，驾驶员也目不暇接，眼花缭乱。另外，飞机的飞行速度和机动性能的提高，又使驾驶员观察仪表的时间相对缩短，容易出错，因此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，已成航空仪表发展的必然趋势。例如：综合罗盘指示器、组合地平仪和各种发动机仪表的相互组合等都是一表多用的结构型式。图 5-9 所示就是这种机电式综合仪表的典型代表。

图 5-9 典型机电式综合仪表及其布局

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，使仪表结构进入革新的年代。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。驾驶员可以通过控制板对飞机进行控制和安全监督，初步实现了人机“对话”。驾驶舱仪表、惯性导航系统、大气数据系统、自动飞行控制系统和飞行管理系统等已成为重要的航空电子设备。

80 年代初期，在以波音 757、767、空客 310 为代表的飞机驾驶舱章，主要仪表的显示部分已广泛采用衍射平视仪和彩色多功能显示器，出现了电子飞行仪表系统（EFIS）和发动机指示和机组警告系统（EICAS），但是综合程度有限，仍配置有较多的机电仪表和备用仪表。这是电子飞行仪表的第一代产品。

80 年代中后期，以波音 747-400、空客 320 为代表的电子飞行仪表为第二代产品。彩色电子显示系统有了进一步的发展，出现了综合电子飞行仪表系统，其特点是驾驶舱用大屏幕 CRT 显示器显示数据，仅配置很少的备用仪表。

90 年代为第三代电子飞行仪表即平板显示系统。仪表数据显示用液晶显示器（LCD）取代了彩色阴极射线管（CRT），它的显示亮度大并且分辨率高，特别是体积小、重量轻、耗电量小等优点。例如波音 777 客机驾驶舱的主要仪表显示采用的就是彩色液晶显示器对于现代大型商业飞机的驾驶舱仪表显示来说，无论采用 CRT，还是采用 LCD，其驾驶舱的布局是基本相同的，如图 5-10 所示。

图 5-10 典型电子式综合仪表及其布局

与图 5-9 的仪表板相对应，正、副驾驶员的飞行仪表板上有主飞行显示器（PFD）和导航显示器（ND），中间的发动机仪表板上有上、下 EICAS 显示器。在现代屏幕显示的驾驶舱中，仍然保留了陀螺地平仪、气压式高度表/空速表、无线电磁指示器三块指针式备用仪表，如图 5-11 所示。

在一些更先进的大型商业飞机上，除具有电子飞行仪表外，已经将备用姿态、备用高度、备用空速、航向罗盘、仪表着陆、偏离指示和气压基准设置等指示器集成在一起，称为综合备用飞行显示器（ISFD），用液晶显示器 LCD 作为仪表屏幕，如图 5-12 所示。

图 5-11 典型的备用仪表

图 5-12 综合备用飞行显示器

近年来，随着波音 787、空客 A350、中国商飞 C919 等新一代民航客机的出现，飞机驾驶舱的“玻璃化程度进一步提升，采用了更大的电子显示器，具有更高的集成度，如图 5-13 所示。

（a）波音 787 电子综合化仪表

（b）空客 A350 电子综合化仪表

（c）中国商飞 C919 电子综合化仪表

图 5-13 新一代玻璃化座舱

电子显示器易于实现综合显示，采用电子显示器构成的 “玻璃化”座舱具有以下优点：

（1）显示灵活多样，可以显示字符、图形、表格等，还可以采用不同的颜色显示。

（2）容易实现信号的综合显示，减少了仪表数量，使仪表板布局简洁，便于观察。

（3）电子式显示器的显示精度高。

（4）采用固态器件，寿命长，可靠性高。

（5）价格不断下降，性能价格比高。

（6）符合机载设备数字化的发展方向。

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 使用方便，能够提高飞行安全，因此日趋成为驾驶舱的重要组成部分。HUD 在各飞行阶段为驾驶员提供增强的情景意识和状态管理能力，减少了驾驶员在飞行中频繁俯视仪表的动作，使其可以始终保持平视飞行。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 5-14 平视显示器

合成视景系统（Synthetic Vision System，SVS）的主要特征是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。这种合成的地形显示不受气象状况的影响，有助于飞行机组判断飞机相对地形的位置，在低能见度条件下，这一优点更为突出。PFD 上显示的地形与外部实际环境是一致的，因此，飞行员在集成了合成视景之后的 PFD 上看到的地形与理想可见度下看到的外部真实地形是一致的。合成视景系统主要应用于飞机在下降时的进近和着陆阶段。典型合成视景系统的显示如图 5-15 所示。

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。EVS 还能

够进一步结合合成视景系统和平视显示器功能，通过前视红外传感器图像与合成视景画面的融合，进一步提高系统性能，增强飞行员的态势感知能力，使飞机具备全天候起降能力。典型增强视景系统与合成视景系统和平视显示器融合的显示如图 5-16 所示。

图 5-15 合成视景系统

图 5-16 平视显示器上的融合显示

总之，飞机仪表的发展过程是从机械指示发展到电子显示，信号处理单元从纯机械到数字、计算机系统，仪表的数量经历了从少到多，又从多到少的发展过程。在某种意义上讲，驾驶舱显示仪表是飞机先进程度的重要标志之一。

7. 模拟式/数字式电子仪表的优缺点

在飞机上，老式的空速表是模拟式测量仪表，指针在刻度盘上连续的指示出空速值。驾驶员要想得到空速值就必须根据指针在刻度盘上的位置计算出来，这需要一定的时间。然而，如果驾驶员关心空速的变化趋势时，则可以很快地通过指针的摆动方向判断出来。可见，驾驶员使用模拟式测量仪表具有获得准确数值慢，获得数值变化趋势快的特点。

如果数据仅以纯数字的形式显示，那么对于数据变化趋势的判断同样需要一定的时间。因此，现代航空仪表均采用数字技术，而数据以数字和模拟两种方式显示，这样，驾驶员既可以较快地得到准确的数据，又可以较快地获得该数据的变化趋势，这是现代数字式仪表的特点。

5.1.3 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。

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 5-17 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 5-17 分离式仪表显示数据的基本“T 型格式

2. 电子式仪表显示数据的基本“T”型格式

如图 5-18 所示，该显示器称为主飞行显示器（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 5-18 电子式仪表显示数据

5.2 机载电子设备

5.2.1 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（HF）通信系统、甚高频（VHF）通信系统、卫星通信系统（SATCOM）、选择呼叫系统（SELCAL）和飞机通信寻址与报告系统（ACARS）等。

1. 高频通信

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 5-19），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。

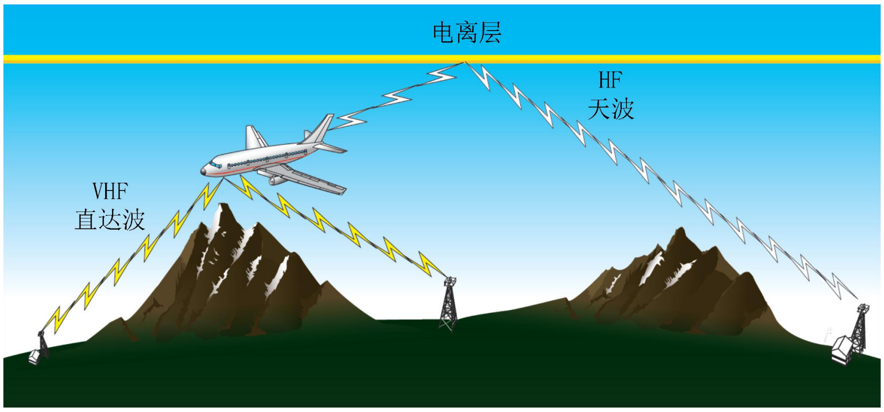


图 5-19 通信系统

大型飞机一般装有 1~2 套高频通信系统，使用单边带通信，可以大大压缩所占用的频带，节省发射功率。机载高频通信系统包括机载高频设备，由收发机组、天线耦合器、控制盒和天线组成，它的输出功率较大，需要有通风散热装置，天线耦合器的目的是使天线和发射机之间的阻抗相匹配。现代民航机用的高频通信天线都埋入飞机蒙皮之内，一般装在飞机尾部。

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，以直达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。

按照国际民航组织的统一规定，甚高频所使用的频率范围在 118.000~135.975MHz，其中 121.500MHz 定为遇难时呼救的全世界统一的频道，通信信号是调幅的，通话双方使用同一频率，一方发放完毕，停止发射等待对方信号。

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。

3. 数据链通信

飞机寻址通信与报告系统（Aircraft Communication Address and Report System，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 5-20 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。

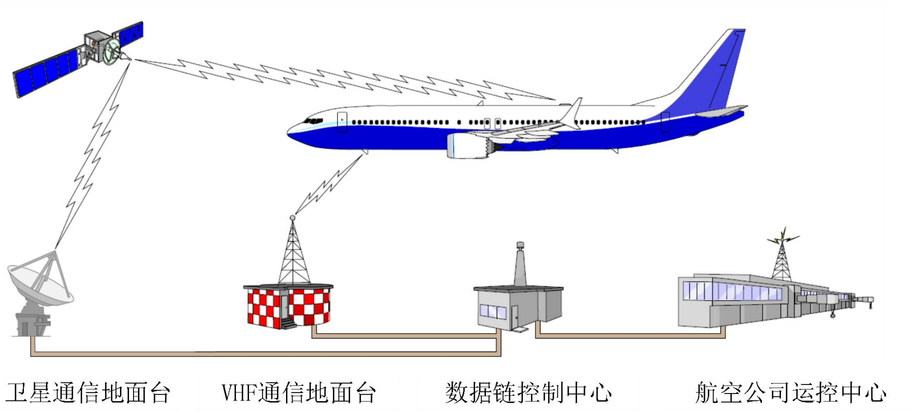


图 5-20 ACARS 系统

4. 卫星通信系统

航空移动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。

机载卫星通信系统（Satellite Communication System，SATCOM）把经处理的数字信号发往通信卫星网中卫星，卫星再把信号转发给地面站，地面站接通飞机通信寻址报告系统

（ACARS）和地面公共电话网络。通信卫星承担着地面站和飞机之间的通信中继作用，它把接收到的信号放大后转发，使飞机和地面的通信联通。通信卫星要覆盖全球，就要组成一个全球的网络，对于地球静止轨道卫星，轨道高度为 36 000 千米，需要 3 颗卫星组成，中、低轨道的通信卫星网需要更多的卫星来组成全球通信卫星系统。

5.2.2 机载导航系统

空中导航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、安全的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。

1. 陆基导航

陆基无线电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。路基无线电导航不受时间、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。

常见的无线电导航设备有：无方向信标（NDB）、甚高频全向信标（VOR）、测距机（DME）、仪表着陆系统（ILS）等。

1）无方向信标（Non- Directional Beacon，NDB）

无方向信标（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（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（VHF Omnidirectional Range，VOR）

甚高频全向信标（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 5-21 所示。VOR 系统属于它备式导航系统，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 接收机由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 5-21 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（Distance Measuring Equipment，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 5-22）。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、测高、等待飞行、进近着陆、航路间隔、避开保护空域及计算地速等。

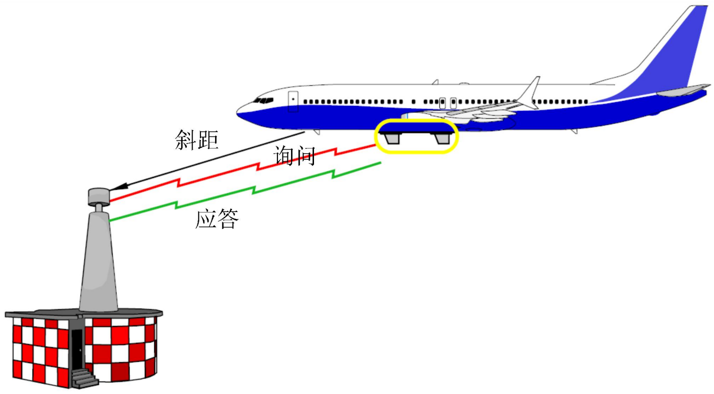


图 5-22 DME 测距机

4）仪表着陆系统（Instrument Landing Systems，ILS）

仪表着陆系统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。

如图 5-23 所示，航向台（Localizer，LOC），位于跑道进近方向的远端。航向信标波束为角度很小的扇形，提供飞机相对于跑道的航向道（水平位置）指引，引导飞机对正跑道。下滑台（Glide Slope，G/S），位于跑道入口端一侧。下滑信标波束仰角约为 3°，提供飞机相对于跑道入口的下滑道（垂直位置）指引，为飞机提供垂直引导。指点信标（Marker Beacon）提供飞机相对于跑道入口的粗略的距离信息。从远到近分别为外指点信标（OM）、中指点信标（MM）和内指点信标（IM），表示飞机在依次飞过这些信标台时，分别到达的进近定位点，用于提醒飞行员注意检查高度和飞机姿态。有时测距仪会和仪表着陆系统同时安装，使得飞机能够得到更精确的距离信息，或者在某些场合替代指点信标的作用。应用 DME 进行的 ILS 进近称为 ILS/DME 进近。

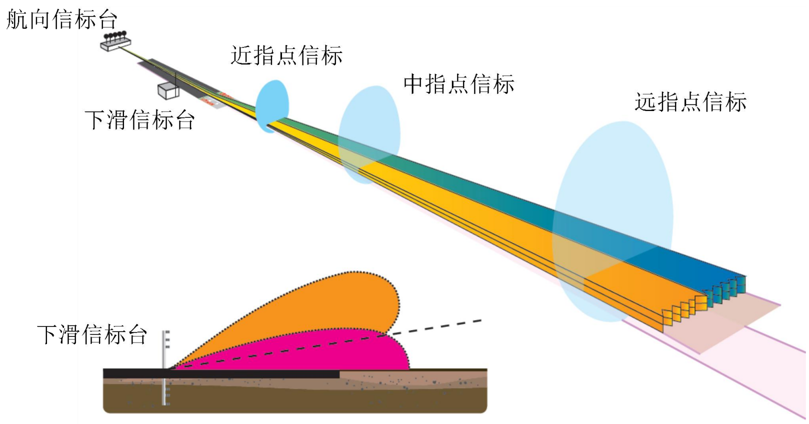


图 5-23 仪表着陆系统

2. 星基导航

星基导航是利用导航卫星系统（图 5-24），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积累误差，是比较理想的新型导航设备。

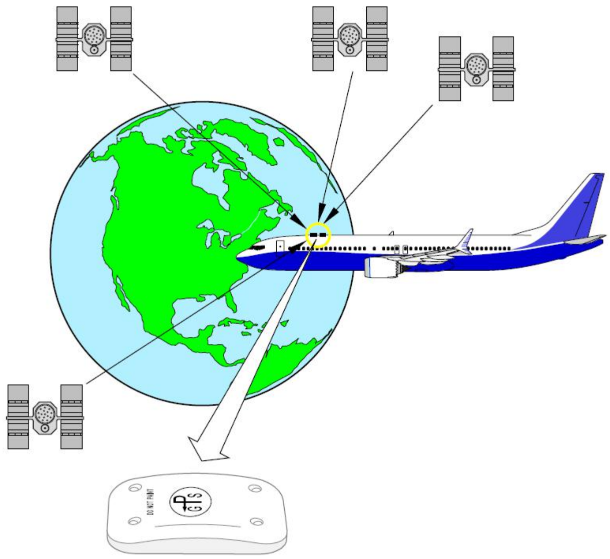


图 5-24 卫星导航系统

全球导航卫星系统（Global Navigation Satellite system，GNSS），包括美国的全球定位系统（GPS）、俄罗斯的全球卫星导航系统格洛纳斯（GLONASS）、欧洲的伽利电卫星导航系统（GALILEO）以及中国的北斗卫星导航统（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。

为提高卫星导航的完好性、精确性、可用性和服务连续性，通过一些地面、空中或卫星

设施，使用差分技术、伪卫星技术、监测手段等，使卫星导航系统总体性能得到提高，由此形成了卫星导航的增强系统，主要为地基增强系统（GBAS）和星基增强系统（SBAS）。

（1）地基增强系统（GBAS）

GBAS 对全球卫星导航系统（GNSS）进行差分校正和完好性监测，根据位置差分解算定位误差，然后把该定位误差通过数据链发送给机载设备，从而降低定位误差以满足民航运行需求的过程，以提供安装机场周边的导航和精密进近服务。GBAS 具有极高的精度、可用性和完好性，能够满足 I 类进近的需求，未来甚至可以满足Ⅲ类精密进近的需求。使用 GBAS 的目的是将卫星着陆系统（GLS）替代仪表着陆系统（ILS），以支持全范围的进近和着陆运行。

（2）星基增强系统（SBAS）

在 SBAS 中，用户接收的增强信息来自星基发射机。SBA 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。SBAS 系统能为民用航空提供花费更低、可用性更高的导航功能，并将为航空领域带来巨大的经济效益和社会效益。

5.2.3 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。

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。它是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 5-25）。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。二次雷达是一种需要被监视者协同工作，才能完成对被监视者测量定位的监视方式，通常二次雷达和一次雷达起工作，它的主天线安装在一次雷达的上方，与一次雷达同步旋转。

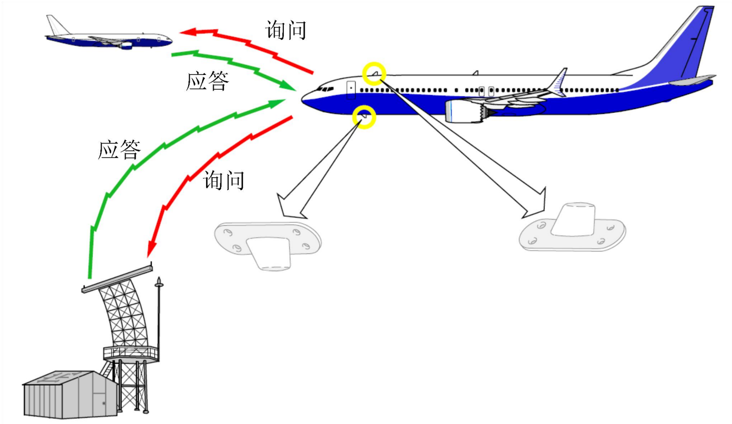


图 5-25 二次雷达与机载 ATC 应答机

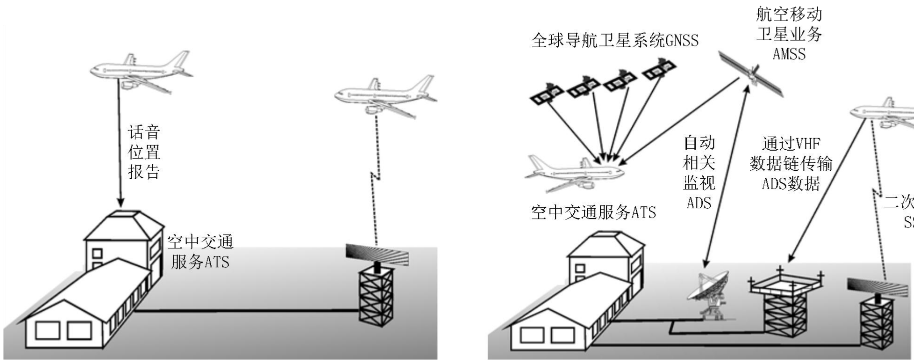
按照国际民航组织规范，传统二次雷达有 6 种询问模式，分别称为 1、2、3/A、B、C、D 模式。其中，1、2 模式专用于军用识别询问；3/A 模式用于军用识别和民用识别询问；B 模式只用于民用识别询问；C 模式用于高度询问；D 模式作为备用询问模式。实际常用 A、C 两种模式。新型的二次雷达采用 S 模式询问，可以实现“一对一”的点名询问。

机载 ATC 应答机是一个在接收到相应的信号后能发出不同形式编码信号的无线电收发机。机载应答机收到地面的询问信号，将根据询问的内容自动应答。机载应答机响应 A 模式识别询问时，应答码代表识别码，共有 4096 个识别码；机载应答机响应 C 模式询问时，自动应答码是飞机的高度码。应答机上 A 模式的识别编码是由驾驶员通过编码器输入的，而 C 模式的高度码则是由机上的大气数据计算机自动输入的。这两个编码信号被地面的二次雷达天线接收，经过译码，就在一次雷达屏幕出现的显示这架飞机的亮点旁边显示出飞机的识别号码和高度，管制员就会很容易地了解飞机的高度和代号。为了使管制员在询问飞机的初期就能很快地把屏幕上的光点和所对应的飞机联系起来，机上应答机还具有识别功能，驾驶员在管制员要求时可以按下“识别”键，这时应答机在 A 模式的回答编码后发出一个特别位置识别脉冲，这个脉冲使地面站屏幕上的亮点变宽，以区别于屏幕上的其他亮点。

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。与地面主动监视的雷达监视不同，自动相关监视系统是依靠飞机报告位置的被动监视方式。机载电子设备（卫星导航或惯性导航）导出的位置数据通过数据链传送到地面，然后在自动相关监视终端（即新航行系统工作站）上形成空中交通信息，最终在管制员荧光屏上显示出来。它具有如下优点：可以减少位置报告的误差，可对非雷达空域进行监视，提供更为精确的位置数据，可以提供更便捷的航线，允许飞机剖

面的临时改变从而提高灵活性，大大节约成本。自动相关监视系统与传统监视环境的区别如图 5-26 所示。



（a）传统监视环境　　　　（b）自动相关监视系统

图 5-26 自动相关监视系统

国际民航组织主要推荐采用广播式自动相关监视（ADS-B）模式。ADS-B 是一个集通信与监视于一体的信息系统，主要信息是飞机的四维位置信息（经度、纬度、高度和时间）和其他可能附加信息（冲突告警信息、飞行员输入信息、航迹角、航线拐点等信息）以及飞机的识别信息和类别信息。此外，还可能包括一些别的附加信息，如航向、空速、风速、风向和飞机外界温度等。ADS-B 的信息传输以 ADS-B 报文形式，通过空空或空地数据链广播式传播。

相对于航空器的信息传递方向，ADS-B 分为发送（OUT）和接收（IN）两类。ADS-B OUT 是基本功能，负责将信号从本机发送到地面接收站或者其他飞机；ADS-B IN 是指航空器接收其他航空器发送的 ADS-B OUT 信息或地面服务设备发送的信息，为机组提供运行支持和情境意识，如冲突告警信息，避碰策略，气象信息。

机载 ATC 应答机是 ADS-B 系统的核心，负责收集和处理有关参数，由 ATC 天线通过数据链向地面站和其他飞机广播。ADS-B 的 OUT 和 IN 功能都是基于数据链通信技术，目前应用最广泛的也是国际民航组织推荐的频段是基于 SSR 的 S 模式扩展电文功能的 1090MHz 频率。

ADS-B 技术是新航行系统中非常重要的通信和监视技术，它把冲突探测、冲突避免、冲突解决、ATC 监视和 ATC 一致性监视以及机舱综合信息显示有机地结合起来，为新航行系统增加和扩展了非常丰富的功能，同时也带来了潜在的经济效益和社会效益。

5.2.4 TCAS 和 GPWS 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 的询问器发出脉冲信号，这种无线电信号称为询问信号。当其它飞机的应答器接收到询问信号时，会发射应答信号。TCAS 的计算机根据发射信号和应答信号间的时间间隔来计算距离，同时根据方向天线确定方位，为驾驶员提供信息和警告，这些信息显示在驾驶员的显示器上，还可以提供语音警告和建议，例如，“Climb! Climb! Climb!（上升!上升!上升!）”或“ Descend! Descend! Descend!（下降!下降!下降!）”。TCAS 监视的范围为前方 30 海里，上、下方 3000 米，在侧面和后方的监视距离较小。TCAS 计算机可以算出监视区内 30 架以下飞机的动向和危险接近，使驾驶员有 25 到 40 秒的时间采取避撞措施。 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 5-27 所示。

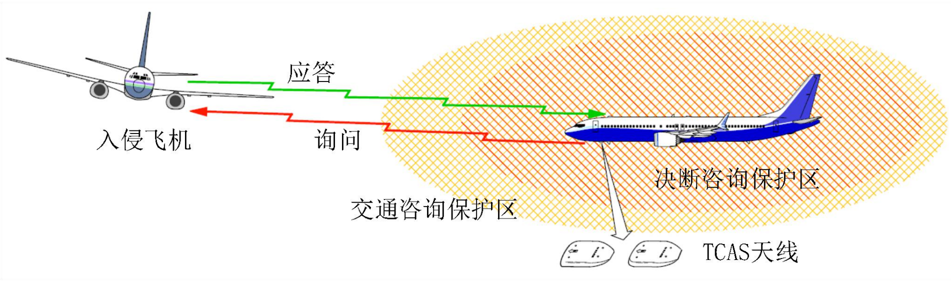


图 5-27 TCAS 系统工作示意图

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。系统的核心是近地警告计算机，计算机中存储了各种警告方式的极限数据，这些数据与其它系统输送来的飞机实际状态数据进行比较，如果这些数据超出了某一种警告方式的极限值，近地警告计算机就输出相应的语音和灯光警告信号，警告驾驶员目前飞机存在危险状态直到采取适当的措施并脱离了不安全状态后，灯光和语音警告信号才被终止。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 5-28 所示。

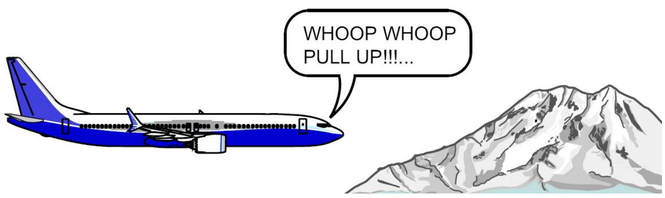


图 5-28 EGPWS 系统

5.2.5 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。该系统接受驾驶员的输入指令和其他系统输入信号，计算相应控制指令，并输出到伺服系统或显示系统，实现对飞机操纵面（或称舵面）、发动机推力的自动控制和相应指令及状态的显示。通常，典型的自动飞行系统包括有五大基本功能：自动驾驶（A/P）、飞行指引（F/D）、自动油门（A/T）、安定面自动配平（STAB/T）、偏航阻尼（Y/D）。

自动驾驶功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算操纵面的控制指令，输出给自动驾驶伺服系统，自动控制飞机的姿态，从而实现对飞行轨迹和速度的控制，可以用于除起飞阶段以外的各飞行阶段。

飞行指引功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算飞行操纵指令，输出到机载显示系统，在 PFD 或 EADI 上显示飞行操纵指引指令（飞行指引杆），引导飞行员人工驾驶飞机跟随指令要求飞行；在自动驾驶衔接时，可用于人工监控自动驾驶的工作状态。

自动油门功能根据确定的工作方式和系统输入信号，计算发动机的控制指令和推力限制指令，自动控制发动机的推力。

安定面自动配平功能在不同飞行阶段，通过自动调整水平安定面，提供纵向的操纵力矩，提高飞机俯仰方向上的稳定性。通常可分为自动驾驶配平（AP/T）、马赫配平（M/T）、速度配平（SPD/T）。

偏航阻尼功能根据飞行状态和系统输入，计算控制指令，通过控制方向舵，提供绕飞机立轴的操纵力矩，阻尼飞机“荷兰滚”运动，提高飞机绕立轴的稳定性；此外，还提供协调转弯功能。

其中，安定面自动配平和偏航阻尼功能，也是增稳功能，改善了飞机的稳定性和操纵性，提高了飞行安全和旅客乘机的舒适性。

5.2.6 飞行管理系统

随着计算机能力的提高，人们不再满足于分别控制各个系统，而是要求把各个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，使驾驶员除了在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。飞行管理系统是以飞行管理计算机系统为核心的高级区域导航、制导系统和性能管理系统。飞机在 FMS 的控制下，可以实现全自动导航，可以以最佳的飞行路径、最佳的飞行剖面和最省油的飞行方式完成从起飞到进近着陆的整个飞行过程。

5.2.7 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 5-29 所示。

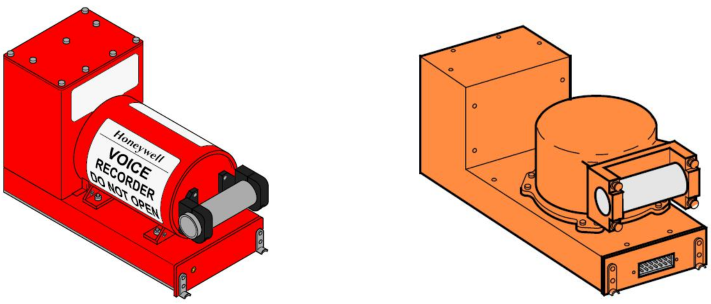


图 5-29 典型飞行记录器

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通话以及空中交通服务机构的数字通信，由于记录器是循环记录的，新记录信息总是覆盖掉 2 小时以前的信息，所以发生事故时，必须保证记录器能够自动停止记录。

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据。数字式飞行记录器可以记录飞行最后 25 小时的飞行参数。

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，所记录的数应得到完好的保护，防止由于飞机坠毁等引的火焰烘烤、冲击和海水浸泡等因素对数据成任何损坏。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。

5.3 民用航空器其它机载系统

5.3.1 座舱环境控制系统

随着飞行高度的增加大气压下降，大气中的含氧量下降，在 4 000 米高度上普通人体中的氧气已经不能维持正常的活动，出现缺氧症状。在 6 000 米的高度上人能保持正常知觉工作的时间（有效意识时间）下降到不足 15 分钟，到 8 000 米高空时这个时间只有 3 分钟，此外在 8 000 米以上的高度，人体内部分的氮气和水分都要以气体形式逸出体外，使身体浮肿，称为减压症。在 10 000 米的高空，气温会降到-50℃以下。因而在飞行高度超过 6 000 米以上的飞机必须采用环境保护措施来保障乘客和机组人员的生命安全。这种保障系统称之为座舱环境控制系统。它包括三个大部分：氧气系统，座舱增压系统和空调系统。

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 5-30 所示。

（a）乘客用的氧气面罩

（b）机组用氧气面罩

图 5-30 氧气面罩

为乘客供氧一般采用连续供氧系统，采用化学式氧气发生器作为氧气源。客机氧气面罩上为乘客使用的氧气面罩储存在座位附近，通常在天花板上，一旦舱内气压降到低于 4500 米高空气压时，氧气面罩会自动从上面落下。

给机组使用的一般是高压气瓶储存的液态氧，因为机组人员活动量大而且责任重，一旦

出现缺氧症状后果不堪设想。与连续供氧系统的不同，每一个机组人员的面罩前都有一个呼吸压力调节器，在气体减压之后，这个调节器按照使用者的呼吸过程断续供氧，使用者可以按自己的需要来调整氧气的压力，这个调压器不仅可以调节氧气的供应量，还可以调节吸入空气来调节氧气的浓度。

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 8 000 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。

座舱增压系统的气源来自发动机，座舱的压力保持在 1 800 米到 4 000 米对应高度的气压上。飞行的高度越高，座舱外的压力越低，为保证座舱内外的压力差基本不变，座舱内的压力高度也得随着变化，飞得越高，气体向外泄露得越多，加压装置也要供应更多的空气，当加压装置供应的气体不足以保障 4 000 米高度的压力时，飞机也就到了它飞行高度的极限。随着飞行高度的增高，座舱内的高度也相应增高以保证压力差在允许范围之内。增压空气由增压器和直接空气进口送入空调系统，再由空调系统供应座舱，舱内设有减压阀，当舱内压力过大时，把气体排出。

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。

5.3.2 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。

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。在用电量不大的情况下，低压直流供电系统简单、方便，因而在现在的一些小型飞机上仍在使用。但随着飞机用电量的增大，用电种类的增加，直流系统的重量大，换向调压困难，现代飞机大多采用交流电源系统，并把其中部分转换成直流电供给指定设备。飞机上交流系统主要为 115 伏/400 赫兹的三相电源系统。

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。

2. 配电线路系统

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。飞机上的输电线路使用了单线制取代了过去的双线制，即用电设备只有一根导线，而回路则用金属机体或接地网作为地线回路，这样节省了大量的导线。一些小型非金属机身的飞机仍使用双线制，飞机上设备使用两条绝缘导线。在电力的控制上大部分都实行了用触点电磁开关控制或无触点的固体电路控制。

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。

5.3.3 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。前者是最简单的燃油系统，多用于活塞式发动机的轻型飞机。这种系统的油箱必须高于发动机，在正常情况下燃油靠重力流进发动机汽化器。现代喷气飞机都采用油泵供油式燃油系统。油箱内的燃油被增压油泵压向发动机主油泵。为了提高系统的可靠性和保证安全，燃油系统大都采用“余度设计”的原则，即系统中的关键元件和通路，如油泵和供油管路至少配置两套，一旦系统中某一元件有故障时，备用元件或通路自动接通。

喷气式飞机耗油量大，燃油系统比较复杂，一般由燃油箱和燃油管路、油箱通气增压系

统、油量指示和输油控制系统、压力加油系统、紧急放油系统等组成。

1. 燃油箱和管路

轻型低速飞机多采用铝合金焊接油箱。喷气飞机多用尼龙薄膜油箱或整体油箱。整体油箱直接利用机身和机翼结构内部的一部分空间作为油箱。在每个油箱的最低点都装有吸油泵，用以向发动机或其它油箱供油。燃油温度增加后所产生的沉积物靠燃油系统的油滤加以清除。

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 5-31 所示。

图 5-31 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 5-32 所示。

图 5-32 飞机紧急放油

5.3.4 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。为进一步提高液压系统的可靠性，系统中还并联有电动马达驱动泵和应急冲压涡轮驱动泵，当飞机发动机发生故障使液压系统失去能源时，可由电动马达驱动泵或伸出应急冲压涡轮驱动泵驱动液压系统继续工作。

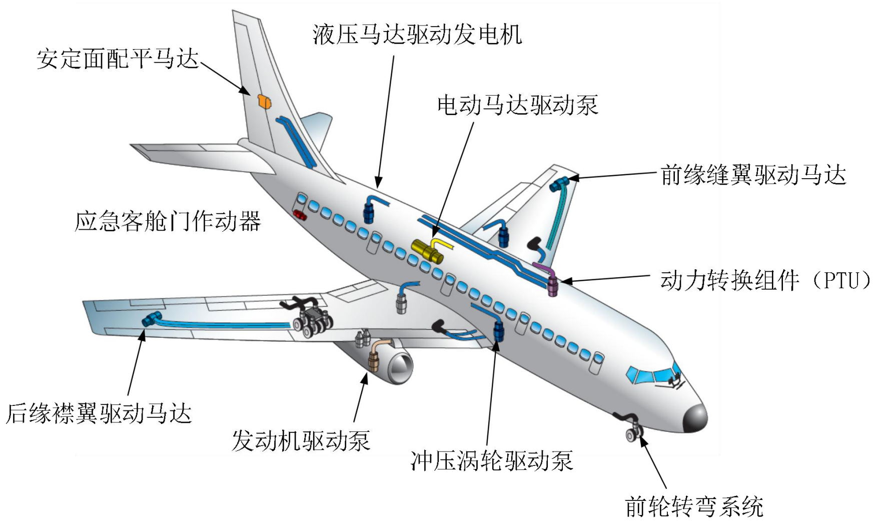


图 5-33 典型大型飞机液压系统

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。

液压系统的优点是：单位功率重量小、系统传输效率高、安装简便灵活、惯性小、动态响应快、控制速度范围宽、油液本身有润滑作用、运动机件不易磨损。其缺点是油液容易渗漏、不耐燃烧、操纵信号不易综合。与机床、船舶等其它机械的液压系统相比，飞机液压系统的特点是动作速度快、工作温度和工作压力高。

5.3.5 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，对飞行性能产生很大影响，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。

气热防冰用于机上防冰面积较大的部位，如机翼前缘、尾翼前缘、发动机进气道前缘。喷气飞机的热气源引自发动机压气机，活塞发动机则要用加热器加热空气，把热空气通过管道送到需防冰的部位防止结冰。

电热防冰利用电阻把电能转化为热能进行防冰，用于面积较小、又较为突前的部位，如空速管和风挡玻璃的防冰。

化学溶液防冰使用防冻液喷洒到防冰表面进行防冰或除冰。防冻液是冰点很低的化学液体，用酒精和甘油的混合物或丙异基酒精组成，它们使水的冰点降低或使结冰融化，主要用于螺旋桨飞机的螺旋桨防冰或小型飞机机翼部位的防冰。

在小型飞机上还广泛使用着机械除冰方法，在机翼前缘有一层橡胶防冰管带，平时这些防冰管带紧贴在机翼上，结冰后在管内充放压缩空气使管带反复膨胀、收缩，使冰层破裂为碎块，让迎面气流吹掉。

大型飞机在机身外侧都装有结冰探测器，遇到结冰就会启动机内的警告灯，并使防冰系统工作。在热气防冰的地方有温度传感器，防止该区域在把冰融化后产生过热。机身上还装有机翼照明灯，在夜晚飞行时照亮机翼以便驾驶员检查结冰情况。在小型飞机上主要靠驾驶员目视检查结冰状况，也有的在机头外侧装有探冰杆。

飞机排雨主要是防止雨水在风挡玻璃上聚集，避免影响驾驶员的视线。飞机通常采用和汽车同样的雨刷来刷去雨水，只不过这种雨刷要承担更大的速度和空气动力载荷，功率更大。大型飞机还会使用化学液体喷洒在风挡上，这种防雨液的作用是使雨水聚集成球状，不在玻璃上依附，然后被风吹走。也有的飞机从发动机引起来热气吹在风挡外来防雨。

5.3.6 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，迅速破灭。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。

5.3.7 民用飞机客、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。对大型客机来说，客舱座椅可按头等舱、公务舱、经济舱三个等级来安排，航空公司可以根据它的运营需要把座舱安排成头等舱和经济舱两级布局，也可以全部安排成经济舱以增大旅客运输量。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。为了装卸货物方便，除了机身侧方的舱门外，机头段或机尾段设计成可整体打开的形式，让货物从机头和机尾直接进入，有些货机上还备有专用的绞盘或起重吊车。第二种是客货混合型，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。另外，大量的空运货物是由客机客舱下面的货舱来运输的，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

飞机在万一发生事故的情况下，使机组和旅客迅速安全撤离是最重要的任务。

1）撤离通道和应急出口

现代大型客机载运很多乘客，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。在紧急状况下空乘人员应熟练打开机门和应急出口指导旅客撤离。

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 秒钟内充气完毕滑梯在出口外展开。乘客脱鞋以仰卧姿势双腿伸直跳入滑梯滑到地面。同时飞机上装备有应急定位发射机，撤离的人员应带上机上的便携式定位发射机，撤离至安全区后，立即打开，发出定位信号，以便搜索人员发现。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。

陆上撤离设备的大部分在水面撤离时都要使用，水面撤离设备还有：救生衣、水上撤离滑梯、救生筏以及其它水上救生物品，如海水淡化药剂、海水染色剂、压缩食品、指南针等。飞机救生情况在现代的航空条件下是很少出现的，但是机组人员必须随时做好准备，在紧急情况下挺身而出，保障乘客和自身的安全。典型大型客机的应急撤离设备如图 5-34 所示。

图 5-34 典型大型客机应急撤离设备

参考文献

[1] 李幼兰．空气动力学和维护技术基础[M]．清华大学出版社,2016．

[2] 郭博智,等译．民用客机发展演变[M]．北京：航空工业出版社, 2010．

[4] 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．

[5] FAA-H-8083-30A, Aviation Maintenance Technician Handbook-General[S], U.S.Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2018．

[6] FAA-H-8083-4, Helicopter Instructor’s Handbook[S], U.S.Department of Transportation Federal Aviation Administration Flight Standards Service, 2012．